

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

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

**Моделирование конструкций ракетно-
космической техники методом конечных
элементов в среде MSC.Nastran
с использованием системы твердотельного
моделирования SolidWorks**

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2006

УДК 519.876.5+629.78

ББК 34.3

К 272



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области
аэрокосмических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: канд. техн. наук, проф. А. В. Соловов
канд. техн. наук, доц. В. И. Абрашкин

Пересыпкин К. В.

К 272 Моделирование конструкций ракетно-космической техники методом конечных элементов в среде MSC.Nastran с использованием системы твердотельного моделирования SolidWorks: учеб. пособие / К.В. Пересыпкин, В.П. Пересыпкин, Е.А. Иванова – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 214 с. : ил.

ISBN 5-7883-0443-1

Рассмотрены принципы и приемы конечно-элементного моделирования и расчетов типов конструкций, характерных для ракетно-космической техники, в среде современного программного продукта MSC.Nastran.

Учебное пособие предназначено для студентов специальности 230301 «Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах» и специальности 150301 «Динамика и прочность машин».

Учебное пособие полезно студентам специальности 160802 «Космические аппараты и разгонные блоки» и специальности 160801 «Ракетостроение».

УДК 519.876.5+629.78

ББК 34.3

ISBN 5-7883-0443-1

©Пересыпкин К.В., Пересыпкин В.П.,
Иванова Е.А., 2006

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2006

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	5
1 Нагрузки на ракетно-космическую технику	9
1.1 Нормативные нагрузки	13
1.2 Эксплуатационные и расчетные нагрузки	15
1.3 Задание граничных условий при моделировании космической техники методом конечных элементов.	16
2 Типовые силовые конструкции ракетно-космической техники	18
2.1 Каркасированные оболочки	20
2.2 Вафельные оболочки	24
2.3 Трехслойные оболочки	25
2.4 Ферменные и рамные конструкции	26
2.5 Конструкции топливных баков	29
3 Среда моделирования MSC.Nastran	31
3.1 Основные файлы	32
3.2 База данных модели	32
3.3 Окна	33
4 Анализ силовой работы разных типов ракетно-космических конструкций в системе MSC.Nastran.	38
4.1 Лабораторная работа №1 «Моделирование и статический расчет пластинчатой конструкции с использованием MSC/NASTRAN	40
4.2 Лабораторная работа №2 «Моделирование и статический расчет объемных силовых элементов конструкции с использованием MSC/NASTRAN»	67
4.3 Лабораторная работа №3 «Моделирование ферменных и рамных силовых элементов конструкции с использованием MSC/NASTRAN и расчет критической силы потери устойчивости»	94
4.4 Лабораторная работа №4 «Моделирование конструкции стрингерного отсека ракеты-носителя в среде MSC/NASTRAN»	125
4.5 Лабораторная работа №5 «Моделирование конструкции углесотопластикового головного обтекателя ракеты-носителя в	

среде MSC.NASTRAN и подбор числа слоев однонаправленного углепластика в несущих слоях обтекателя»	140
5 Особенности геометрического моделирования конструкций в системе твердотельного моделирования SolidWorks с целью создания КЭ модели.	161
6 Библиотека конечных элементов MSC.Nastran для расчета ракетно-космических конструкций.....	168
6.1 Одномерные элементы	168
6.2 Плоские элементы	172
6.3 Универсальный оболочечный элемент типа PLATE	174
6.4 Слоистый элемент типа LAMINATE	176
6.5 Объемный элемент типа SOLID	177
6.6 Другие элементы.....	179
7 Основные данные по интерфейсу пользователя системы MSC.Nastran	185
7.1 Команды главного меню	185
7.2 Команды меню File (работа с файлами)	186
7.3 Команды меню Tools (инструменты).....	188
7.4 Команды меню Geometry (геометрия)	191
7.5 Команды меню Modify (изменить).....	192
7.6 Команды меню Mesh (сетка).....	197
7.7 Команды меню List (список).....	201
7.8 Команды меню Delete (Удалить).....	202
7.9 Команды меню Group (группа).....	204
7.10 Команды меню View (Вид)	208
7.11 Команды меню Help (Помощь).....	209
Список использованных источников	211

Введение

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

Оптимизировать процесс цикла «проектирование конструкции – изготовление конструкторской документации» в значительной мере позволяет использование компьютерного моделирования будущей конструкции. Современный уровень компьютерного моделирования позволяет оценить, исследовать и оптимизировать каждый компонент конструкции нового изделия в компьютерной, виртуальной среде, до изготовления реальных дорогостоящих прототипов. 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 компьютерного моделирования 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. CAD-геометрия, как правило, становится основой конечно-элементной модели конструкции.
2. Программные системы CAE (Computer-Aided Engineering) – системы инженерного моделирования, анализа и оптимизации, 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 ANSYS.

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

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 (КЭ-модель) – 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 K_e , соответствующие общим степеням свободы конструкции.
3. Строится общая матрица жесткости конструкции 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, $\dot{U}$ - скоростей, $\ddot{U}$ - ускорений 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.

Метод конечных элементов впитал в себя мировые достижения науки в области механики твердого деформируемого тела и представил их в форме, позволяющей точно моделировать практически любые конструкции из разнообразных материалов, в том числе композиционных. Это позволило решать задачи расчета реальных сложных конструкций в линейной и нелинейной постановках, с учетом нелинейного и неупругого поведения конструкционных материалов; задачи устойчивости конструкций с учетом закритического поведения; динамические задачи о собственных частотах, переходных процессах, вынужденных и гармонических колебаниях; задачи оптимизации.

Успех МКЭ обусловила естественная дискретизация реальной конструкции при разработке конечно-элементной модели, создание необходимого количества типов конечных элементов, позволивших моделировать любые конструкции, быстрое развитие производительности компьютеров, позволивших получать, решать и обрабатывать результаты расчетов систем уравнений с десятками миллионов степеней свободы, что обеспечило высокую степень адекватности моделей реальной конструкции.

Ведущей системой конечно-элементного анализа в мире, а для аэрокосмических предприятий мировым стандартом сертификации, в настоящее время является программный продукт фирмы MSC.Software Corporation - MSC.Nastran [3].

Расширение многостороннего сотрудничества в создании ракет-носителей, спутников и межпланетных космических аппаратов различного назначения делает целесообразным использование программных продуктов MSC.Software как надежного проверенного длительной эксплуатацией инструмента, признаваемого всеми участниками международных проектов.

Компьютерные технологии MSC обеспечивают сегодня не только самый широкий спектр высокоточных инженерных расчетов: прочности,

динамики, кинематики, теплопередачи, акустики, аэроупругости, долговечности, ресурса и т.д., но также позволяют виртуально моделировать технологические процессы изготовления и сборки изделий. А самое главное, обеспечивают создание подробнейших компьютерных моделей сложных машин и механизмов, проводят глубокий их анализ с учетом реальных условий эксплуатации. Таким образом, еще на ранних стадиях проектирования создаются высокоточные компьютерные модели, применение которых значительно сокращает сроки проектирования и изготовления изделий при значительном повышении их качества, что обеспечивает быстрый выход на рынок с новой продукцией и получение высокой отдачи от вложенных инвестиций.

При этом значительно сокращается число натурных экспериментов путем замены их на быстрое, эффективное и высокоточное компьютерное моделирование на основе создаваемых виртуальных моделей сложных машин и механизмов. Компьютерные модели не только позволяют создавать новейшие изделия в самые сжатые сроки, но и сопровождают их на всем их жизненном цикле, позволяя решать различные эксплуатационные проблемы, включая аварийные ситуации, и проводить оперативные модификации, обеспечивая высокий постоянный уровень эксплуатационных характеристик, большой ресурс и безопасность изделий.

MSC.Nastran обеспечивает полный набор расчетов, включая расчет напряженно-деформированного состояния, запасов прочности, собственных частот и форм колебаний, анализ устойчивости, решение задач теплопередачи, исследование установившихся и неустойчивых процессов, акустических явлений, нелинейных статических процессов, нелинейных динамических переходных процессов, анализ сложного контактного взаимодействия, расчет критических частот и вибраций роторных машин, анализ частотных характеристик при воздействии случайных нагрузок, спектральный анализ и исследование аэроупругости. Предусмотрена возможность моделирования практически всех типов материалов, включая композитные и гиперупругие.

Наряду с расчетом конструкций MSC.Nastran может использоваться и для оптимизации проектов. Оптимизацию можно проводить для задач статики, устойчивости, установившихся и неуставившихся динамических переходных процессов, собственных частот и форм колебаний, акустики и аэроупругости.

Данное пособие знакомит пользователя с интерфейсом пре- и постпроцессоров MSC.Nastran и помогает на простых примерах моделирования конструкций разного типа, характерных для ракетно-космической техники, начать работать в этой сложной интеллектуальной среде.

1 Нагрузки на ракетно-космическую технику

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 неспокойной атмосфере, грубая посадка самолета, движение железнодорожного состава по неровностям пути) и т.п.
3. Силовые воздействия, обозначенные в пп. 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.

Силы, действующие на ракету – носитель (РН) в полете, показаны на рис. 1.1.

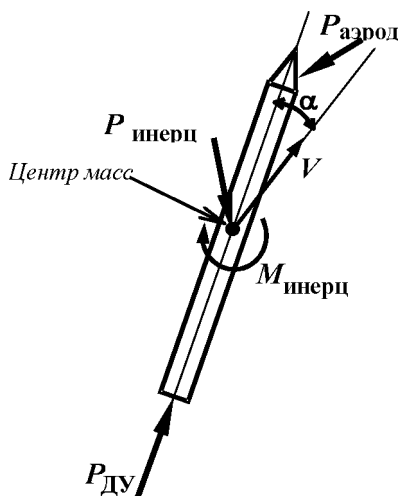


Рис. 1.1. Схема сил, действующих на РН в полете

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.

1.1 Нормативные нагрузки

Абсолютно нереально рассмотреть напряженно-деформированное состояние ракетно-космического комплекса во всех ситуациях, в которых может оказаться изделие при эксплуатации. Поэтому производится нормирование сил, действующих на изделия РКТ. Нормирование заключается в выборе конечного числа ситуаций, в которых определяется характер действующих сил и их величины. Совокупность назначенных ситуаций, называемых *случаями нагружения*, покрывает все возможные реальные ситуации таким образом, чтобы ни в одной из них внутренние силы (напряжения) во всех элементах конструкции не превышали бы значений в одном из случаев нагружения. Совокупность случаев нагружения составляет понятие: *нагрузки на ракетно-космическую технику*.

Нагрузки назначаются на основе большого количества экспериментальных исследований о состоянии атмосферы, аэродинамических продувок и расчетов различных эксплуатационных ситуаций на упругих специальных динамических моделях.

К числу основных расчетных случаев относятся следующие:

- старт;
- максимум скоростного напора – q_{max} ;
- максимум осевой перегрузки – n_x_{max} ;
- максимум поперечной перегрузки – n_y_{max} ;
- максимум гидростатического давления;
- разделение ступеней РН;

- максимальные комбинации транспортировочных перегрузок;
- гидроопрессовка;
- и пр.

При этом определяется динамическая реакция конструкции на внешние силы всех типов. Особое внимание уделяется на недопущение резонансных явлений, опасных как с точки зрения прочности, так и обеспечения нормального функционирования систем, например системы управления. Традиционно широко применяется приведение нагрузок, содержащих динамическую составляющую, к эквивалентным статическим нагрузкам. Если статическая составляющая значительно превышает динамическую составляющую, то статическую составляющую умножают на коэффициент динамичности, достигающий значения 1,25.

Вместе с тем существуют динамические нагрузки, которые невозможно свести к статическим нагрузкам. В частности, это могут быть силы, вызывающие резонансные колебания конструкции из-за вибрационных сил, из-за аэроупругих явлений. Такие колебания могут угрожать прочности конструкции или отдельных агрегатов, а также затруднять работу систем, например системы управления.

Существует ряд проблем, совершенно не связанных с прочностью конструкции. Это малые вибрации космического аппарата, вызванные работой силовых приводов систем жизнеобеспечения (вентиляция, кондиционирование), силовых приводов систем ориентации (например, силовые гироскопы). Несмотря на малую величину амплитуд этих колебаний и связанных с ними микроускорений, они могут препятствовать получению фотоснимков с высоким разрешением, точному наведению направленных антенн, созданию невесомости, необходимой для некоторых технологических процессов и других задач. При проектировании таких изделий нужно с помощью выбора жесткостных свойств элементов конструкции, постановкой амортизирующих и демпфирующих элементов, ужесточением требований к источникам вибрации добиваться приемлемых характеристик на основе динамических расчетов вынужденных колебаний и переходных процессов.

1.2 Эксплуатационные и расчетные нагрузки

Несмотря на определенную условность понятий «случай нагружения», «нагрузки на ракетно-космическую технику», имелось в виду, что нагрузки такого уровня могут быть достигнуты в процессе эксплуатации космической техники и поэтому они называются эксплуатационными нагрузками.

Для проведения прочностных расчетов используются расчетные нагрузки. Расчетные нагрузки получаются из эксплуатационных нагрузок умножением их на коэффициент безопасности $f > 1$. Коэффициент безопасности должен предоставлять гарантию того, что за время эксплуатации конструкции предельное напряженное состояние ни разу не будет превышено. Введение коэффициента безопасности фактически означает неуверенность в правильности (полноте) выбора эксплуатационных нагрузок, точности выполняемых расчетов, переоценке свойств используемых материалов, возможность скрытых несовершенств производственных технологий и многих других обстоятельств. Обычно применяемое значение коэффициента безопасности для РКТ - $f = 1,3$. Для разных агрегатов и случаев нагружения могут назначаться разные коэффициенты безопасности.

Таким образом, конструкция рассчитывается на действие увеличенных нагрузок. Коэффициент безопасности устанавливается на основании опыта эксплуатации конструкций - прототипов. Волевое назначение коэффициентов безопасности для вновь создаваемых конструкций может привести как к избытку потребной несущей способности, так и, наоборот, к снижению надежности конструкции. Конструкции с большими значениями коэффициента безопасности будут иметь слишком большую массу, а при заниженных коэффициентах безопасности возможно разрушение элементов конструкции в реальных условиях эксплуатации. При нормировании величины коэффициентов безопасности учитывается назначение конструкции, многократность (повторность нагружения), требуемый уровень надежности, безопасности эксплуатации, характер

нагружения, продолжительность эксплуатации, способ изготовления и ряд других факторов.

Совершенствование методов расчета нагрузок, повышение степени адекватности применяемых моделей конструкций, применение прогрессивных способов изготовления должны приводить к снижению используемых коэффициентов безопасности и повышать весовое совершенство проектируемых конструкций.

1.3 Задание граничных условий при моделировании космической техники методом конечных элементов

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. Вполне корректным является подход, при котором 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.

2 Типовые силовые конструкции ракетно-космической техники

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) [5, 6].

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. Обычно одна ракетная часть служит для разгона разных космических аппаратов. 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 отстыковку 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-технических конструкций применяются материалы с высокой удельной прочностью – (отношение предела прочности к плотности материала). Это также приводит к относительно малым размерам сечений силовых элементов конструкции. Например, на 3-ю ступень РН СОЮЗ действуют примерно следующие максимальные основные силовые факторы: продольная сжимающая сила - 1000КН, изгибающий момент – 1500КНм. Диаметр 3-й ступени – 2,66м. Представим силовую конструкцию ракеты в виде гладкой цилиндрической оболочки и определим, какую толщину в первом приближении должна иметь такая оболочка, воспринимающая такие воздействия.

Воспользуемся известной формулой для вычисления напряжений при совместном действии осевой силы и изгибающего момента:

$$\sigma = N/F - M/W,$$

где N – осевая сила, M – изгибающий момент, $F = 2\pi R t$ – площадь сечения тонкостенной цилиндрической оболочки, $W = FR/2$ – момент сопротивления изгибу, R и t – радиус и толщина оболочки. Задавшись допускаемым напряжением 200МПа, что является реальным для алюминиевых сплавов, применяемых в ракетостроении, получим толщину оболочки $t \approx 2$ мм. Это очень тонкостенная оболочка (отношение толщины оболочки к ее радиусу - 0,0015). Для наглядности можно представить оболочку в 100 раз уменьшенных размеров. Это будет трубка диаметром 26,6мм и толщиной стенки 0,02мм (примерно толщина шоколадной фольги). Такая трубка должна выдерживать уменьшенные в 100 раз сжимающую осевую силу - 100Н (вес ведра воды) и изгибающий момент - 1,5Нм (100Н на плече 15 мм). Очевидно, наша трубка такую нагрузку не выдержит, так как она сомнется при гораздо меньшей нагрузке.

Такое «смятие» тонких оболочек, пластинок и тонкостенных стержней при действии сжимающих сил называется потерей устойчивости. Этот

простой пример иллюстрирует главную сложность проектирования тонкостенных конструкций – явление 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 оболочки, наиболее распространенной универсальной конструкции РКТ, для этого может потребоваться увеличение толщины, а следовательно, и массы оболочки в несколько, а то и десятки раз. Существуют более рациональные способы борьбы с потерей устойчивости тонкостенных оболочек.

2.1 Каркасированные оболочки

Тонкие оболочки (обшивка) при осевом сжатии и изгибе обычно теряют устойчивость с утратой круговой формы поперечного сечения оболочки (рис. 2.1.1). Для поддержания исходной формы поперечного сечения оболочки обшивку подкрепляют регулярно расположенными поперечными кольцами, называемыми рядовыми шпангоутами. Рядовые шпангоуты должны иметь значительную изгибную жесткость, притом что величина площади поперечного сечения шпангоута не важна. Поэтому рядовые шпангоуты обычно 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 баковых отсеках, сосредоточенные силы от креплений, распорные и стыковочные силы. Такие шпангоуты называются силовыми.

В некоторых случаях установка шпангоутов полностью решает проблему устойчивости конструкции. Это характерно для баковых отсеков, которые имеют довольно большую толщину оболочки, чтобы противостоять внутрибаковому давлению. Для тонкой оболочки возможна потеря устойчивости полос обшивки между шпангоутами (рис. 2.1.2). 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 прессованного 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 рис. 2.1.3.

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.

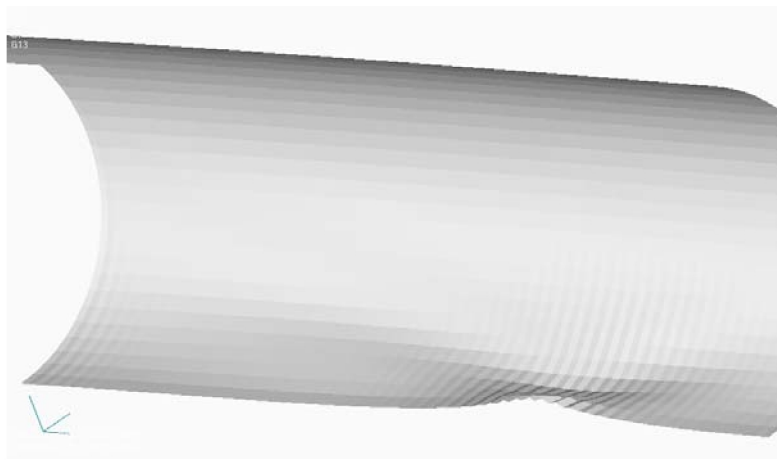


Рис. 2.1.1. Форма потери устойчивости гладкой оболочки. Показана половина оболочки

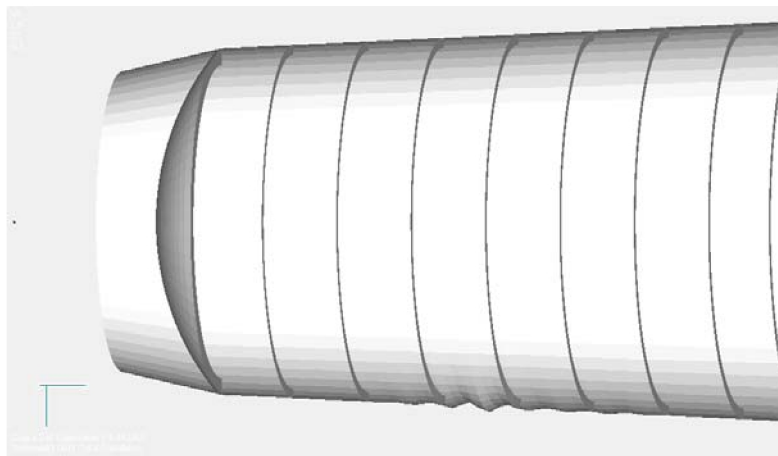


Рис. 2.1.2. Форма потери устойчивости оболочки, подкрепленной только шпангоутами

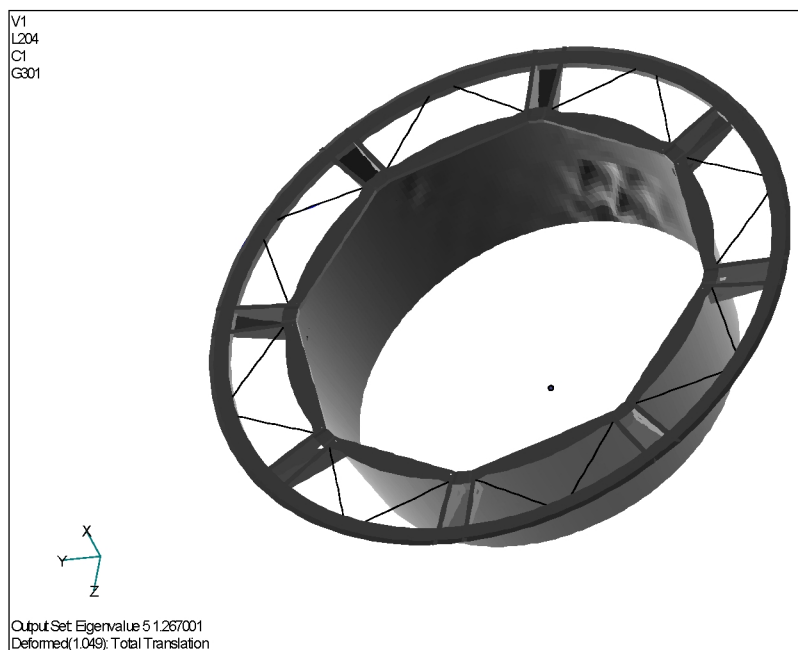
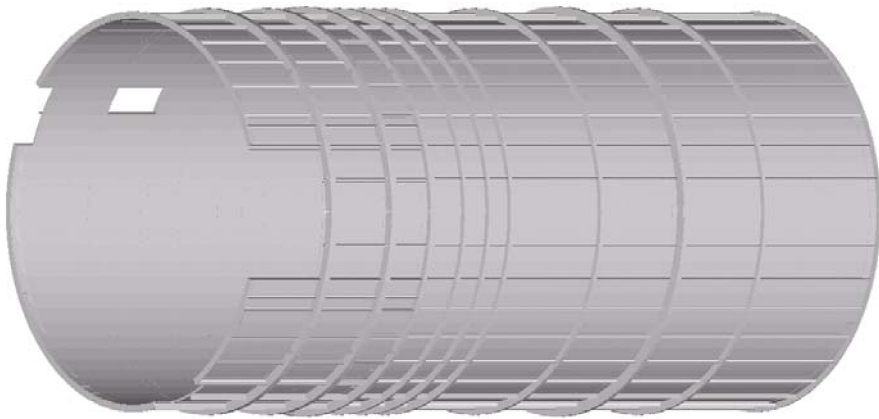


Рис. 2.1.3. Форма потери устойчивости конструкции переходного отсека в клетках обшивки, подкрепленной шпангоутами и стрингерами

На рис. 2.1.4 показана конструкция каркасированной оболочки отсека космического аппарата.



*Рис. 2.1.4. Тонкостенная каркасированная оболочка отсека космического аппарата.
Каркас конструкции (шпангоуты и стрингеры) расположены снаружи*

2.2 Вафельные 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.

Вафельную оболочку можно охарактеризовать как способ перехода от тонкостенных конструкций к толстостенным, хотя, с другой стороны, они напоминают каркасированные оболочки, особенно при продольном и окружном расположении ребер. Более мелкий шаг подкрепляющего

набора в вафельных конструкциях обеспечивает высокий уровень критических напряжений общей потери устойчивости.

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 рис. 2.2.1 приведен фрагмент вафельной оболочки отсека космического аппарата.

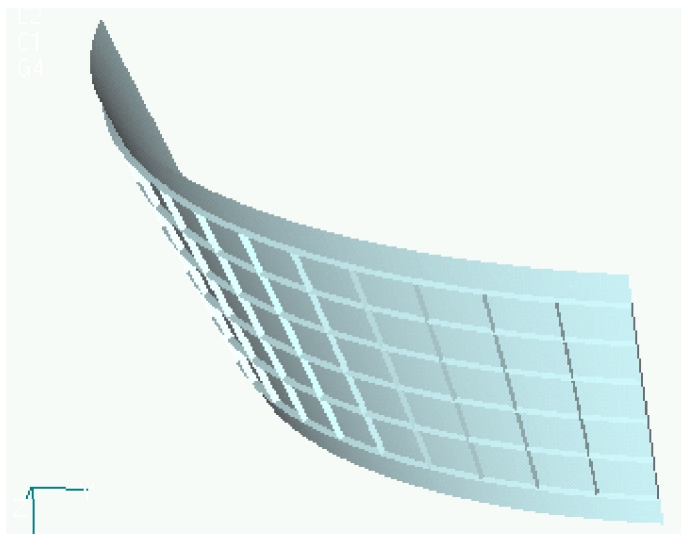


Рис. 2.2.1. Фрагмент вафельной оболочки отсека космического аппарата

2.3 Трехслойные оболочки

Принципиально другой подход повышения эффективности использования материала сечения, в отличие от тонкостенных каркасированных оболочек, реализуется в идее трехслойных оболочек. Если в примере с 3-й ступенью РН «Союз» (см. раздел 2.1) полученную по условию прочности обшивку 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.

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

Несущие слои трехслойной оболочки могут быть металлическими или 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.

2.4 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, связанных в узлах сварными, болтовыми и клепаными соединениями. Соединения стержней в ферменной конструкции считаются шарнирными. Поэтому при соединении стержней между собой оси стержней должны сходиться в одной точке. Стержни выполняются, как правило, из труб, а также из прессованных профилей и воспринимают осевые усилия.

Рамные конструкции применяются для крепления грузов в герметичных контейнерах и оборудования в приборных отсеках, 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. Задача состоит в том, чтобы уменьшить передачу на элемент изгибающих моментов. Характер заделки концов рамных элементов существенно влияет на величину критических напряжений потери устойчивости.

На рис. 2.4.1-2.4.3 показаны стержневые конструкции изделий РКТ.

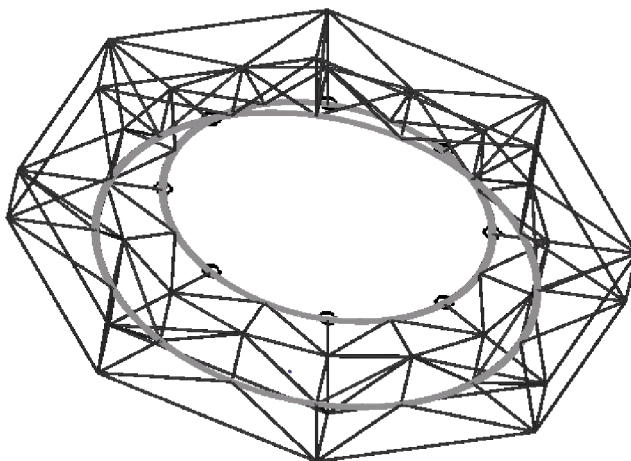


Рис. 2.4.1. Ферменная конструкция приборного отсека разгонного блока РН

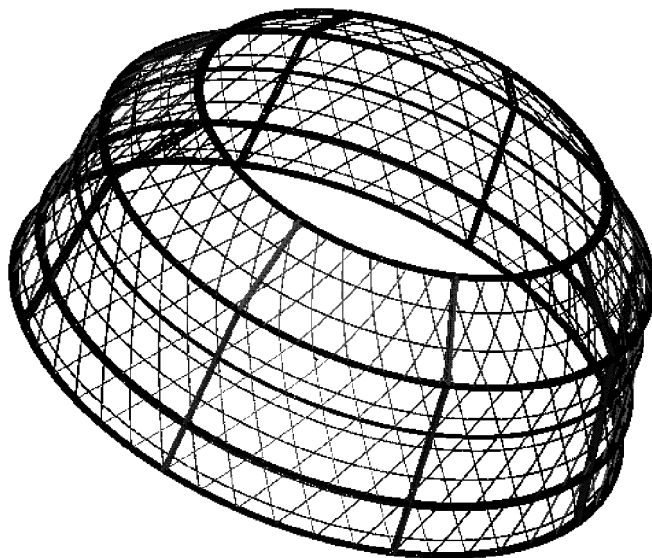


Рис. 2.4.2. Ферменная несущая конструкция разгонного блока РН

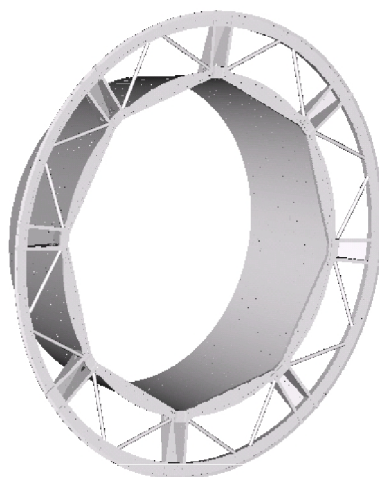


Рис. 2.4.3. Конструкция переходного отсека РН с элементами рамной и ферменной конструкций

2.5 Конструкции топливных баков

Топливные отсеки предназначены для размещения рабочих запасов окислителя и горючего. Конструкции баков характеризуются большим разнообразием форм и размеров.

Конструкции топливных баков могут быть несущими и подвесными. Топливные баки считаются несущими, когда корпус бака одновременно является корпусом отсека РН и воспринимает как давление наддува и инерционную нагрузку со стороны топлива, так и аэродинамические силы и внешние инерционные нагрузки. Подвесные топливные баки характеризуются разделением функций бака и корпуса топливного отсека по восприятию действующих нагрузок.

В зависимости от конструктивного исполнения различают гладкие и подкрепленные баки.

Основным силовым элементом гладкого бака является оболочка, воспринимающая все внешние усилия, давление наддува и гидростатическое давление. Гладкими оболочками делают баки, в которых преобладают растягивающие нагрузки.

Баки, испытывающие сжимающие нагрузки, имеют конструкции подкрепленных оболочек. В конструктивно-силовую схему баков входят обечайка, днища, поперечные подкрепляющие элементы (шпангоуты), узлы крепления. Если напряженное состояние бака требует подкрепления оболочки продольно-поперечным силовым набором, конструкция баков чаще всего выполняется вафельной.

На рис. 2.5.1-2.5.2 показаны конструкции несущего и ненесущего баков РН.

V1
L15
C2
G200000

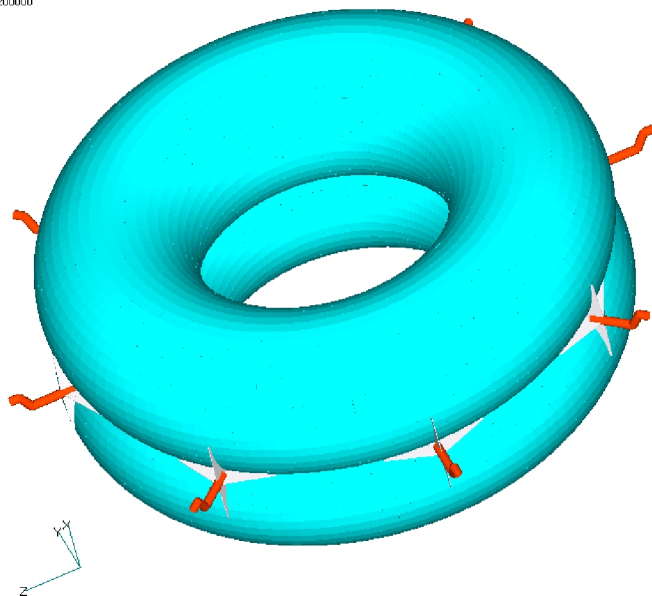


Рис. 2.5.1. Ненесущий топливный бак разгонного блока РН

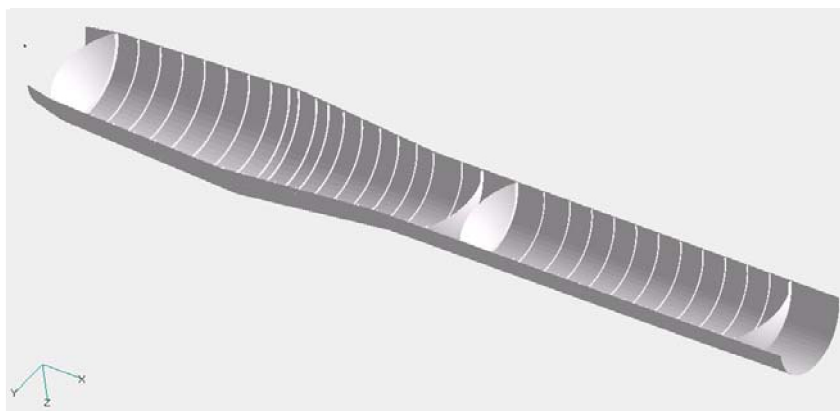


Рис. 2.5.2. Несущие топливные баки первой ступени РН «Союз»

3 Среда моделирования MSC.Nastran

Расчет конструкций методом конечных элементов с практической точки зрения делится на три этапа:

- 1) создание конечно-элементной модели конструкции;
- 2) конечно-элементный расчет конструкции на основе созданной модели;
- 3) анализ результатов расчета.

В соответствии с этим конечно-элементные системы состоят из трех программных частей: препроцессора, решателя и постпроцессора. Препроцессор предназначен для создания конечно-элементной модели конструкции. Решатель реализует необходимые вычислительные алгоритмы для выполнения заданного конечно-элементного расчета модели, подготовленной в препроцессоре. Постпроцессор предназначен для отображения результатов расчета, полученных решателем.

Функции препроцессора и постпроцессора MSC/NASTRAN могут выполнять различные программы. Наиболее популярными являются программы FEMAP и PATRAN. В этом пособии рассматривается работа с программой FEMAP.

Создание конечно-элементной модели конструкции в программе FEMAP состоит из нескольких этапов:

- 1) геометрическое моделирование;
- 2) задание характеристик материалов;
- 3) задание типов конечных элементов и их свойств;
- 4) создание конечно-элементной сетки;
- 5) задание граничных условий (закрепления и нагружения);
- 6) проверка корректности конечно-элементной модели.

В данном пособии приводятся те сведения об интерфейсе пользователя, которые понадобятся для первоначального ознакомления и выполнения простых заданий по моделированию, расчетам, обработке и документированию результатов.

3.1 Основные файлы

Основные файлы, создающиеся при работе в среде моделирования, и о которых нужно знать рядовому пользователю, имеют следующие расширения:

- ***.mod**, создается программой FEMAP, хранит всю информацию о геометрии конкретной модели, свойствах используемых материалов, конечных элементов, нагрузок, условий опирания и т.д. Это база данных модели;
- ***.dat** или ***.bdf** содержит входные данные для программы конечно-элементного расчета (решателя). Файл создается в процессе экспортирования модели из FEMAP для расчета в решатель NASTRAN;
- ***.f06**, содержит информационные сообщения, сообщения об ошибках и некоторые результаты расчета в текстовом виде. Создается решателем NASTRAN;
- ***.op2**, содержит результаты успешно выполненного задания на расчет, создается решателем NASTRAN, загружается в FEMAP для анализа, обработки и документирования результатов;
- ***.neu**, нейтральный файл FEMAP, служит для перевода КЭ-модели из одной версии FEMAP в другую.

3.2 База данных модели

База данных модели FEMAP оперирует следующими объектами (Entity).

Геометрические объекты:

- Point; (точка);
- Curve (линия, кривая);
- Surface (поверхность);
- Boundary Surface (плоская поверхность, образованная линиями и кривыми контура);
- Volume (объем);

- Solid (твердое тело);

Объекты конечно-элементной модели:

- Coordinate System (системы координат);
- Node (узел);
- Element (элемент);
- Property (свойство);
- Material (материал);
- Load Set (вариант нагрузок);
- Constraints Set (вариант связей или вариант опирания);
- Function (функция).

Объекты результатов:

- Output Set (заказанный набор результатов расчета).

Вспомогательные объекты:

- View (графический вид);
- Group (группа – некоторая, выделенная в группу совокупность данных);
- Layer (слой);
- Variable (переменная);
- Text (текст).

Все объекты имеют идентификаторы (ID) – уникальные номера. Некоторые объекты могут иметь названия.

3.3 Окна

Все возможности моделирования препроцессора MSC/NASTRAN FEMAP выведены в главное окно (рис. 3.3.1).

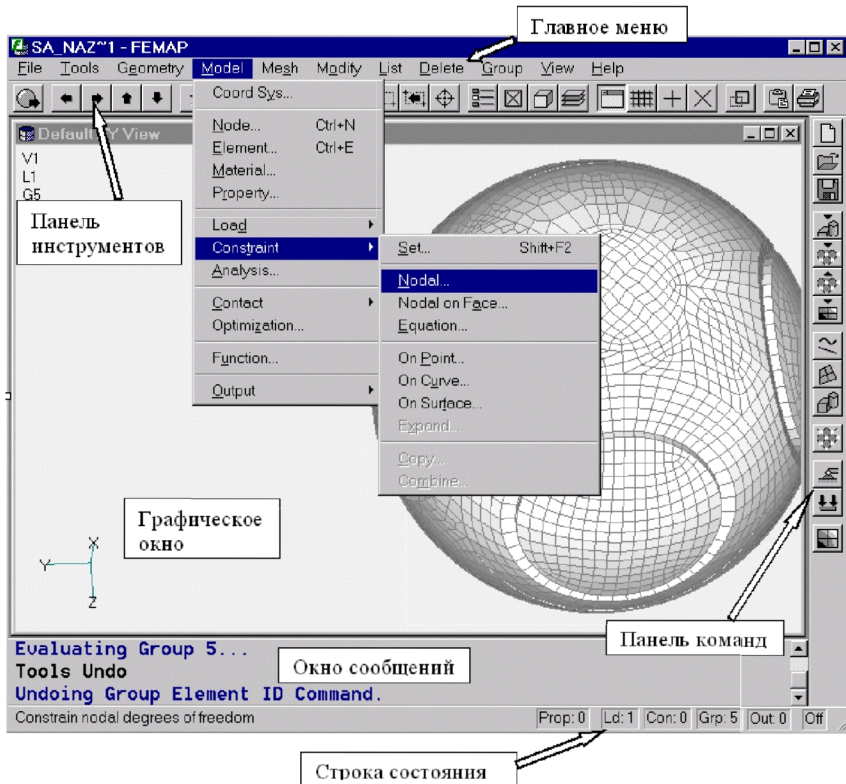


Рис. 3.3.1. Главное окно и среда моделирования FEMAP

В главном окне находятся главное меню (рис. 3.3.2), панели инструментов, панель команд (рис. 3.3.3), строка состояния (рис. 3.3.4) и одно или более графических окон для отображения модели и результатов расчетов, окно сообщений для отображения текстовой информации, которая генерируется во время работы пользователя (протокол действий пользователя, предупреждения об ошибках, вывод информации о разрабатываемой модели).

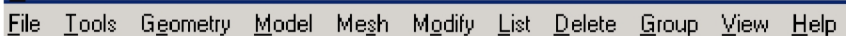


Рис. 3.3.2. Главное меню

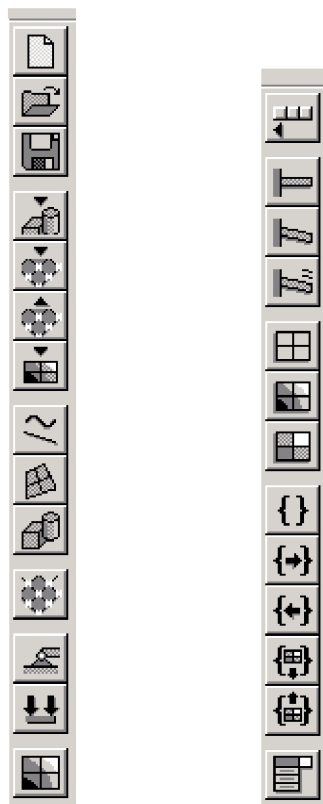


Рис. 3.3.3. Панель команд. Справа расположена основная линейка панели команд. Правая линейка содержит команды отображения результатов расчета. Эта линейка команд появляется при нажатии кнопки  (Post Process) в основной линейке команд

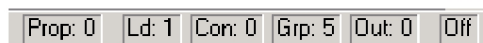


Рис. 3.3.4. Строка состояния (статусная строка)

Статусная строка содержит ряд окошек, в которых указывается текущее значение идентификаторов (уникальных названий, номеров)

свойств конечных элементов (Prop), нагрузок (Ld), вариантов опирания (Con), групп (Grp), результатов (Out).

Кнопка Off позволяет, выбрав тип объекта модели (Point, Curve,...Node и др.), получить информацию об объекте, показанном курсором на модели, отображенной в графическом окне (рис. 3.3.5).

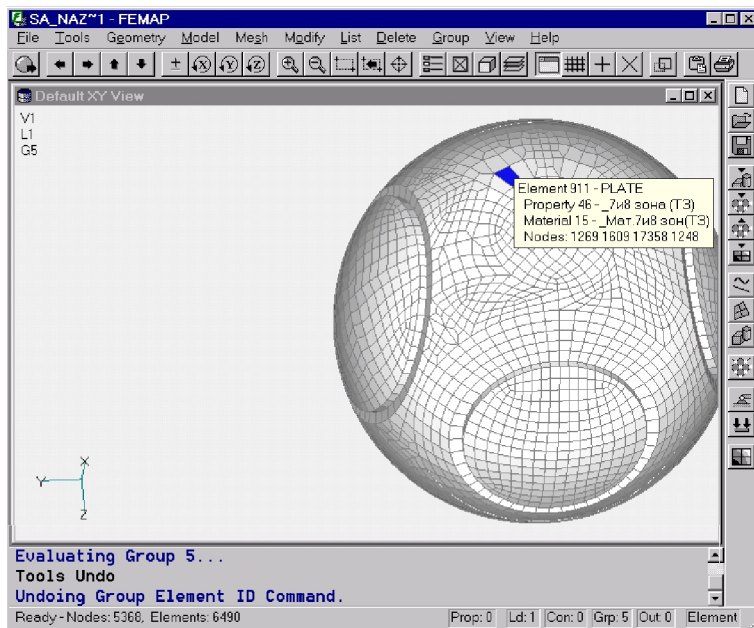


Рис. 3.3.5. Показаны данные об элементе модели, которого касается верхний левый край текста

Контекстное меню появляется при нажатии правой кнопки мыши в поле графического окна и содержит наиболее часто употребляемые команды.

На панели инструментов, как обычно, вынесены наиболее часто используемые команды.

Основные команды интерфейса пользователя, которыми придется пользоваться при выполнении лабораторных работ, приведены с комментариями в главе 7 «Основные данные по интерфейсу пользователя».

системы MSC.Nastran». Перед выполнением лабораторных работ необходимо познакомиться в этой главе с командами главного меню. С другими командами интерфейса можно будет знакомиться по мере надобности.

Интерфейс пользователя детально описан на английском языке в справочнике системы, доступ к которому осуществляется с помощью команды Help⇒ Help Topics. Достаточно подробное описание интерфейса пользователя на русском языке приведено в [7,8,9].

4 Анализ силовой работы разных типов ракетно-космических конструкций в системе MSC.Nastran

Цикл лабораторных работ, представленных в данной главе, предназначен для первоначального ознакомления с основными типами конечных элементов, приемами моделирования и анализа силовой работы разных типов ракетно-космических конструкций в среде программного продукта MSC.Nastran.

Лабораторная работа №1 «Моделирование и статический расчет пластинчатой конструкции с использованием MSC/NASTRAN» позволяет на простом примере освоить общую последовательность работы при моделировании и статическом расчете пластинчатой конструкций, знакомит с универсальным конечным элементом оболочки PLATE.

Лабораторная работа №2 «Моделирование и статический расчет объемных силовых элементов конструкции с использованием MSC/NASTRAN» служит для приобретения навыков моделирования объемных тел в препроцессоре FEMAP с помощью конечных элементов типа SOLID на примере разработки конечно-элементной модели и расчета напряженно-деформированного состояния конструкции кронштейна.

Лабораторная работа №3 «Моделирование ферменных и рамных силовых элементов конструкции с использованием MSC/NASTRAN и расчет на устойчивость» знакомит с моделированием ферменных и рамных конструкций балочными конечными элементами (BEAM), элементами сосредоточенной массы (MASS) и выполнением расчетов потери устойчивости конструкции в линейной постановке (Buckling).

Лабораторная работа №4 «Моделирование конструкции стрингерного отсека ракеты-носителя в среде MSC/NASTRAN» ставит задачу моделирования реальной конструкции стрингерного отсека ракеты-носителя, выполнение расчетов напряженно-деформированного состояния и потери устойчивости в линейной постановке и оформление отчета с

использованием графических средств отображения моделей и результатов расчетов.

Лабораторная работа №5 «Моделирование конструкции углесотопластикового головного обтекателя ракеты-носителя в среде MSC/NASTRAN и подбор числа слоев однонаправленного углепластика в несущих слоях обтекателя по условиям прочности». Целью данной лабораторной работы является моделирование конструкции головного обтекателя ракеты-носителя с использованием слоистого конечного элемента типа LAMINATE, выполнение расчетов напряженно-деформированного состояния, потери устойчивости конструкции в линейной постановке и подбор числа слоев однонаправленного углепластика в несущих слоях обтекателя по условиям прочности.

4.1 Лабораторная работа №1 «Моделирование и статический расчет пластинчатой конструкции с использованием MSC/NASTRAN»

Главная цель данной лабораторной работы - освоить общую последовательность действий при моделировании конструкции в MSC/NASTRAN. Поэтому в данной работе будет рассматриваться весьма простая конструкция – прямоугольная пластинка.

4.1.1 Описание рассматриваемой конструкции

Рассматриваемая конструкция представляет собой прямоугольную пластинку из алюминиевого сплава размером $a \times b$ и толщиной t . С одной стороны пластинка заделана (рис. 4.1.1). К стороне, противоположной заделке, приложена сила P , равномерно распределенная по стороне. Величины a , b , t и P для разных вариантов приведены в табл. 4.1.1.

Требуется рассчитать поведение данной конструкции, предположив, что перемещения точек конструкции малы (отсутствие геометрической нелинейности) и материал работает в пределах линейного участка диаграммы напряжения-деформации (отсутствие физической нелинейности).

При таких допущениях можно исследовать поведение конструкции с помощью алгоритма линейной статики. Данный алгоритм является наиболее простым из всех алгоритмов, реализованных в методе конечных элементов, и подробно рассматривается в курсах «Строительная механика» и «Прочность».

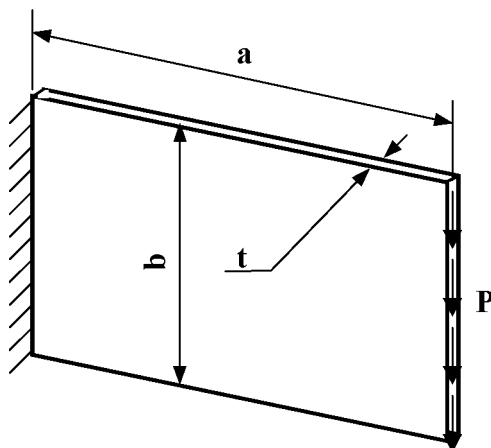


Рис. 4.1.1 Рассматриваемая конструкция

Таблица 4.1.1. Размеры пластинки

№ варианта	Длина a , мм	Ширина b , мм	Толщина t , мм	Сила P , Н
1	100	60	4	1000
2	100	50	4	800
3	200	60	5	2000
4	100	20	6	1000
5	300	120	10	7000
6	100	70	5	1500
7	100	80	4	1000
8	250	50	6	500
9	100	40	4	700
10	150	105	4	2000
11	100	80	2	1000
12	200	180	6	5000

4.1.2 Универсальный оболочечный конечный элемент типа PLATE

Элемент PLATE может воспринимать мембранную, сдвиговую и изгибную нагрузки. Применяется для моделирования любых конструкций, состоящих из тонких пластин и оболочек. В случае переменной толщины

оболочки в каждом узле элемента может быть задана различная толщина. Более детально с элементом PLATE можно познакомиться в разделе 6.3.

4.1.3 Геометрическое моделирование

Геометрическая модель в современных конечно-элементных системах используется для автоматизации процесса создания модели. Это достигается благодаря тому, что в препроцессоре реализованы алгоритмы автоматического разбиения геометрических объектов (кривых, поверхностей, объемов) на конечные элементы. Геометрическая модель может быть импортирована в FEMAP из других CAD-систем (см. главу 5, 7) или сделана средствами самого препроцессора. В данной работе геометрическую модель создадим средствами FEMAP.

Поскольку наша конструкция представляет собой тонкую пластинку, ее можно моделировать оболочечными элементами PLATE. На оболочечные элементы в программе FEMAP легче всего можно разбить поверхности. Таким образом, геометрическая модель нашей конструкции будет представлять собой прямоугольную поверхность.

Программа FEMAP предоставляет пользователю много возможностей для создания поверхностей. Один из подходящих в данном конкретном случае способов следующий.

- С помощью команды **Geometry>Point** создать четыре угловые точки (рис. 4.1.2).

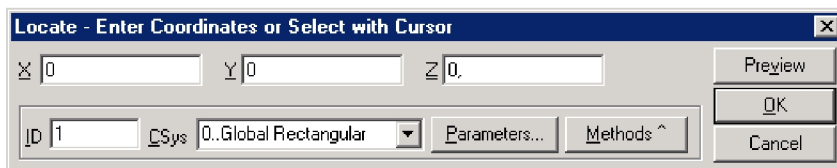


Рис. 4.1.2. Окно задания координат точек. В позиции ID система определяет номер создаваемой точки, в позиции Csys – выбранную пользователем систему координат, в позиции Methods – способ задания координат

Используем один из возможных способов задания координат точек - Locate. Выбор способа делается в выпадающем меню кнопки Methods. В

позициях X, Y, Z набираются соответствующие значения координат первой точки в системе координат Global Rectangular, выбранной в позиции Csys. Номер создаваемой точки система предлагает в позиции ID. Создание каждой точки происходит после нажатия кнопки ОК. Точки могут оказаться за границами экрана. Команда View>Autoscale (быстрая клавиша - Ctrl A) производит автоматическое масштабирование модели. После выполнения этой команды все точки появятся на экране.

- Выбрать команду Geometry>Surface>Corners (создание поверхности по угловым точкам).

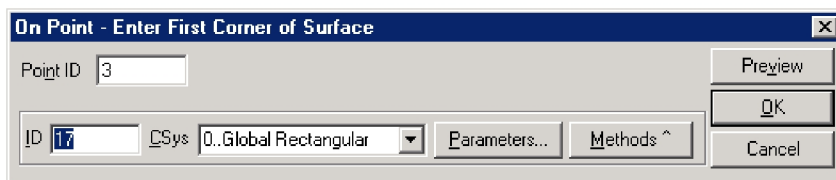


Рис.4.1.3. Окно выбора точек для создания поверхности

В появившемся окне (рис. 4.1.3) с помощью кнопки Method выбрать метод задания углов поверхности по уже существующим точкам (on Point);

- Выбирать одну за другой угловые точки, обходя периметр будущей поверхности по часовой или против часовой стрелки. Выбор точек осуществляется либо с помощью мыши, либо вводом с клавиатуры номера точки в графу Point ID окна выбора точек. Номер создаваемой поверхности система сама предлагает в позиции ID.

В результате на экране получаем поверхность, ограниченную кривыми, а также новые угловые точки, совпадающие с теми, которые указывались при создании поверхности. Причем новые точки связаны с кривыми, а кривые с поверхностью. Если вы хотите удалить одну из кривых ограничивающих поверхность (команда Delete>Geometry>Curve), вы должны сначала удалить поверхность. Аналогично и с новыми точками. Новые точки нельзя удалить без удаления кривых, с которыми

они связаны. Для того чтобы убедиться в этом, попробуйте выполнить команду (Delete>Geometry>Point). В появившемся окне нужно нажать на кнопку Select All (выбрать все существующие точки) и исполнить команду - ОК. Вы увидите, что внизу окна FEMAP, в окне сообщений, появилось следующее сообщение: «4 Point(s) Deleted. 4 NonDeleteable Point(s) Skipped» (4 точки стерты. 4 нестираемые точки пропущены.). То есть 4 точки, связанные с кривыми остались, а 4 точки, созданные нами в начале и использовавшиеся для указания положения углов поверхности, теперь удалены.

Для того чтобы посмотреть номера поверхности, кривых и точек, нажмите мышкой на кнопку Off статусной строки, в правом нижнем углу окна FEMAP. В появившемся меню выберите пункт Point, Curve или Surface в зависимости оттого, что вы хотите смотреть. Далее наведите курсор на интересующий вас объект и секунду подождите. После этого рядом с курсором должна появиться надпись, содержащая номер объекта. Если надпись не появляется, то требуется перерисовать модель с помощью команды View>Redraw.

4.1.4 Задание материалов и свойств

Окно создания материала вызывается командой Model>Matherial (рис. 4.1.4).

Рис.4.1.4. Окно создания материалов

В данном окне можно задать упругие характеристики материала, коэффициенты теплового расширения и теплопроводности, а также плотность, демпфирование и многое другое. Однако для линейного статического расчета достаточно задать модуль упругости (Youngs Modulus), коэффициент Пуассона (Poisson's Ratio) и название материала (Title). В позиции Mass Density можно задать плотность материала. Тогда возможно автоматическое «взвешивание» каждого элемента и всей модели. В позиции ID располагается номер создаваемого материала.

Следующим шагом создания конечно-элементной модели является задание свойств конечных элементов (Property). Свойства предназначены для задания главным образом геометрических характеристик элементов и материалов элементов. Свойства каждого типа элементов содержат свой набор характеристик (см. главу - 6). Так, геометрия оболочечных элементов PLATE характеризуется толщиной оболочки, а балочных элементов BEAM площадью поперечного сечения, моментами инерции поперечного сечения и т.д.

В нашем случае для элемента PLATE, выполнив команду Model> Property и выбрав в появившемся окне тип элемента PLATE (кнопка Elem/Property Type), нужно в позиции Title задать имя свойства, в позиции

Thickness, T1 толщину пластинки, а также в выпадающем меню кнопки Material выбрать материал пластинки (рис. 4.1.5). В позиции ID располагается номер создаваемого свойства.

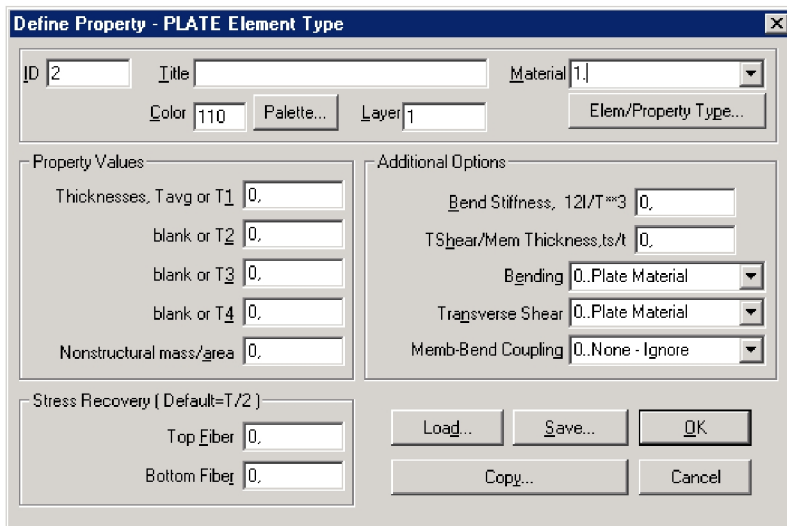


Рис. 4.1.5. Окно создания свойств конечного элемента PLATE

4.1.5 Создание конечно-элементной сетки

Для создания сетки конечных элементов на поверхности необходимо выполнить следующие действия.

1. Указать размер элементов. В данном случае это можно сделать либо косвенно, задав размер элемента по умолчанию (Mesh>Mesh Control>Default size), либо явно задать в позиции Number of Elements количество элементов вдоль сторон поверхности (Mesh>Mesh Control>Size Along Curve) (рис. 4.1.6). Черная точка в позиции Equal означает, что элементы будут одинаковой длины.

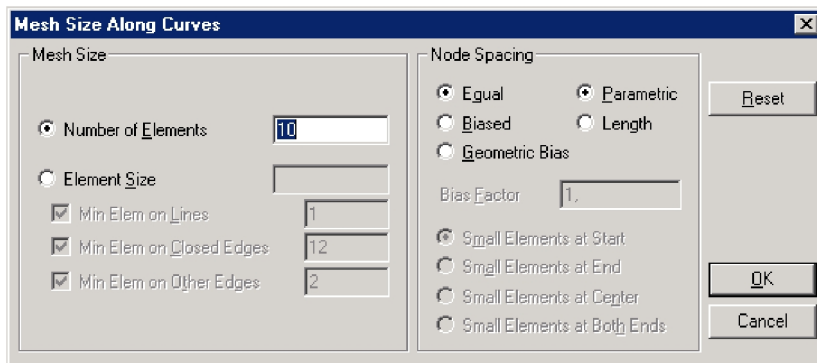


Рис. 4.1.6. Окно задания количества элементов на одной из сторон поверхности пластинки

- При задании размера элемента в этой лабораторной работе рекомендуется задавать не меньше 10 элементов по каждой стороне поверхности. Данная рекомендация основана на двух соображениях. Во-первых, большее количество элементов не даст существенного увеличения точности в данной задаче. Во-вторых, брать меньшее количество элементов нецелесообразно, так как в такой маленькой задаче экономить не имеет смысла. Также следует стремиться к тому, чтобы форма элементов была по возможности ближе к квадратной (на оболочечных элементах квадратной формы получают наиболее точные результаты).
2. Указать свойство элементов на поверхности (Mesh>Mesh Control>Attributes on Surface), рис. 4.1.7. В позицию ID выбрать мышкой поверхность или набрать ее номер, ОК. В появившемся окне в позиции Property выбрать ранее созданное свойство (рис. 4.1.8).

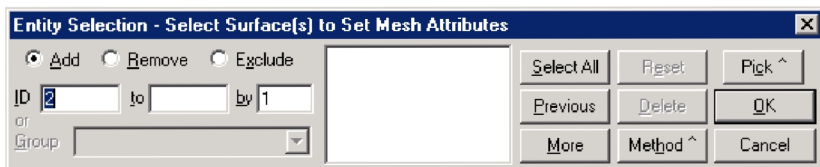


Рис. 4.1.7. Окно выбора номера (ID) поверхности для задания свойств конечных элементов, на которые эта поверхность будет разбиваться

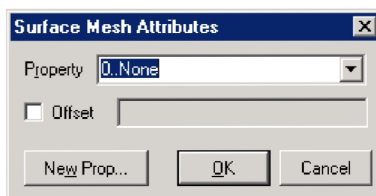


Рис. 4.1.8. Окно выбора свойства элементов

3. Создать конечно-элементную сетку на поверхности (Mesh>Geometry>Surface), рис. 4.1.9. Перед этим действием рекомендуется сохранять модель, потому что в случае неправильного указания размера конечного элемента, на поверхности может оказаться слишком много элементов и компьютер повиснет. Сохранение модели осуществляется командой File>Save.

В позиции Csys задается система координат (по умолчанию Global Rectangular), в позиции Property – Femap предлагает для выбора созданные пользователем свойства элементов или предлагает их создать. В позициях Node ID, Elem ID система предлагает номера первого создаваемого узла и первого создаваемого элемента. Черная точка в позиции Quads означает, что будут строиться конечные элементы четырехугольной формы.

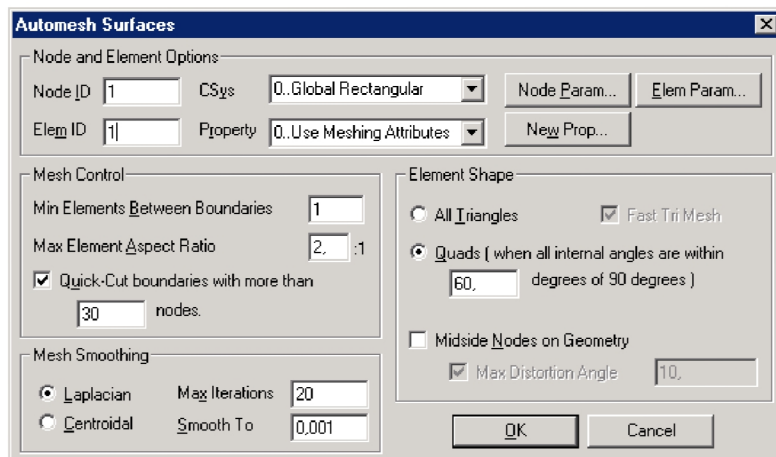


Рис. 4.1.9. Окно настройки процесса разбиения поверхности на конечные элементы

В результате выполнения команды на экране появится конечно-элементная модель (рис. 4.1.10).

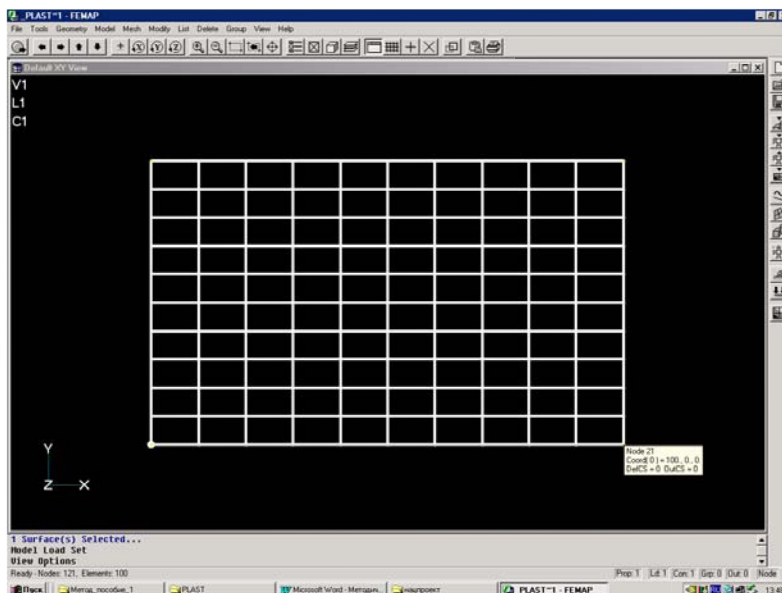


Рис. 4.1.10. Конечно-элементная модель пластинки

В статусной строке (в самом низу экрана, слева) приводится число узлов и число элементов в модели. Если в статусной строке нажать кнопку Off, выбрать в выпадающем меню тип запрашиваемых данных Node, Element, Material, Property и указать мышкой на конкретный узел или элемент, на экране по месту появятся данные о созданных узлах и элементах. На рис. 4.1.10. выведены данные об узле с номером 21.

4.1.6 Задание граничных условий

Граничные условия в системе MSC.Nastran определяют нагрузки и закрепления.

Нагрузки по физическому воздействию разделяются:

- на силы и моменты в виде сосредоточенных и распределенных по длине и площади нагрузок;
- кинематические воздействия – ускорения, скорости и перемещения;
- тепловые воздействия в виде температуры и теплового потока.

По способу приложения к объектам модели нагрузки классифицируются как:

- объемные;
- узловые;
- элементные;
- нагрузки, прикладываемые к геометрическим объектам.

Нагрузки задаются через раздел меню Model>Load. Вариант нагрузок (Load Set) может включать в себя сосредоточенные узловые силы (Force) и моменты (Moment), давления Pressure), заданные перемещения (Displacement), объемные силы (Body), температурные нагрузки и многое другое.

Закрепления задаются через раздел меню Model>Constraint и включают в себя закрепления каких-либо степеней свобод узлов и кинематические связи между двумя или более степенями свобод модели.

На практике часто приходится исследовать поведение конструкции для нескольких случаев нагружения, каждый из которых характеризуется

своими нагрузками и своими закреплениями. Для того чтобы не создавать для каждого случая нагружения свою модель, в системе MSC.Nastran нагрузки и закрепления группируются в Set-ы (множества, системы) нагрузок и закреплений соответственно Load Set и Constraint Set. Для расчета поведения конструкции при каком-либо случае нагружения необходимо при запуске на расчет выбрать Load Set и Constraint Set, соответствующие данному случаю нагружения.

Все нагрузки, которые создает пользователь, включаются в состав активного Load Set-а. Номер активного Load Set-а можно увидеть в статусной строке в правом нижнем углу окна FEMAP сразу после сокращения Ld (например, если написано Ld 1, то активным является Load Set с номером 1). Изменить активный Load Set или создать новый Load Set можно с помощью команды Model>Load>Set либо щелкнув мышью по сокращению Ld. При указании в графе ID номера существующего Load Set-а мы активизируем Load Set с данным номером, а при указании в графе ID номера несуществующего Load Set-а мы создаем новый Load Set. Работа с Constraint Set-ами проводится аналогичным образом.

В начале работы в модели нет ни одного Load Set-а и ни одного Constraint Set-а. Поэтому для начала задания нагрузок и закреплений необходимо создать хотя бы один Load Set и Constraint Set, рис. 4.1.11, 4.1.12 соответственно.

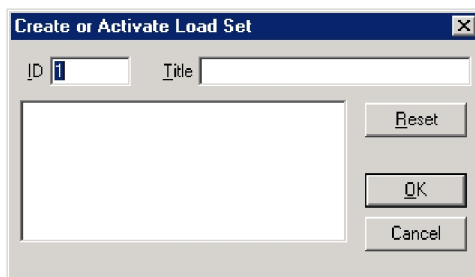


Рис. 4.1.11 Окно создания нового случая нагружения Load Set

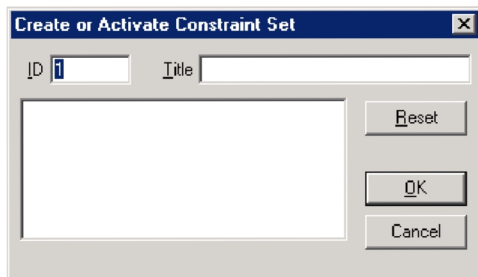


Рис. 4.1.12. Окно создания нового случая нагружения Constraint Set

Закрепим нашу конструкцию. Это можно сделать с помощью команды Model>Constraint>Nodal. Данная команда закрепляет непосредственно узлы конструкции. В результате выполнения данной команды одно за другим возникнут два окна (рис. 4.1.13, 4.1.14).

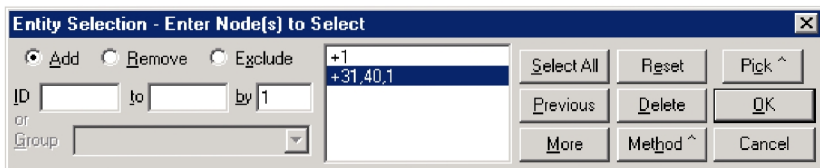


Рис. 4.1.13. Окно выбора узлов для закреплений степеней свободы. В данном окне выбраны для закреплений узлы 1, 31-40

В первом окне (рис. 4.1.13) выбираются закрепляемые узлы, а во втором окне (рис. 4.1.14) указываются степени свободы, по которым выбранные узлы будут закреплены.

При выборе узлов с помощью кнопки "Pick" можно задать способ выбора узлов. Доступны следующие способы: выбор узлов по отдельности с помощью мыши (Normal); выбор узлов внутри прямоугольника (Box); выбор узлов внутри многоугольника (Poligon); выбор узлов внутри окружности (Circle).

После выбора узлов нужно исполнить команду, нажав OK.

В следующем окне для выбранных узлов задается нужная комбинация закреплений степеней свободы в системе координат, указанной в позиции Coord Sys:

- TX, TY, TZ - смещения вдоль осей X, Y, Z соответственно;
- RX, RY, RZ – углы поворота вокруг осей X, Y, Z соответственно;

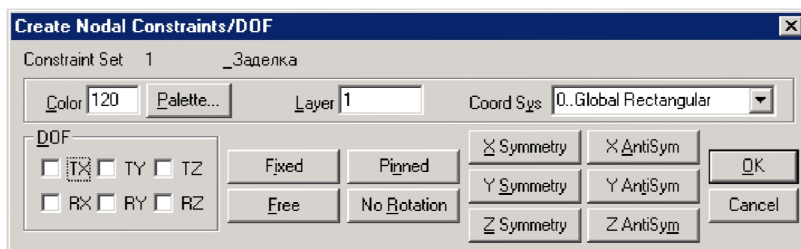


Рис. 4.1.14. Окно задания закрепляемых степеней свободы в выбранных узлах.

Не забывайте исполнять команду – ОК.

Приложим к нашей конструкции действующую силу. Поскольку сила распределена по стороне пластинки, то ее необходимо распределить между узлами, лежащими на данной стороне. Для того чтобы сила распределилась равномерно, в каждый узел на стороне надо приложить долю силы, равную $P/n_{\text{эле}}.$ где $n_{\text{эле}}$ – число элементов вдоль стороны. В угловые же узлы должны быть приложены силы $P/(2n_{\text{эле}}).$ Силы в узлы можно приложить с помощью команды Model>Load>Nodal. В результате выполнения данной команды, так же как и при задании закреплений, появятся два окна (рис. 4.1.15, 4.1.16). В первом выбираются узлы, к которым прикладываются силы, а во втором окне задаются проекции силы на оси используемой системы координат.

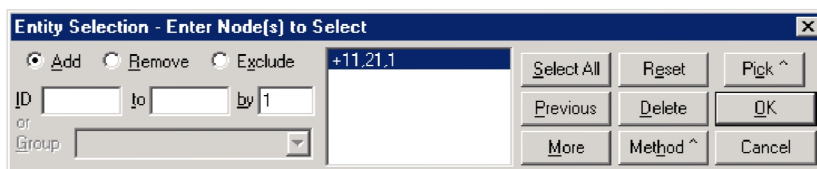


Рис. 4.1.15. Окно выбора узлов для приложения действующей силы. В данном окне для приложения сил выбраны узлы с номерами 11-21

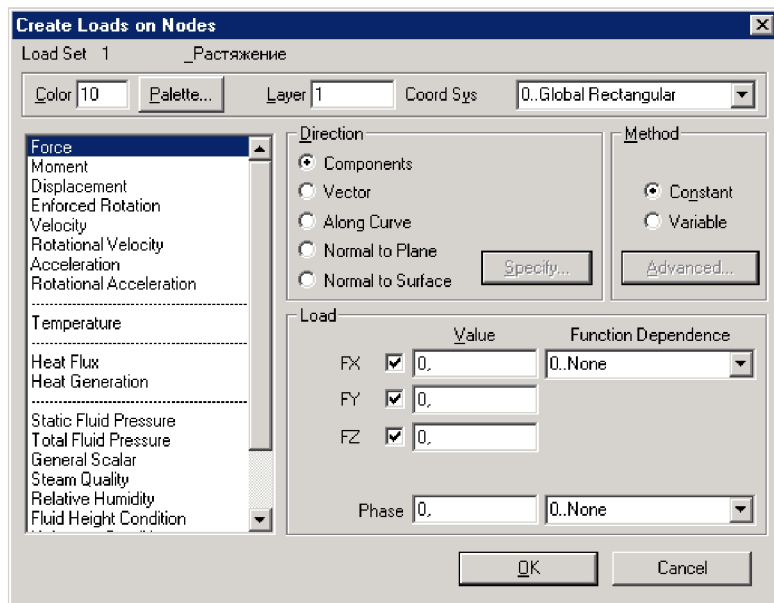


Рис. 4.1.16. Окно задания в выбранных узлах проекций действующей силы на оси выбранной системы координат

Приложенные нагрузки и закрепления отображаются на экране как показано на рис. 4.1.17.

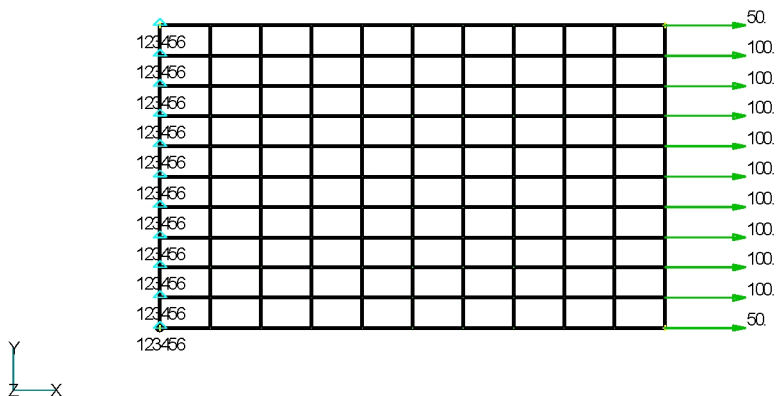


Рис. 4.1.17. Отображение закреплений и нагрузок

4.1.7 Запуск на расчет

Запуск на расчет производится командой File>Analyze.

В появившихся окнах нужно будет подтвердить, что анализ будет выполняться решателем Nastran, и набрать имя базы данных Вашей задачи – имя файла с расширением **.mod**.

В появившемся окне (рис. 4.1.18) при запуске линейного статического анализа нужно задать следующие параметры:

- в позиции Analysis type нужно выбрать алгоритм линейной статики (linear static или Static);
- в позиции Load set нужно указать или выбрать в выпадающем меню Ваш Load Set;
- в позиции Constraint Set нужно указать Ваш Constraint Set.

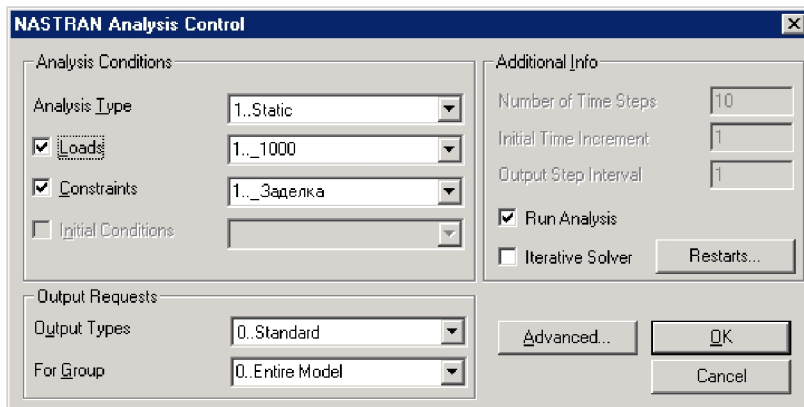


Рис. 4.1.18. Окно запуска процесса подготовки данных для решателя

Нажатие кнопки ОК запустит процесс подготовки данных для решателя. Если FEMAP в ходе этого процесса найдет ошибки, появится окно с сообщением “Errors have Occurred. Check Message Window”. После окончания процесса подготовки данных для решателя появляется окно запроса подтверждения запуска расчета. Если на этот запрос ответить “Нет”, запуск на расчет будет отменен, а если ответить “Да”, произойдет следующее:

- модель будет сохранена;
- FEMAP будет закрыт;
- будет запущен решатель;
- после окончания работы решателя будет запущен FEMAP с Вашей моделью;
- в Вашу модель будут загружены результаты расчета. При загрузке результатов расчета появится окно, содержащее информацию по количеству ошибок (Fatal Errors), предупреждений (Warning Messages) и сообщений (Information Messages). Если ошибки отсутствуют, то для продолжения загрузки результатов надо нажать кнопку "Continue". Если ошибки есть, то для получения большей информации об этих ошибках нужно нажать кнопку Show Details.

4.1.8 Просмотр результатов расчета

В результате расчета конструкции MSC/NASTRAN выдает различные выходные параметры, характеризующие поведение конструкции. Выходные параметры, касающиеся одного случая нагружения, объединяются в один Output Set (множество, совокупность выходных параметров). Внутри Output Set-а параметры подразделяются на вектора в соответствии со своим типом (например, перемещения всех точек конструкции – один вектор, эквивалентные напряжения во всех элементах – другой). Под словом вектор понимается, что имеется значение выходного параметра, например, для всех степеней свободы конструкции, а совокупность этих значений можно представить как вектор.

Существуют вектора трех типов: содержащие скалярную информацию, двумерные векторы и трехмерные векторы. Здесь под вектором понимается обычный вектор на плоскости или в пространстве. Скалярные вектора обычно отображают заливкой цветом. Трехмерные векторные данные обычно отображают в виде деформаций. Двумерные вектора служат для отображения результатов на плоских элементах и отображаются либо в виде векторов, либо в виде заливки цветом. В случае отображения двумерных или трехмерных векторов заливкой можно видеть только их длину, но не направление.

Некоторые типы выходных параметров приведены в табл. 4.1.2.

Чтобы начать просмотр результатов нужно на панели команд (рис. 3.3.4), расположенной вдоль правой границы окна FEMAP нажать на нижнюю кнопку .

После этого вместо основной линейки команд на этом месте появятся кнопки управления просмотром результатов, а именно:

- Кнопки управления отображением результатов в виде деформаций (верхние три кнопки):

1.  - отключение деформаций – (No Deformation);

2.  - включение деформаций – (Deformation);

3.  - анимация деформаций – (Animate) (не нажимайте без нужды!).
 - Кнопки управления отображением результатов в виде заливки (следующие три кнопки):
 1.  - отключение заливки – (No Contour);
 2.  - включение заливки – (Contour);
 3.  - заливка по элементам – (Criteria).
 - Кнопки, с помощью которых можно определить, какие результаты отображать (следующие пять кнопок):
 1.  - кнопка, вызывающая диалог, в котором определяется, из каких Output set-ов какие данные выдавать в виде заливки и деформаций – (Post Data);
 2.  ,  - кнопки переключения между Output Set-ми (Next Set и Previous Set);
 3.  ,  - кнопки переключения векторов, отображаемых заливкой (Next Vector и Previous Vector);
 -  - кнопка, вызывающая меню настроек отображения результатов (Post Option), которое позволяет отображать недеформированную модель, регулировать масштаб, в котором отображаются деформации конструкции, изменить настройки анимации, настройки заливки, другие настройки. По мере надобности можно разобраться в этом самостоятельно.

Отдельно остановимся на задании масштаба деформаций. Масштаб определяется в пункте Scale deformation меню настроек отображения результатов Post Option. Однако интерпретация этого масштаба зависит от опции Actual deformation из этого же меню. Если данная опция включена, то величина, введенная в пункте Scale deformation, действительно является масштабом деформаций. Если же опция Actual deformation выключена, то

величина, введенная в пункте Scale deformation, будет интерпретироваться как величина максимальной деформации в процентах от характерного размера модели. В этом случае масштаб должен быть больше 0 и меньше 100.

Таким образом, чтобы вывести на экран, например, деформации конструкции, нужно выполнить следующее.

1. Нажать кнопку  (Post Data) и в появившемся окне (рис. 4.1.19) задать следующее:

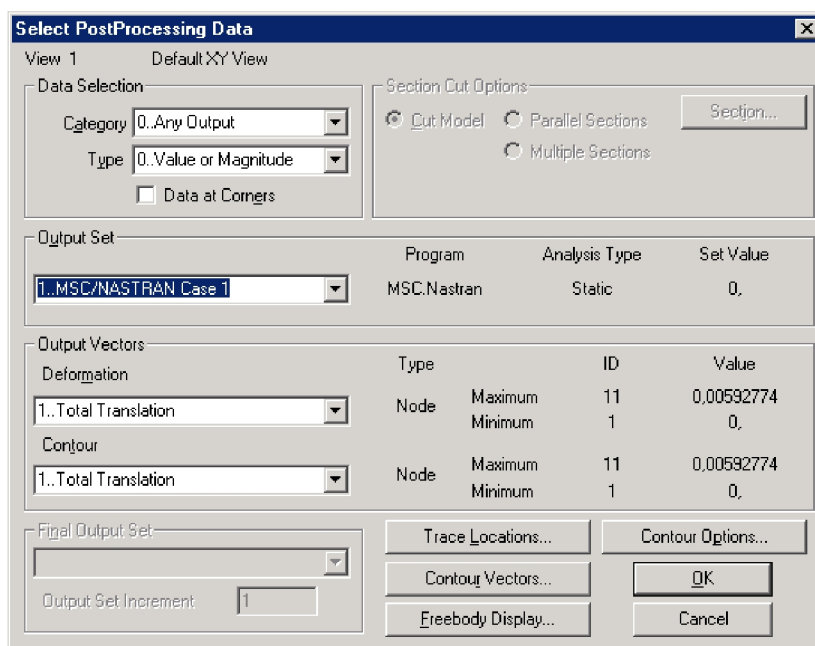


Рис. 4.1.19. Окно выбора результатов для отображения

- в позиции Output Set выбрать случай нагружения, результаты которого будут рисоваться;
- в позиции Deformation выбрать Total Translation;
- в позиции Contour выбрать Total Translation;
- выполнить команду, нажав OK.

2. Активизировать рисование, нажав на кнопку Deformation. На экране появится рисунок деформированного состояния конструкции (рис. 4.1.20).

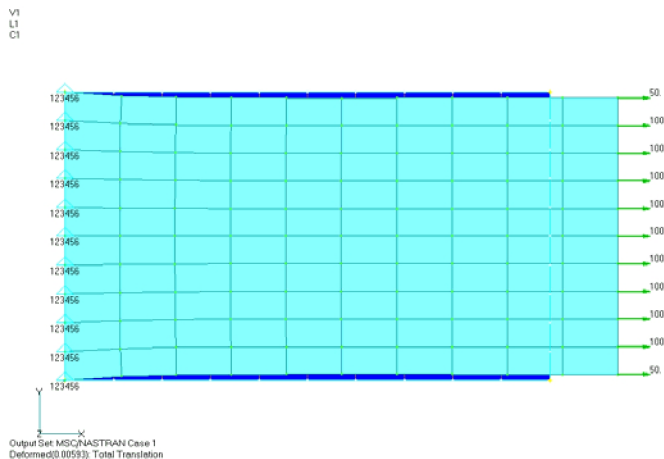


Рис. 4.1.20. Деформированное состояние конструкции

Чтобы получить представление о работе конструкции, выведите на экран аналогичным образом следующие основные результаты расчетов (табл. 4.1.2).

- Деформации конструкции. Особое внимание обратите на максимальный прогиб, значение которого выводится в левом нижнем углу экрана при отображении деформаций.
- Эквивалентные напряжения по Мизесу (4 теория прочности) - Plate Top VonMises stresses.
- Силы в закреплениях - Total constraint force.
- Нормальные напряжения - Plate Top X Normal stresses, Plate Top Y Normal stresses.
- Касательные напряжения - Plate Top XY Shear stresses.
- И другие результаты по желанию.

На рис. 4.1.21 показан вид эквивалентных напряжений по Мизесу (4 теория прочности) в верхнем слое оболочечных элементов пластинки.

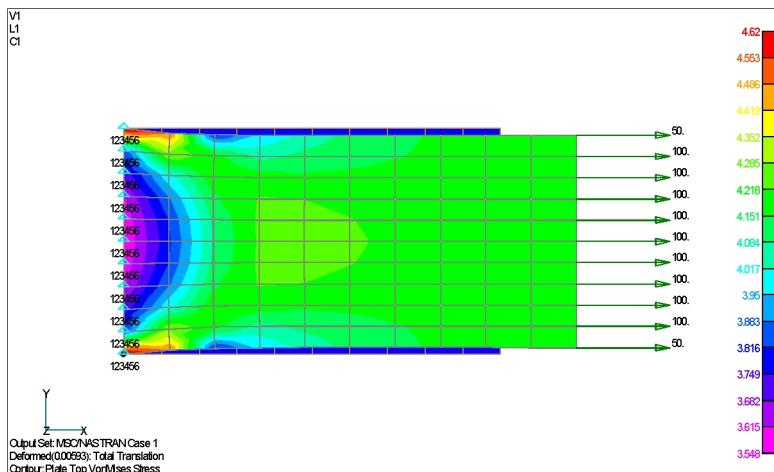


Рис. 4.1.21. Эквивалентные напряжения по Мизесу (4 теория прочности) в верхнем слое оболочечных элементов

Таблица 4.1.2. Основные результаты, выдаваемые для оболочечных элементов

Выходной параметр	Описание
Total translation	Перемещения узлов конструкции (3D вектор)
T1 translation	Составляющая перемещения по первой оси глобальной системы координат (ГСК) (скаляр)
Total rotation	Поворот узлов конструкции (3D вектор)
R1 rotation	Поворот узлов конструкции вокруг первой оси ГСК (скаляр)
Total applied force	Силы, приложенные к модели (3D вектор)
T1 applied force	Составляющая приложенных сил по первой оси ГСК (скаляр)
Total applied moment	Приложенные моменты (3D вектор)
R1 applied moment	Приложенные моменты вокруг первой оси ГСК (скаляр)
Total constraint force	Силы в закреплениях (3D вектор)

Продолжение табл. 4.1.2

Выходной параметр	Описание
T1 constraint force	Составляющая сил в закреплениях по первой оси ГСК (скаляр)
Total constraint moment	Моменты в закреплениях (3D вектор)
R1 constraint moment	Моменты в закреплениях вокруг первой оси ГСК
Plate Top X Normal stresses	Нормальные напряжения по направлению оси X элементной системы в верхнем слое оболочечных элементов (скаляр)
Plate Top Y Normal stresses	Нормальные напряжения по направлению оси Y ЭСК в верхнем слое оболочечных элементов (скаляр)
Plate Top XY Shear stresses	Касательные напряжения на площадках, параллельных осям ЭСК, в верхнем слое оболочечных элементов (скаляр)
Plate Top MajorPrn stresses	Наибольшие главные нормальные напряжения в верхнем слое оболочечных элементов (2D вектор)
Plate Top MinorPrn stresses	Наименьшие главные нормальные напряжения в верхнем слое оболочечных элементов (2D вектор)
Plate Top MaxShear stresses	Максимальные касательные напряжения на площадках, параллельных осям ЭСК, в верхнем слое оболочечных элементов (скаляр)
Plate Bot PrnStress Angle	Угол, на который нужно повернуть ЭСК элемента, чтобы ее оси совпали с главными направлениями для верхнего слоя (скаляр)
Plate Top VonMises stresses	Эквивалентные напряжения по Мизесу (4 теория прочности) в верхнем слое оболочечных элементов (скаляр)
Plate Bot X Normal stresses	Нормальные напряжения по направлению оси X ЭСК в нижнем слое оболочечных элементов (скаляр)
Plate Bot Y Normal stresses	Нормальные напряжения по направлению оси Y ЭСК в нижнем слое оболочечных элементов
Для нижней поверхности те же результаты, что и для верхней	Касательные напряжения на площадках, параллельных осям ЭСК, в верхнем слое оболочечных элементов (скаляр)

4.1.9 Анализ результатов

Как Вы могли заметить, даже моделирование такой простой конструкции, как конструкция, рассмотренная в данной лабораторной работе, требует от инженера определения многих величин, характеризующих материалы, геометрию конструкции, граничные условия. При задании каждой из этих характеристик Вы могли ошибиться. Еще более остро данная проблема встает при моделировании сложных технических объектов, таких как летательный аппарат, где приходится отображать в модели все сколько-нибудь значительные особенности конструкции, и при описании каждой из этих особенностей возможна ошибка. Поэтому, получив результаты расчета, Вы ни в коем случае не должны считать, что работа закончена и полученный результат можно передавать Заказчику. Полученные результаты необходимо проанализировать.

Самым распространенным приемом, используемым для проверки моделирования, является качественный анализ результатов. Инженер рассматривает рассчитанное поведение конструкции и пытается его для себя объяснить. Если поведение конструкции кажется ему правдоподобным, то он считает модель адекватной. Естественно, чтобы использовать данный способ проверки, инженер должен быть очень опытным.

Гораздо более надежный способ проверки – рассмотреть поведение модели при 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.

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.

Существует множество приемов проверки модели, многие из которых поддерживаются возможностями MSC/NASTRAN и будут изучены в дальнейшем.

Проверку нашей модели пластинки можно провести, рассмотрев нашу конструкцию как консольную балку, нагруженную на конце перерезывающей силой (рис. 4.1.22).

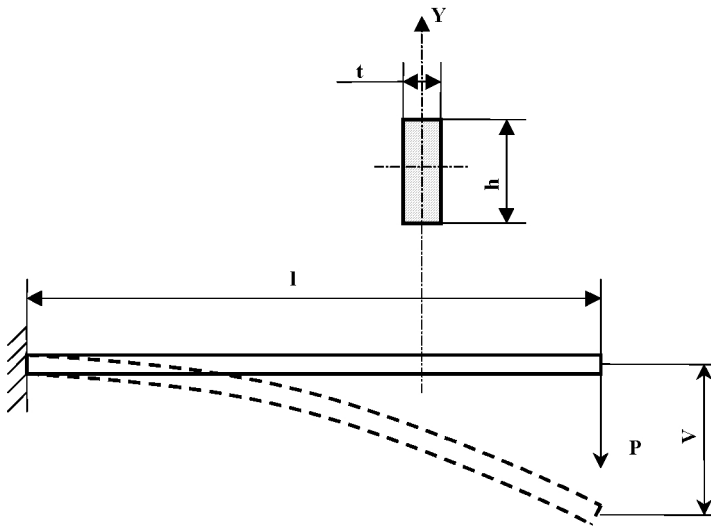


Рис. 4.1.22. Изгиб балки

По балочной теории приближенно прогиб на конце пластинки можно оценить с помощью следующего соотношения:

$$v = \frac{P \cdot l^3}{3EJ} + \alpha_{\text{сд}} \frac{P \cdot l}{GF}, \quad (1)$$

где J – момент инерции сечения (для прямоугольного сечения $J = \frac{h^3 \cdot t}{12}$); E – модуль упругости; $G = \frac{E}{2(1 + \mu)}$ – модуль сдвига; μ – коэффициент Пуассона; $\alpha_{\text{сд}}$ – коэффициент сдвига. Остальные

обозначения видны из рис. 4.1.22. Для прямоугольного поперечного сечения $\alpha_{сд} = 3/2$.

4.1.10 Контрольные вопросы

Выполнив лабораторную работу №1, Вы должны были получить начальное представление о моделировании и анализе конструкций в системе MSC/NASTRAN. Для проверки знаний Вам предлагается ответить на следующие вопросы:

1. Назовите основные этапы расчета конструкций в системе MSC/NASTRAN.
2. Назовите основные этапы создания конечно-элементной модели в препроцессоре FEMAP.
3. Какие конструкции моделируются универсальным оболочечным элементом PLATE?
4. Зачем нужна геометрическая модель?
5. Какое меню программы FEMAP предназначено для создания геометрической модели?
6. Какое меню программы FEMAP предназначено для создания конечно-элементной модели (элементов, узлов, материалов, свойств, нагрузок, закреплений)?
7. Какое меню программы FEMAP предназначено для автоматизированного разбиения геометрической модели на конечные элементы?
8. Какое меню программы FEMAP предназначено для удаления объектов?
9. Как посмотреть номера геометрических объектов?
10. Какие характеристики определяются для материалов?
11. Что задается в свойствах элементов?
12. Какие граничные условия можно прикладывать к модели?
13. Как задать несколько случаев нагружения?

14. Почему при приложении распределенной нагрузки в угловые узлы пластинки прикладывались силы вдвое меньшие, чем в остальные узлы, лежащие на стороне пластинки?
15. В каких случаях корректно использовать для расчета напряжений и деформаций алгоритм линейной статики?
16. Что необходимо указать при запуске линейного статического расчета?
17. Структура результатов расчета в базе данных системы MSC/NASTRAN.
18. Какие результаты MSC/NASTRAN выдает для оболочечных элементов?
19. Особенности задания масштаба деформаций.
20. Объясните распределение нормальных и касательных напряжений по конструкции.
21. Как удостовериться в правильности полученных результатов конечно-элементного расчета?

4.2 Лабораторная работа №2 «Моделирование и статический расчет объемных силовых элементов конструкции с использованием MSC/NASTRAN»

Целью этой лабораторной работы является приобретение навыков моделирования объемных тел с помощью объемных конечных элементов типа **SOLID** на примере моделирования и расчета конструкции кронштейна. Будет уделено внимание возможностям визуализации модели и результатов расчета.

4.2.1 Объемный элемент типа **SOLID в MSC/NASTRAN**

Существует шесть видов объемных конечных элементов в MSC/NASTRAN (см. раздел 6.5 и рис. 4.2.1):

- линейный тетраэдральный элемент (4-узловой);
- линейный призматический элемент (6-узловой);
- линейный гексагональный элемент (8-узловой);
- параболический тетраэдральный элемент (8-узловой);
- параболический призматический элемент (12-узловой);
- параболический гексагональный элемент (16-узловой).

У линейных элементов на одну кромку приходится два узла (через две точки можно провести прямую линию), а у параболических - по три узла (через три точки можно провести параболу). Поскольку линейные элементы содержат меньше узлов, построенные на их основе модели содержат меньше степеней свободы и, следовательно, более экономичны. Однако четырех-узловой тетраэдр обычно завышает жесткость конструкции. Чтобы избежать этого, нужно либо измельчать конечно-элементную сетку, либо применять параболический тетраэдр. Опыт показывает, что второй способ более экономичен, так как требуемая точность расчета достигается при меньшем количестве узлов конечно-элементной сетки. Таким образом, обычно рекомендуется использовать

линейные призматические и гексагональные элементы и параболический тетраэдральный элемент.

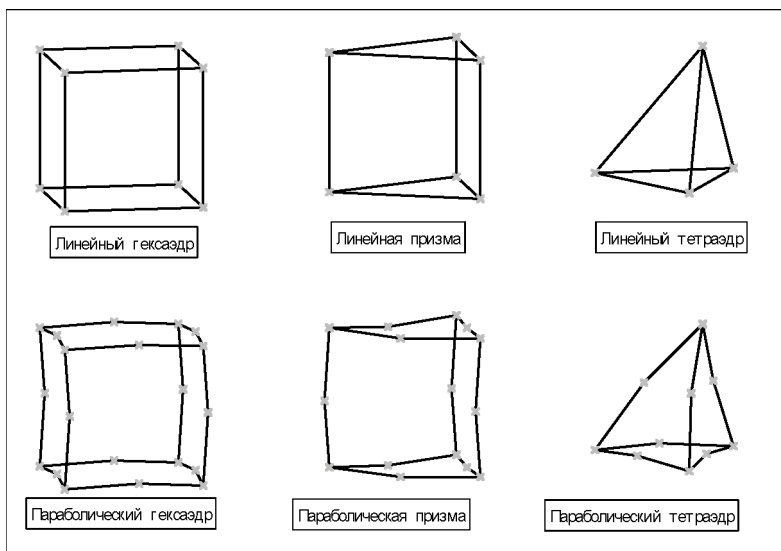


Рис. 4.2.1. Объемные элементы в MSC/NASTRAN

В препроцессоре FEMAP для всех объемных элементов задаются свойства одного типа **SOLID**. Данное свойство содержит только номер материала и выбор системы координат для выдачи напряжений в элементе. Напряжения могут выдаваться либо в одной из глобальных систем координат (Align to CSys), либо в местной системе координат элемента (Align to Element).

4.2.2 Геометрическое моделирование объемных тел

Моделирование объемных тел в MSC.NASTRAN осуществляется с помощью **SOLID**-ов (объемные конечные элементы в FEMAP также называются **SOLID**-ами, но это разные объекты). **SOLID**-ы представляют собой произвольное объединение поверхностей. Если поверхности, объединенные в **SOLID**, образуют замкнутый контур, то FEMAP рассматривает их как объемное тело и позволяет разбить это тело на

объемные конечные элементы. Поскольку внутреннее представление SOLID-а – это совокупность поверхностей, то и отдельные поверхности за некоторыми исключениями тоже являются SOLID-ами и к ним также могут быть применены операции, определенные для SOLID-ов.

Для работы с SOLID-ами необходимо выбрать ядро геометрического моделирования Parasolid (команда Tools>Advanced Geometry> Parasolid).

Создать SOLID можно одним из следующих способов:

- выдавливание из поверхности вдоль какого-либо вектора на заданную длину - Geometry>Solid>Extrude;
- выдавливание из поверхности вокруг заданной оси на заданный угол - Geometry>Solid>Revolve;
- создание геометрических примитивов, а именно, прямоугольного параллелепипеда, конуса, сферы и цилиндра - Geometry>Solid>Primitives;
- объединение нескольких поверхностей в один SOLID - Geometry>Solid>Stitch.

Все команды создания SOLID-ов могут работать в трех режимах: создание нового SOLID-а; добавление нового SOLID-а к активному SOLID-у; вычитание нового SOLID-а из активного SOLID-а. Активный SOLID выбирается командой Geometry>Solid>Activate.

SOLID-ы также могут быть разбиты на составляющие их поверхности - Geometry>Solid>Explode, у них могут быть срезаны фаски - Geometry>Solid>Chamfer и скруглены грани - Geometry>Solid>Fillet. SOLID-ы могут быть выдолблены изнутри с заданной толщиной стенки - Geometry>Solid>Shell и рассечены плоскостью тремя разными способами: Geometry>Solid>Slice, Geometry>Solid>Slice Match и Geometry>Solid>Slice Along Face (при необходимости сами разберитесь, чем они отличаются). Несколько SOLID-ов могут быть объединены в один - Geometry>Solid>Add. Из одного SOLID-а можно вычесть несколько SOLID-ов - Geometry>Solid>Remove. Может быть создан SOLID, являющийся пересечением двух SOLID-ов (Geometry>Solid>Common). Также существует команда “врезать” один SOLID в другой

(Geometry>Solid>Embed). В результате выполнения этой команды строится два SOLID-а: один SOLID является результатом вычитания второго SOLID-а из первого, а другой пересечением двух исходных SOLID-ов.

Очистить SOLID от лишних граней и сторон, которые могут возникнуть в результате вышеперечисленных операций, можно с помощью команды Geometry>Solid>Cleanup. В появившемся окне выбрать все опции и нажать кнопку ОК.

4.2.3 Рабочая плоскость (WorkPlane)

Команды создания кривых в FEMAP делятся на две группы: команды, работающие на рабочей плоскости, и команды, работающие в трехмерном пространстве. Подобное разделение существует не только в FEMAP, но и в других программах, работающих с трехмерными моделями (например, ACAD). В подменю FEMAP команды, работающие в трехмерном пространстве, расположены внизу подменю, ниже последней разделительной линии. Например, в подменю Geometry>Curve – Line команды от Project Points до Rectangle работают в рабочей плоскости, а команды от Continuous до Vectored работают в трехмерном пространстве.

Итак, чтобы построить кривую с помощью команды, работающей в рабочей плоскости, нужно сначала выбрать в качестве рабочей плоскости, которая содержала бы эту кривую. Рабочая плоскость изображается на экране желтым четырехугольником с линейками по сторонам. Выбрать рабочую плоскость можно командой Tools>Workplane, которая вызывает окно, позволяющее изменить рабочую плоскость несколькими способами (рис. 4.2.2).

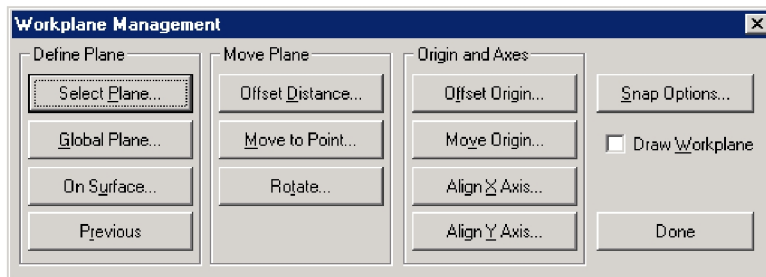


Рис. 4.2.2. Окно управления заданием рабочей плоскости

В разделе Define Plane расположены кнопки задания рабочей плоскости разными способами. Раздел Move Plane содержит кнопки, с помощью которых можно переместить рабочую плоскость. В разделе Origin and Axes находятся кнопки, позволяющие изменить систему координат рабочей плоскости. И, наконец, кнопка Snap Options дает доступ к настройкам отображения рабочей плоскости, а опция Draw Workplane позволяет включать и выключать изображение рабочей плоскости на экране.

4.2.4 Команды View>Options и View>Select

Наиболее универсальным инструментом выбора отображаемого объекта (модель, часть модели, график и др.) является команда View>Select. Эта команда находится в группе команд View (см. раздел 7.10). В окне View Select (рис. 4.2.3) находится много разнообразных опций, назначение которых пока не обсуждалось.

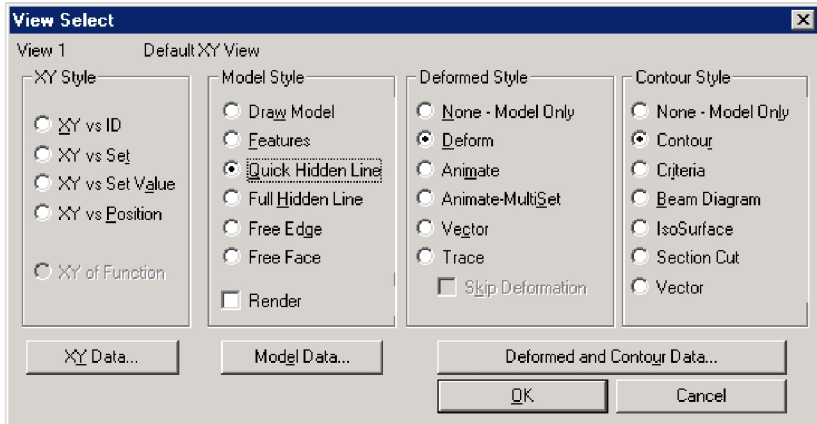


Рис. 4.2.3. Окно выбора отображаемых объектов View Select

Окно View>Select предоставляет широкие возможности выбора того, что отображать на экране, в отличие от панели инструментов PostProcess в правой части окна FEMAP, в котором присутствуют только наиболее часто используемые команды отображения результатов.

Диалоговое окно View Select имеет четыре раздела:

- раздел XY Style содержит опции выбора типа графика;
- раздел Model Style служит для выбора способа отображения модели;
- раздел Deformed Style служит для выбора способа отображения деформаций;
- раздел Contour Style служит для выбора различных типов заливок.

Одновременно может отображаться либо график, либо модель. Поэтому выбрать можно либо опцию из раздела XY Style, либо из раздела Model Style. Опции раздела XY Data здесь не рассматриваются.

В разделе Model Style предлагаются следующие способы отображения модели: прорисовка всей модели - Draw Model; удаление невидимых линий - Full Hidden Line или Quick Hidden Line; изображение только свободных граней (Free Face) или свободных кромок - Free Edge.

В разделе Deformed Style предлагаются следующие способы отображения деформаций: отсутствие деформаций - None – Model Only;

обычные деформации – Deformation; вектора – Vector; анимация по одному Output Set-у – Animate; анимация по нескольким Output Set-ам – Animate - MultiSet и др.

В разделе Contour Style предлагаются следующие типы заливок: отключение заливки – None – Model Only; заливка – Contour; эпюры – Beam Diagram; изоповерхности – IsoSurface; вектора – Vector и др.

В рассматриваемом окне есть три кнопки:

- Кнопка XY Data вызывает окно выбора данных, которые будут выдаваться в виде графика;
- Кнопка Model Data вызывает окно выбора изображаемой части модели (какой случай нагружения/закрепления, какую группу элементов/узлов изображать);
- Кнопка Deformed and Contour Data вызывает окно выбора отображаемых результатов.

Итак, с помощью команды View>Select можно указать, что отображать на экране. Настроить отображение объектов можно с помощью команды View>Options (рис. 4.2.4).

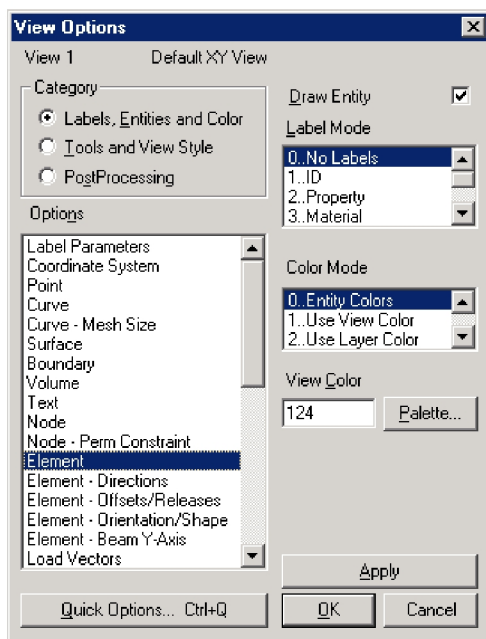


Рис. 4.2.4. Окно настройки изображений View Options

Все настройки в окне View Options собраны в три списка: Labels, Entities and Colors (подписи, объекты и цвета); Tools and View Style (настройки окна и инструменты); Postprocessing (настройка отображения результатов). Каждому пункту этих списков соответствует свой набор опций, которые появляются в правой части окна при выборе какого-либо пункта списка. Пунктов и опций так много, что описать их здесь нет возможности. Однако есть ряд моментов, которые целесообразно рассмотреть.

Практически для всех объектов существует опция Draw Entity (рисовать объект). Используя эту опцию, можно включать и выключать отображение объектов на экране. Быстрый доступ к этим опциям можно получить через кнопку Quick Options в нижнем левом углу окна View Options.

Для большинства объектов существуют опции Label Mode (подписи к объектам), где можно выбрать, какую информацию выводить рядом с изображением объекта. Например, рядом с элементом можно вывести его номер, номер свойства элемента, номер материала, номер типа элемента и пр.

Для большинства объектов также существует опция Color Mode (цвет объекта). Обычно здесь можно выбирать из трех цветов: цвет объекта по умолчанию - Use Entity Color, цвет, заданный пользователем - Use View Color, и цвет, определяемый слоем объекта - Use Layer Color.

Кнопка Apply (применить) предназначена для применения измененных настроек без выхода из окна View Options. Исполнение настроек и выход из окна, как обычно, - ОК. Выход из окна без применения внесенных изменений – Cancel.

4.2.5 Моделирование кронштейна

В данной лабораторной работе рассматривается конструкция кронштейна (рис. 4.2.5). Кронштейн приваривается по периметру основания к остальной конструкции и нагружается силой, приложенной к нижней стороне отверстия (рис. 4.2.6). Конструкция изготовлена из АМГ-6 (модуль упругости – 70000 МПа, коэффициент Пуассона – 0.3, плотность – 2700кг/м³ и предел текучести – 160 МПа).

Варианты размеров конструкции и нагрузок приведены в табл. 4.2.1.

Рекомендуется использовать следующую систему единиц: силы в [Н], размеры в [мм], напряжения и давления в [МПа], а массу в [т].

Таблица 4.2.1. Варианты размеров конструкции кронштейна и нагрузок

№	q , Н/мм ²	L_1 , мм	L_2 , мм	L_3 , мм	R_1 , мм	R_2 , мм	R_3 , мм	S_1 , мм	S_2 , мм	S_3 , мм
1	1.0	100	60	110	10	20	10	15	20	10
2				130				20	30	
3				150				15	20	
4				170				20	30	
5				190				15	20	
6		140	60	110				20	30	
7				130				15	20	
8				150				20	30	
9				170				15	20	
10				190				20	30	

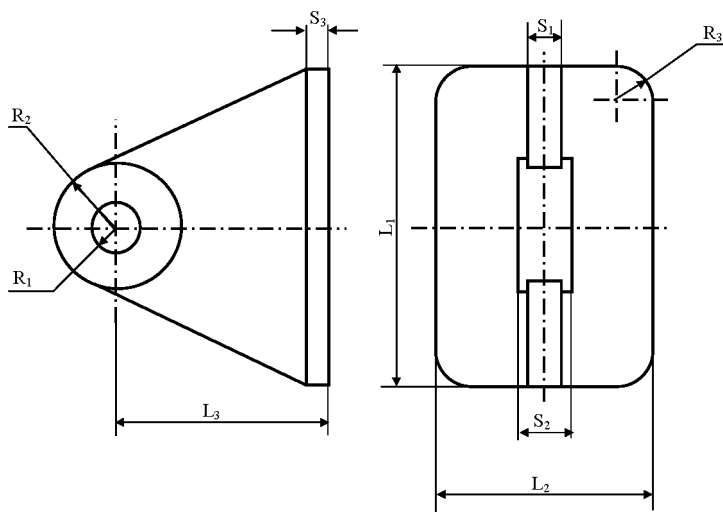


Рис. 4.2.5. Конструкция кронштейна

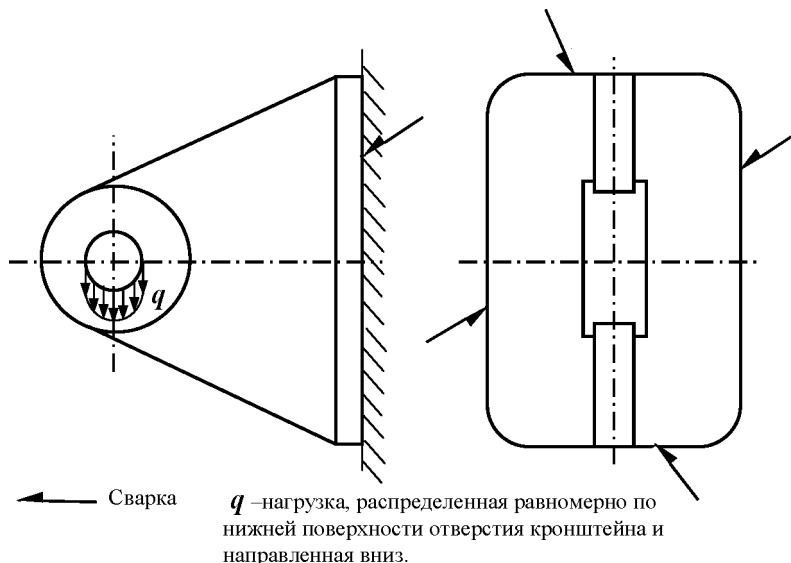


Рис. 4.2.6. Нагрузки и закрепления для кронштейна

4.2.6 Геометрическое моделирование кронштейна

FEMAP предоставляет широкий набор приемов моделирования объемных тел и предлагаемый здесь способ создания геометрической модели кронштейна является одним из многих возможных способов. Будем считать, что кронштейн состоит из трех плит с толщиной $S1$, $S2$ и $S3$. SOLID-ы, соответствующие этим плитам, можно сформировать с помощью выдавливания из поверхностей (рис. 4.2.7). Затем, объединив три сформированных SOLID-а в один, получим геометрическую модель кронштейна. Таким образом, необходимо построить три поверхности, из которых можно было бы выдавить вышеупомянутые SOLID-ы. Эти поверхности будем строить по серединам толщин плит для того, чтобы выдавливать SOLID-ы в обе стороны на половину толщины.

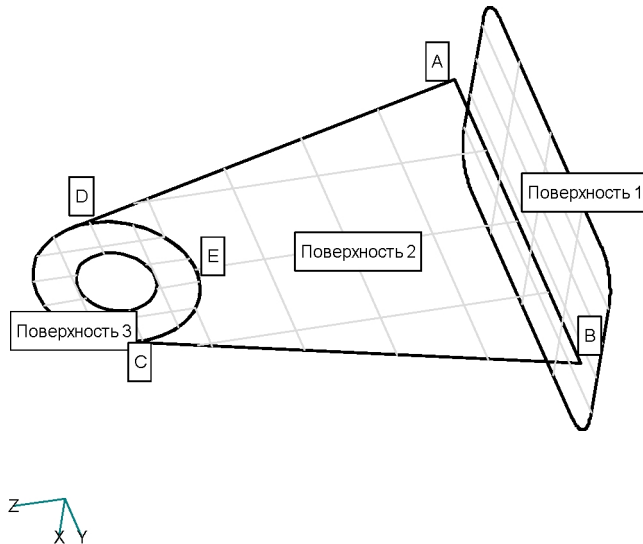


Рис. 4.2.7. Поверхности для выдавливания SOLID-ов

Сначала построим поверхность №1 для основания кронштейна по четырем углам - Geometry>Surface>Corners.

Поскольку при построении поверхностей для проушины будут использованы команды, работающие только в рабочей плоскости (Workplane), необходимо совместить рабочую плоскость со срединной плоскостью проушины - Tools>Workplane, кнопка Select Plane. Опция Draw Workplane позволяет включать и выключать отображение рабочей плоскости на экране.

Построим поверхность для кольцевой части проушины кронштейна (поверхность 3). Для этого построим две окружности радиусами $R1$ и $R2$ (например, команда Geometry>Circle>Center). Для удобства приложения нагрузки целесообразно, чтобы узлы на поверхности отверстия, в которые должна прикладываться нагрузка, лежали на одной поверхности, а узлы, в которые нагрузка прикладываться не должна, – на другой.

При выдавливании SOLID-а кривые по границам поверхности, из которой выдавливается SOLID, выдавливаются в поверхности, ограничивающие SOLID.

Нагрузка на кронштейн приложена на нижнюю половину поверхности отверстия (рис. 4.2.6). Поэтому чтобы при выдавливании на SOLID-е образовалась нужная поверхность, требуется разбить внутреннюю окружность на две дуги. Одна из этих дуг впоследствии выдавится в верхнюю часть поверхности отверстия, а другая - в нижнюю. Это можно сделать, построив две дуги по точкам на окружности - Geometry>Arc>Points, а затем удалить ненужную уже окружность - Delete>Geometry>Curve.

Далее нужно построить граничную поверхность с помощью команды Geometry>Boundary Surface. При выполнении данной команды следует выбрать все кривые, образующие кольцо (окружность и две дуги).

Построим поверхность для остальной части проушины кронштейна (поверхность 2). Сначала построим две точки по концам линии, по которой пересекаются срединная поверхность проушины и граница основания – точки *A* и *B* (рис. 4.2.7) выполнив команду Geometry>Point. Координаты этих точек легко найти из чертежа кронштейна (рис. 4.2.5). Затем построим и саму линию – команда Geometry>Line>Points. Далее построим линию, проходящую через точку *A* и направленную по касательной к внешней окружности кольца, – команда Geometry>Line>Point and Tangent. От Вас потребуется выбрать окружность, которой линия будет касаться, выбрать точку, из которой эта касательная будет проводиться, и выбрать какую-либо точку поблизости от точки касания линии и окружности. Последняя точка нужна из-за того, что можно провести две касательных из точки на окружность, и требуется выбрать, какую именно проводить. Аналогичным способом провести линию из точки *B*. Теперь нужно замкнуть контур, проведя дугу через точки *C*, *E*, *D* – команда Geometry>Arc>Points и линию *AB* по точкам. После этого требуется объединить созданные кривые в граничную поверхность.

При выдавливании SOLID-ов командой **Geometry>Solid>Extrude** запрашивается следующая информация (рис. 4.2.8).

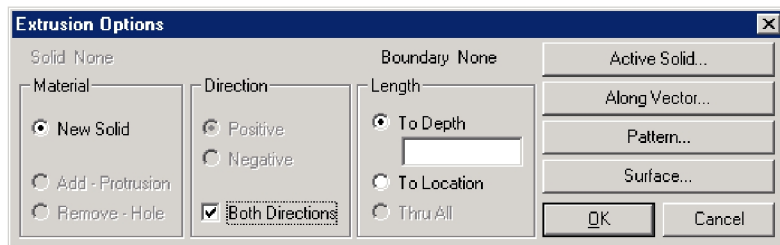


Рис. 4.2.8. Окно создания объемного тела кронштейна **Solid>Extrude**

В разделе **Material** нужно выбрать между прибавлением нового SOLID-а к активному SOLID-у (**Add**), вычитанием нового SOLID-а из активного SOLID-а (**Remove**) и созданием нового SOLID-а отдельным геометрическим объектом (**New**).

В разделе **Direction** задается направление выдавливания – положительное (**Positive**), отрицательное (**Negative**) и в обе стороны (**Both Directions**).

В разделе **Length** указывается, до каких пор производить выдавливание – на какую длину (**To Depth**) или до какой точки (**To Location**).

Нажатие кнопки **Along Vector** вызывает диалог задания вектора, вдоль которого будет производиться выдавливание.

Выбор поверхности, из которой будет производиться выдавливание SOLID-а, осуществляется через кнопки **Boundary Surface** или **Surface** в зависимости от того, что нужно выбрать – граничную поверхность или обычную поверхность.

Осталось только задать скругление углов основания кронштейна. Это можно сделать с помощью команды **Geometry>Solid>Fillet**. При выполнении данной команды сначала требуется указать грани, которые требуется скруглить, и радиус скругления.

На рис. 4.2.9 показана геометрия одного из вариантов кронштейна.

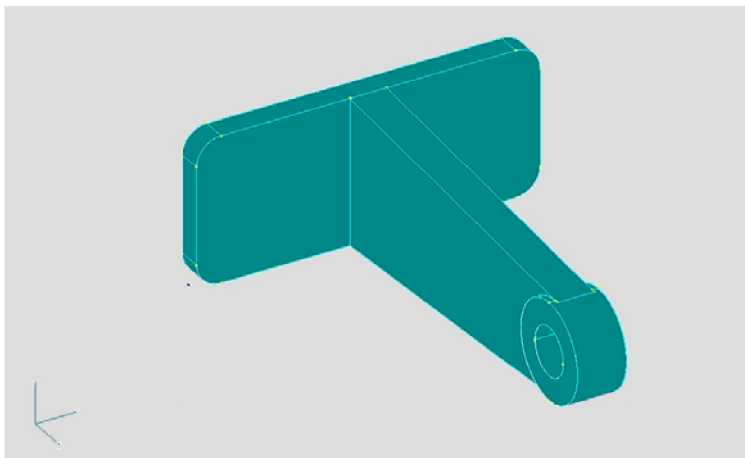


Рис. 4.2.9. Геометрическая модель кронштейна

4.2.7 Задание свойств и материалов

В этой лабораторной работе для материала кроме модуля упругости (Young's Modulus) и коэффициента Пуассона (Poisson's Ratio) требуется также задать и плотность (Mass Density). Создать материал можно командой Model>Matherial, а модифицировать созданный ранее материал – командой Modify>Edit>Matherial.

Для создания свойства объемных конечных элементов нужно вызвать команду Model>Property. В появившемся окне задания свойств нужно с помощью кнопки Elem/Property Type выбрать тип элемента. Объемный конечный элемент в препроцессоре FEMAP называется Solid. Что нужно задавать в свойстве объемных элементов описано ранее (см. также раздел 6.5). Модифицировать ранее созданное свойство можно с помощью команды Modify>Edit> Property.

4.2.8 Разбиение SOLID-а на конечные элементы

Для создания конечных элементов на SOLID-е нужно, как и в случае с поверхностью в лабораторной работе №1, выполнить две подготовительные операции: задать атрибуты на SOLID-е и задать размеры конечных элементов.

Атрибуты на SOLID-е задаются командой Mesh>Mesh Control>Attributes On Solid. При выполнении этой команды от Вас потребуется только указать созданное Вами свойство для элементов на SOLID-е.

Задать размеры конечных элементов на SOLID-е можно командой Mesh>Mesh Control>Size On Solid (рис. 4.2.10).

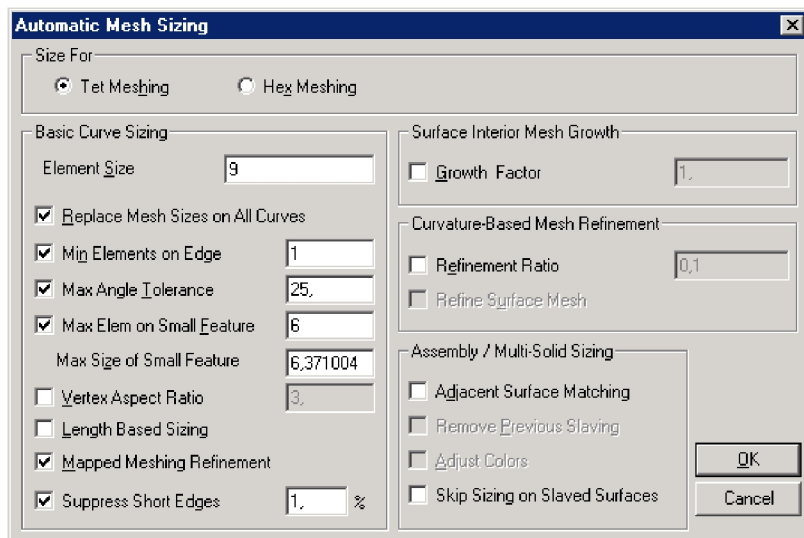


Рис. 4.2.10. Окно задания размеров конечных элементов

В появившемся окне есть много разных опций, но сейчас Вам нужны только две из них. Это размер элементов - Element Size и минимальное количество элементов на грани - Min Elements on Edge. Установите минимальное количество элементов на грани равным 1, а размер элемента задайте такой, чтобы он был приблизительно равен толщине основания кронштейна.

Теперь все готово для разбивки SOLID-а на конечные элементы. Перед этой операцией во избежание потери информации рекомендуется сохранить модель – File>Save.

Разбиение SOLID-а на конечные элементы производится командой Mesh>Geometry>Solids.

В результате геометрическая модель кронштейна будет разбита на конечные элементы примерно так, как показано на рис. 4.2.11.

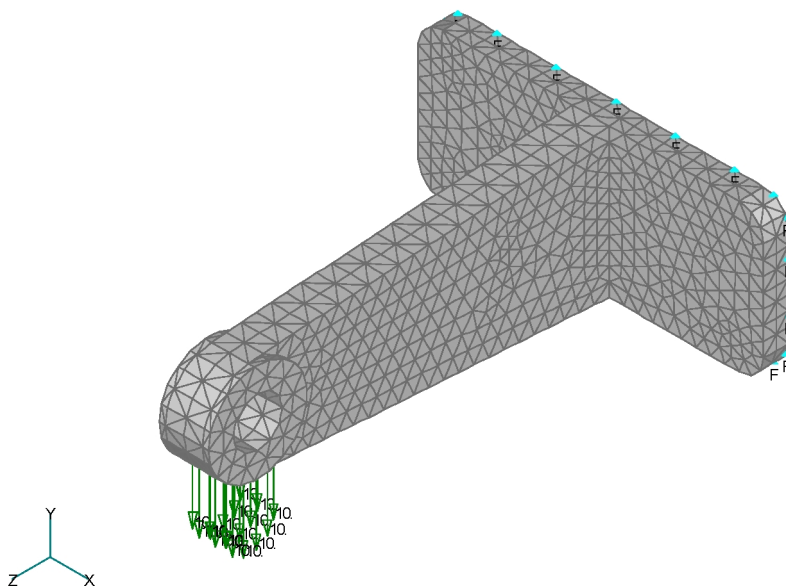


Рис. 4.2.11. Конечно-элементная модель кронштейна

4.2.9 Создание закреплений и нагрузок

Кронштейн приваривается к остальной части конструкции по периметру своего основания. Данное условие опирания приблизительно можно моделировать закреплением всех степеней свободы узлов, лежащих на периметре основания. Такое закрепление легче всего задать с помощью команды Model>Constraint>On Curve. Для того чтобы удобнее было выбирать кривые, на которых следует закрепить узлы, перед выполнением этой команды можно погасить узлы и элементы (команда View>Option,

вкладка "Colors, Labels, Entities", отключить опцию "Draw Entity" для узлов (Node) и элементов (Element)).

После выбора кривых появится окно, где требуется выбрать один из трех типов закрепления, а Fixed, Pinned – No Translation и No Rotation. В данном случае требуется выбрать Fixed, что означает заделку или закрепление по всем степеням свободы.

Распределенная нагрузка должна быть приложена на те грани элементов, которые образуют нижнюю сторону отверстия кронштейна. Если были выполнены рекомендации по построению геометрической модели, то одна из поверхностей SOLID-а как раз должна являться нижней половиной поверхности отверстия. В таком случае наиболее удобный способ задания нагрузки – приложение распределенной нагрузки к этой поверхности - Model>Load>On Surface. После выбора поверхности, к которой прикладывается нагрузка, появится окно, в котором нужно выбрать тип нагрузки и ее значение. Распределенной нагрузке соответствует тип нагрузки Force Per Area (сила на единицу площади). Далее в разделе Load вводятся значения компонентов нагрузки на единицу площади по осям глобальной системы координат.

Вид нагрузок и закреплений показан на рис. 4.2.11.

4.2.10 Анализ результатов

Как запустить расчет на линейный статический анализ, было описано в лабораторной работе №1 - команда File>Analysis.

Список основных результатов, вычисляемых MSC/NASTRAN для объемных элементов, приведен в табл. 4.2.2.

Проверка модели в данном случае может проводиться на основе вычисления максимальных значений напряжений в каком-либо сечении проушины по балочной теории (рис. 4.2.12). Сечение может быть выбрано любое, лишь бы оно не пересекало основания кронштейна или кольцо проушины. Данное ограничение связано с тем, что в основании кронштейна и в кольце проушины характер напряжений должен

отличаться от того, который получается по балочной теории из-за близости нагрузок или закреплений.

В сечении проушины максимальное значение нормальных напряжений на площадке, параллельной основанию, определяется изгибающим моментом и согласно балочной теории равно:

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{J} \cdot y_{\max},$$

где $\sigma_{\max}$ – максимальное значение нормальных напряжений в сечении;

M – изгибающий момент;

J – момент инерции сечения;

$y_{\max}$ – координата наиболее удаленной от центра тяжести сечения точки.

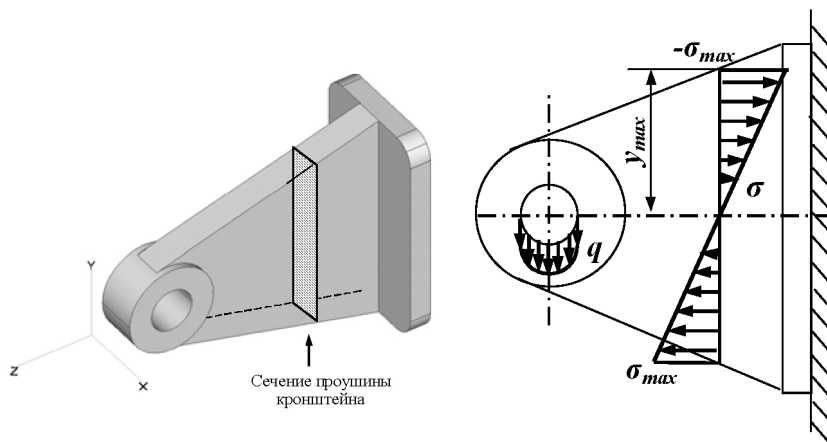


Рис. 4.2.12. Нормальные напряжения в сечении проушины согласно балочной теории

Посмотреть напряжения в сечении, полученные в конечно-элементном расчете, можно с помощью команды View>Select следующим образом (рис. 4.2.13):

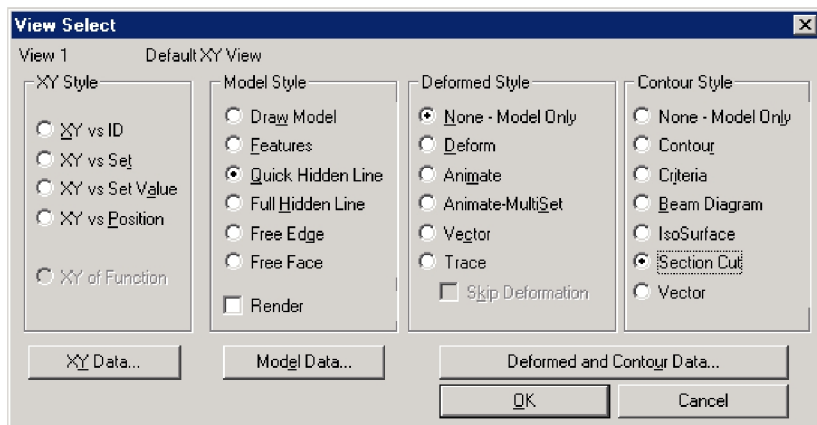


Рис. 4.2.13. Окно выбора способа отображения View Select

- в разделе Contour Style нужно выбрать опцию Section Cut (заливка в сечении);
- войти в окно выбора результатов с помощью кнопки Deformed and Contour Data (рис. 4.2.14);

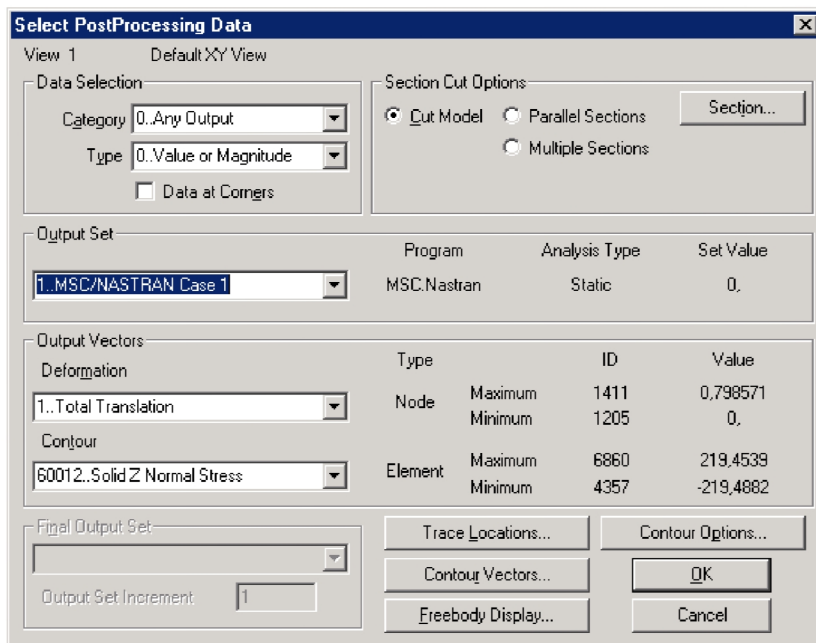


Рис. 4.2.14. Окно выбора результатов расчета

- в позиции Contour выбрать в качестве результатов нормальные напряжения, перпендикулярные сечению проушины;
- с помощью кнопки Define Section или Section (в зависимости от версии) раздела Section Cut Options выбрать плоскость, содержащую в себе рассматриваемое сечение проушины (рис. 4.2.15). Напряжения Solid Z Normal Stress будут показаны в сечении кронштейна плоскостью XY с заданной координатой Z (рис. 4.2.16).

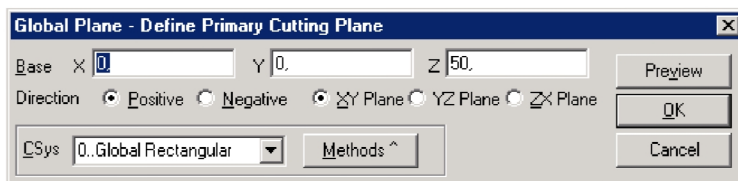


Рис. 4.2.15. Окно выбора плоскости сечения проушины

- в разделе Section Cut Options выбрать опцию Contour Section для того, чтобы заливка отображалась только на выбранном сечении, а не на всей отсеченной части конструкции;
- выйти из открытых диалоговых окон с помощью кнопки ОК.

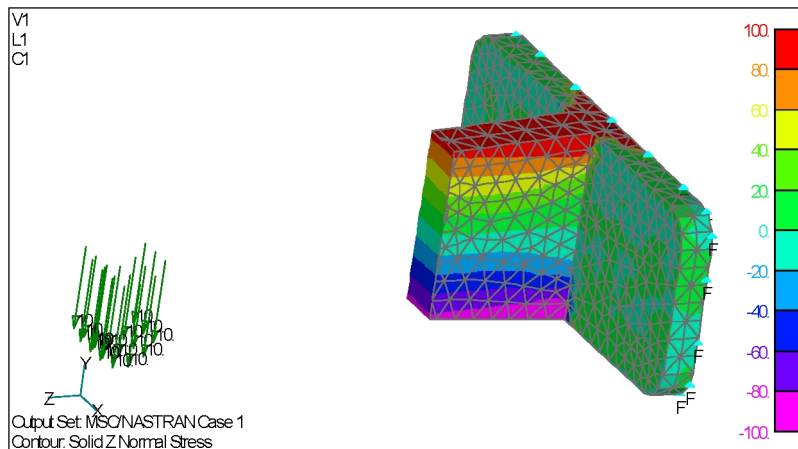


Рис. 4.2.16. Напряжения Solid Z Normal Stress показаны в сечении кронштейна плоскостью XY

Напряжения Solid Z Normal Stress в сечении можно посмотреть также, подведя курсор к ближайшим к сечению узлам, включив предварительно в статусной строке в позиции Off опцию Node.

Максимальные значения напряжений, вычисленных по балочной теории и методом конечных элементов, могут отличаться из-за того, что исследуемый объект не является балкой. Длина конструкции соизмерима с габаритами поперечного сечения, а само поперечное сечение изменяется по длине проушины. Тем не менее это отличие не должно превышать 30%.

Для того чтобы оценить несущую способность кронштейна, требуется посмотреть, не превышает ли максимальное эквивалентное напряжение по Мизесу (4 теория прочности) предела текучести материала. Чтобы высветить напряжения по Мизесу для всего кронштейна, нужно выйти из режима отображения заливки в сечении - команда View>Select, раздел

Contour Style, опция Contour, и выбрать в окне выбора результатов в позиции Contour напряжения по Мизесу. После этого на экране должно отобразиться распределение напряжений по Мизесу (рис. 4.2.17). Максимальное и минимальное значения напряжений можно посмотреть в окне выбора результатов справа от позиции Contour.

Виды некоторых результатов расчета показаны на рис. 4.2.17-4.2.19.

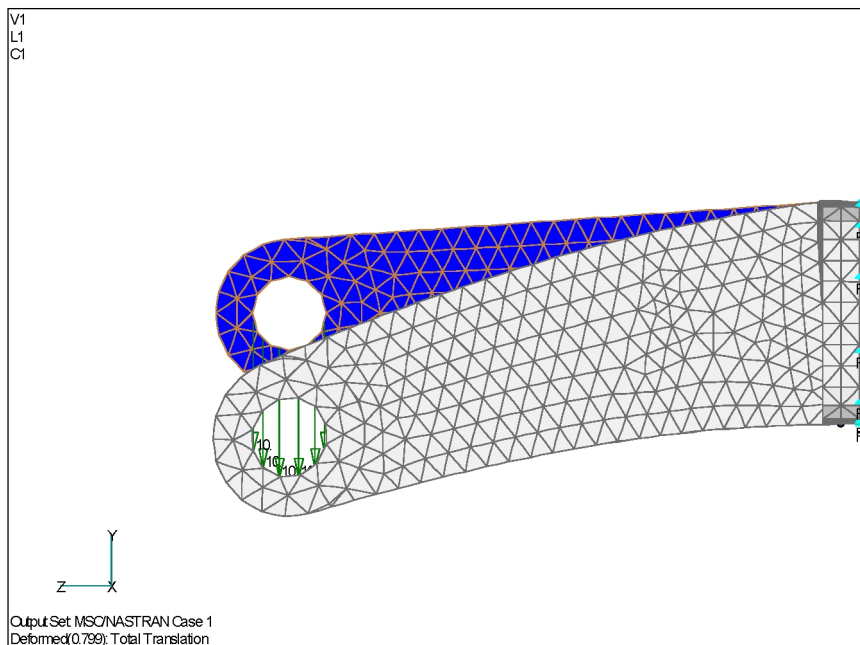


Рис. 4.2.17. Деформированное состояние кронштейна на фоне недеформированной конструкции

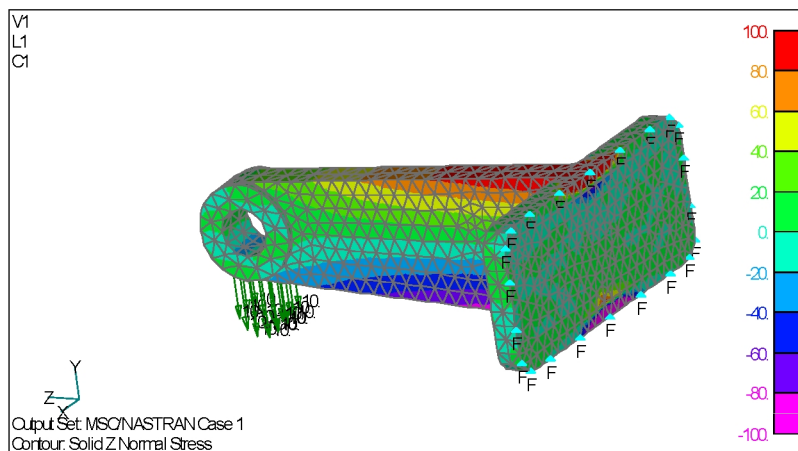


Рис. 4.2.18. Нормальные напряжения, действующие вдоль оси Z. Видны концентрации растягивающих и сжимающих напряжений в опорной плите

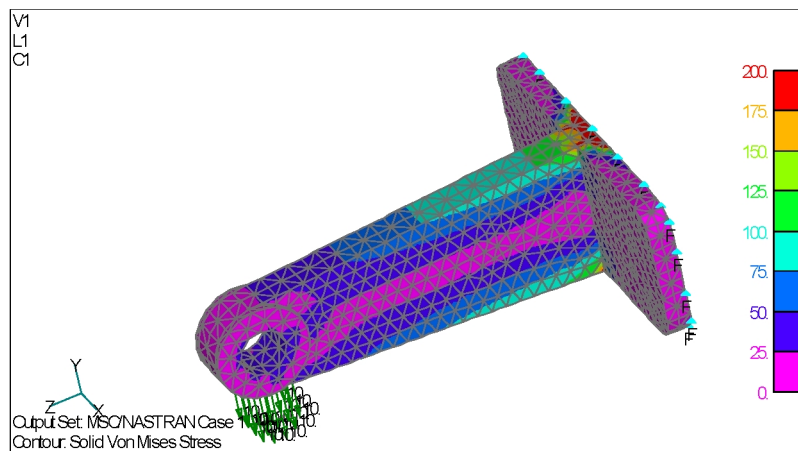


Рис. 4.2.19. Эквивалентные напряжения в конструкции кронштейна

Таблица 4.2.2. Результаты, выдаваемые MSC/NASTRAN для объемных элементов

Выходной параметр	Описание
Solid X Normal Stress	Нормальные напряжения по направлению оси X (глобальной или элементной системы координат в зависимости оттого, что выбрано в свойстве элемента), (скаляр)
Solid Y Normal Stress	Нормальные напряжения по направлению оси Y (скаляр)
Solid Z Normal Stress	Нормальные напряжения по направлению оси Z (скаляр)
Solid XY Shear Stress	Касательные напряжения в плоскости XY (скаляр)
Solid YZ Shear Stress	Касательные напряжения в плоскости YZ (скаляр)
Solid ZX Shear Stress	Касательные напряжения в плоскости ZX (скаляр)
Solid Max Prin Stress	Максимальные главные напряжения (вектор)
Solid Mix Prin Stress	Минимальные главные напряжения (вектор)
Solid Int Prin Stress	Средние главные напряжения (вектор)
Solid Max Shear Stress	Максимальные касательные напряжения (скаляр)
Solid Mean Stress	Среднее нормальное напряжение (характеризует деформацию изменения объема) (скаляр)
Solid Von Mises Stress	Эквивалентное напряжение по Мизесу (характеризует деформацию изменения формы) (скаляр)
Solid X Normal Strain	Нормальные деформации по направлению оси X (глобальной или элементной системы координат в зависимости оттого, что выбрано в свойстве элемента) (скаляр)
Solid Y Normal Strain	Нормальные деформации по направлению оси Y (скаляр)
Solid Z Normal Strain	Нормальные деформации по направлению оси Z (скаляр)
Solid XY Shear Strain	Касательные деформации в плоскости XY(скаляр)
Solid YZ Shear Strain	Касательные деформации в плоскости YZ (скаляр)
Solid ZX Shear Strain	Касательные деформации в плоскости ZX (скаляр)
Solid Max Prin Strain	Максимальные главные деформации (вектор)
Solid Mix Prin Strain	Минимальные главные деформации (вектор)
Solid Int Prin Strain	Средние главные деформации (вектор)

Продолжение табл. 4.2.2

Выходной параметр	Описание
Solid Max Shear Strain	Максимальные касательные деформации (скаляр)
Solid Mean Strain	Среднее нормальное напряжение (характеризует деформацию изменения объема) (скаляр)
Solid Von Mises Strain	Эквивалентное напряжение по Мизесу (характеризует деформацию изменения формы) (скаляр)

4.2.11 Контрольные вопросы

В данной лабораторной работе изучались объемный элемент **SOLID**, моделирование объемных тел средствами препроцессора **FEMAP** и некоторые возможности визуализации модели и результатов расчета. После выполнения данной лабораторной работы Вы должны знать ответы на следующие вопросы.

1. Объемный конечный элемент в **MSC/NASTRAN**.
2. Для моделирования каких конструкций применяется объемный конечный элемент?
3. Какие данные содержат свойства объемного элемента?
4. Что такое геометрический **SOLID**?
5. Какими способами можно создать **SOLID**?
6. Какие операции существуют в **FEMAP**-е для работы с **SOLID**-ами?
7. Команда **View Select**.
8. Команда **View Options**.
9. Работа с рабочей плоскостью.
10. Какую информацию запрашивает **FEMAP** при выдавливании **SOLID**-а?
11. Как создать скругление грани **SOLID** –а?
12. Разбиение **SOLID**-а на конечные элементы.
13. Задание закреплений вдоль кривой.
14. Задание распределенной нагрузки на поверхности.
15. Отображение напряжений в сечении модели.

16. Где можно посмотреть максимальное и минимальное значение напряжений?
17. Объясните распределение напряжений и деформаций конструкции, положение концентратора напряжений.
18. Как проводилась проверка правильности модели?

4.3 Лабораторная работа №3 «Моделирование ферменных и рамных силовых элементов конструкции с использованием MSC/NASTRAN и расчет критической силы потери устойчивости»

Целью данной лабораторной работы является моделирование ферменных и рамных конструкций с использованием балочных конечных элементов (BEAM) и элементов сосредоточенной массы (MASS), выполнение расчетов формы и критической силы потери устойчивости в линейной постановке.

4.3.1 Балочный элемент в MSC/NASTRAN

Балочный элемент может воспринимать растягивающие/сжимающие усилия, сдвиг, изгиб и кручение и предназначен для моделирования рамных и ферменных конструкций.

Из семейства балочных элементов библиотеки конечных элементов MSC/NASTRAN наиболее универсальным является элемент BEAM (см. раздел 6.1.2). Данный элемент связан с двумя узлами. Жесткости балочного элемента при различных видах нагружения определяются характеристиками поперечного сечения.

Характеристики балочного элемента задаются при определении свойства балочного элемента - команда Model>Property. В появившемся окне нужно нажать кнопку Elem/Property Type и выбрать (пометить черной точкой) тип элемента – Beam (рис. 4.3.1).

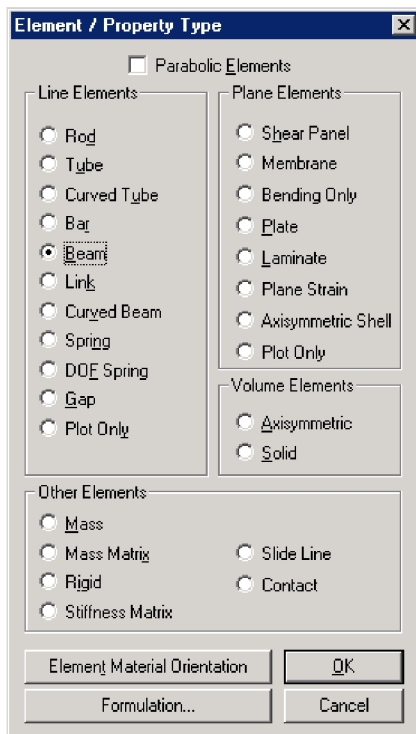


Рис. 4.3.1. Окно выбора типа конечного элемента. При выполнении команды ОК будет выбрано свойство для элемента типа Beam

В появившемся окне (рис. 4.3.2) в большинстве случаев достаточно определить значения следующих характеристик:

- площадь поперечного сечения, A – позиция Area;
- моменты инерции поперечного сечения, I_z , I_y и I_{zy} – позиции Moment of Inertia;
- момент инерции на кручение, J – позиция Torsional Constant;
- эффективные площади при работе на сдвиг - Y Shear area, Z Shear area.

Здесь же можно задать координаты четырех точек поперечного сечения, для которых будут вычисляться нормальные напряжения - Stress recovery. Эти точки обычно выбираются в точках поперечного сечения

балки наиболее удаленных от центра тяжести сечения, для того чтобы в результате расчета получить максимальные и нормальные минимальные напряжения в сечении (напряжения от изгиба максимальны на краях сечения).

Define Property - BEAM Element Type

ID: 1 Title: Ферма Material: 1...Алюм_сплав

Color: 110 Palette... Layer: 1 Elem/Property Type...

Property Values

	End A	End B
☐ Tapered Beam		
Area, A	1206,25	0,
Moment of Inertia, I_1 or I_{zz}	1392153,	0,
I_2 or I_{yy}	1392153,	0,
I_{12} or I_{zy}	0,	0,
Torsional Constant, J	2783742,	0,
Y Shear Area	641,8886	0,
Z Shear Area	641,8886	0,
Nonstruct mass/length	0,	0,
Warping Constant	0,	0,
Perimeter	314,1593	0,
Y Neutral Axis Offset	0,	0,
Z Neutral Axis Offset	0,	0,

Stress Recovery (2 to 4 Blank=Square)

	Y	Z
End A 1	0,	-50,
2	50,	0,
3	0,	50,
4	-50,	0,
End B 1	0,	0,
2	0,	0,
3	0,	0,
4	0,	0,

Shape... Shape End B...

Load... Save... Copy... OK Cancel

Рис. 4.3.2. Окно задания свойств Property для элемента BEAM

Характеристики поперечного сечения необязательно вычислять вручную. Нажатием кнопки Shape вызывается окно задания поперечных сечений (рис. 4.3.3). Здесь в позициях Shape и Size можно выбрать из списка тип сечения и задать его размеры. После выхода из окна задания поперечных сечений FEMAP вычисляет все вышеперечисленные характеристики сечения (иногда это занимает некоторое время). На рис. 4.3.2 показаны вычисленные характеристики сечения балочного элемента, назначенные согласно рис. 4.3.3.

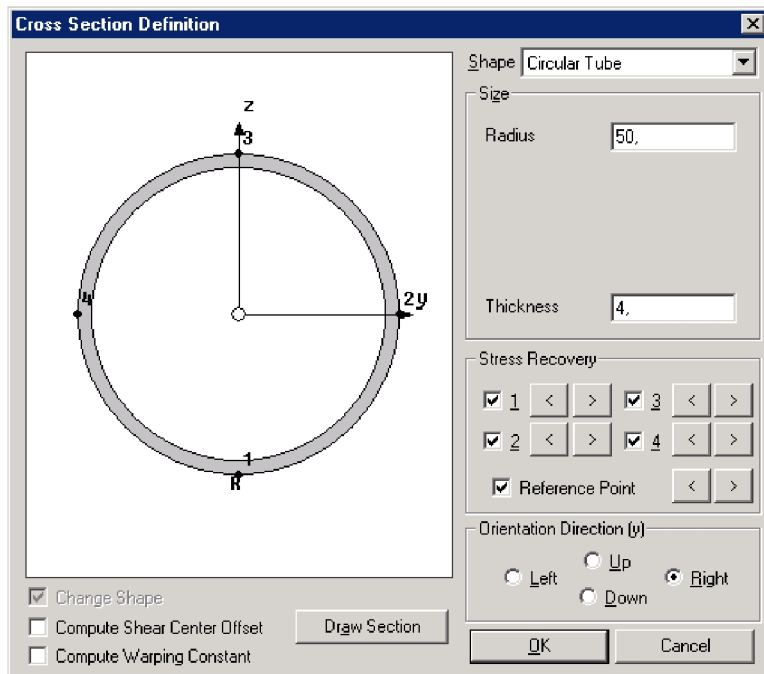


Рис. 4.3.3. Окно задания поперечных сечений элемента BEAM

Местная система координат балочного элемента строится следующим образом. Ось X направлена от первого узла элемента ко второму. Оси Y и Z перпендикулярны оси X . Положение осей Y и Z определяет ориентацию поперечного сечения элемента и не определяется топологией элемента.

4.3.2 Ориентация балочного элемента

Начальный и конечный узлы балочного элемента неоднозначно задают положение балки в пространстве, а именно неясно как ориентированы оси Y и Z системы координат балочного элемента относительно глобальной системы координат. То есть поперечное сечение балочного элемента может как бы вращаться вокруг продольной оси балки. Для однозначного определения элемента в пространстве, кроме начального и конечного узлов балки, задают ориентацию оси Y местной системы координат

балочного элемента относительно глобальной системы координат (системы координат, в которой строится модель).

Ориентация оси Y местной системы координат балочного элемента может задаваться двумя способами:

- 1) точкой, которая вместе с двумя узлами элемента задает плоскость XY местной системы координат элемента;
- 2) вектором, параллельным оси Y местной системы координат балочного элемента.

В данной лабораторной работе будут рассматриваться силовые элементы с осесимметричным поперечным сечением. Очевидно, что в случае осесимметричного сечения задание ориентации может быть любым, без какого бы то ни было влияния на результат. Единственное ограничение заключается в том, что не допускается совпадение оси Y элементной системы координат с продольной осью элемента (она же ось X элементной системы координат). В этом случае в окне сообщений, внизу окна FEMAP, появится сообщение об ошибке - Element Orientation is Colinear with Element X-Axis (Вектор ориентации элемента сонаправлен с осью X элементной системы координат).

4.3.3 Элемент сосредоточенной массы MASS

Элемент сосредоточенной массы MASS является одним из средств моделирования в динамических расчетах инерционных характеристик конструкции и используется для моделирования частей конструкции, обладающих массой, но не имеющих жесткости (не участвующие в силовой работе конструкции). Краткое описание этого элемента находится в разделе 6.6.1. Элемент MASS помимо своего основного назначения может быть использован и в статических расчетах, например для моделирования силы веса конструкции.

Топологически элемент MASS представляет собой точку, связанную с одним узлом, в котором находится сосредоточенная масса. При задании свойства для массового элемента могут быть заданы следующие инерционные характеристики (рис. 4.3.4):

- Массы M_x , M_y , M_z - массы моделируемого объекта по разным направлениям. Если M_y и M_z заданы равными нулю, то они считаются равными M_x ;
- Моменты инерции моделируемого объекта I_x , I_y , I_z , I_{xy} , I_{yz} , I_{zx} ;
- Смещения центра масс объекта от узла вдоль осей глобальной системы координат - Offset from Node.

Рис. 4.3.4. Окно создания свойства Property элемента MASS

При создании элемента указывается узел модели, с которым элемент связан, и свойство элемента (рис. 4.3.5).

Рис. 4.3.5. Окно создания элемента MASS

4.3.4 Моделирование ферменной конструкции и расчет критической силы потери устойчивости

Расчет конструкции на устойчивость будет выполняться в линейной постановке (устойчивость по Эйлеру). В ходе этого расчета перемещения предполагаются малыми.

Не будет лишним сказать несколько слов о природе потери устойчивости. Рассмотрим конструкцию, статически нагруженную таким образом, что потеря устойчивости еще не наступила. Естественным, что конструкция будет деформироваться так, чтобы уравновесить внешнюю нагрузку упругими силами и будет оставаться в этом положении равновесия, пока не изменится нагрузка. Если сообщить этой конструкции малое отклонение от положения равновесия, то наряду с уже действующими силами в конструкции возникнут два дополнительных фактора.

1. Упругие силы, стремящиеся вернуть конструкцию в положение равновесия (Первая система сил).
2. Система сил, обусловленная изменением геометрии конструкции (Вторая система сил). Природа этой системы сил следующая. Рассматриваемое малое отклонение вызывает изменение геометрии конструкции. Нагрузка на конструкцию с измененной геометрией действует иначе, чем на конструкцию в ее начальном состоянии. В связи с этим нагрузку удобно делить на две составляющие. Первая составляющая – это часть нагрузки, действие которой на конструкцию с изменением геометрии конструкции осталось неизменным. Вторая составляющая – часть нагрузки, действие которой на конструкцию при искажении геометрии изменилось (рис. 4.3.6). Вторая составляющая нагрузки мала по сравнению с первой ввиду малости изменений конструкции. Вторую составляющую нагрузки будем называть второй системой сил.

Насчет первой системы сил все ясно – эти силы стремятся вернуть конструкцию в положение равновесия. Величина этих сил прямо

пропорционально зависит от величины отклонения от положения равновесия и не зависит от величины внешней нагрузки.

Со второй системой сил дело обстоит иначе. Эта система сил часто может стремиться вывести конструкцию из положения равновесия и увеличить породившее ее изменение геометрии конструкции. И что самое главное, величина этих сил прямо пропорционально (в случае малых отклонений) зависит не только от величины отклонения, но и от величины внешней нагрузки. Зависимость этих сил от нагрузки обусловлена тем, что вторая система сил есть не что иное, как часть внешней нагрузки и будет расти вместе с ней. Таким образом, при малых значениях нагрузки действие второй системы сил будет меньше чем первой и конструкция вернется в положение равновесия. При больших нагрузках может получиться так, что действие второй системы сил начнет преобладать над действием первой и конструкция уже не сможет вернуться к положению равновесия. Это и будет потерей устойчивости.

Классический пример потери устойчивости – потеря устойчивости сжатой балки - приведен на рис. 4.3.6.

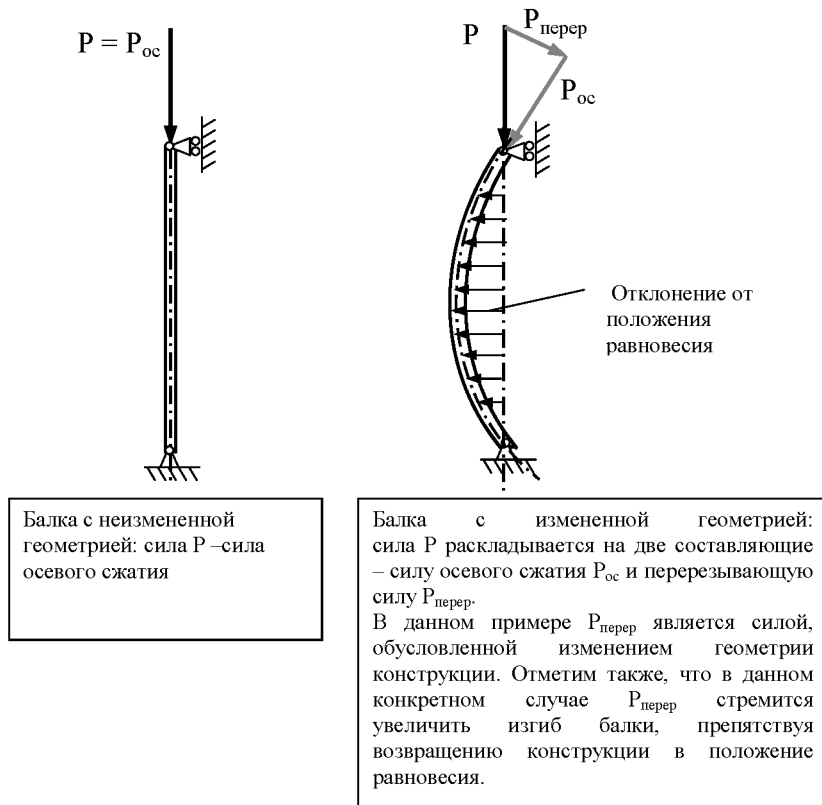


Рис. 4.3.6. Потеря устойчивости балки, нагруженной сжимающей осевой силой

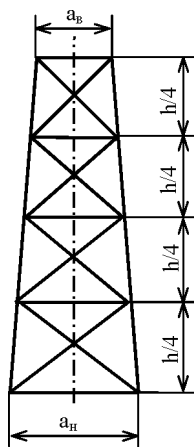
Результатом расчета потери устойчивости конструкции по Эйлеру является коэффициент критической нагрузки и форма потери устойчивости.

Физический смысл коэффициента критической нагрузки заключается в том, что перемножив приложенные к конструкции силы на этот коэффициент, мы получим критическую нагрузку – нагрузку, при превышении которой силы, отклоняющие конструкцию от положения равновесия, превышают силы, возвращающие конструкцию в положение равновесия.

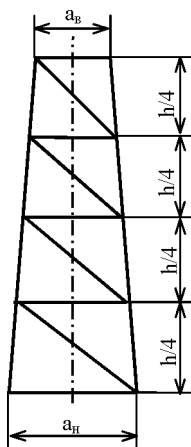
Форма потери устойчивости – характер малых отклонений конструкции от положения равновесия, которые соответствуют критической нагрузке. Поскольку анализ устойчивости – разновидность задачи нахождения собственных значений (вспоминаем линейную алгебру), то форма потери устойчивости находится с точностью до множителя. Перемещения потерявшей устойчивость конструкции, по крайней мере в первый момент, будут складываться из перемещений, найденных из статического расчета и перемещений из формы потери устойчивости, перемноженных на какой-то множитель.

4.3.5 Описание конструкции

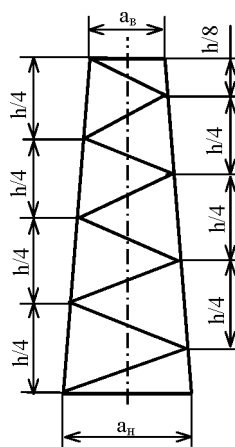
В данной лабораторной работе требуется рассчитать ферменную конструкцию. Ферма имеет вершину и основание в виде четырехугольника. Длина стороны вершины a_v , длина стороны основания a_n . Высота фермы h . Предлагается несколько вариантов конструкции (рис. 4.3.7). Конструкция сварена из стальных труб (рис. 4.3.8). В каждой из четырех верхних угловых точках конструкции крепится оборудование массой M . Значения характеристик конструкции для различных вариантов содержит табл. 4.3.1.



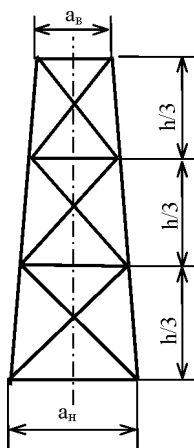
(Вариант 1)



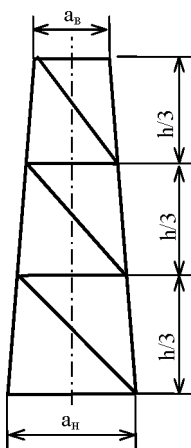
(Вариант 2)



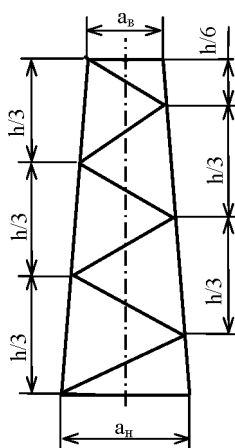
(Вариант 3)



(Вариант 4)



(Вариант 5)



(Вариант 6)

Рис. 4.3.7. Варианты ферменной конструкции

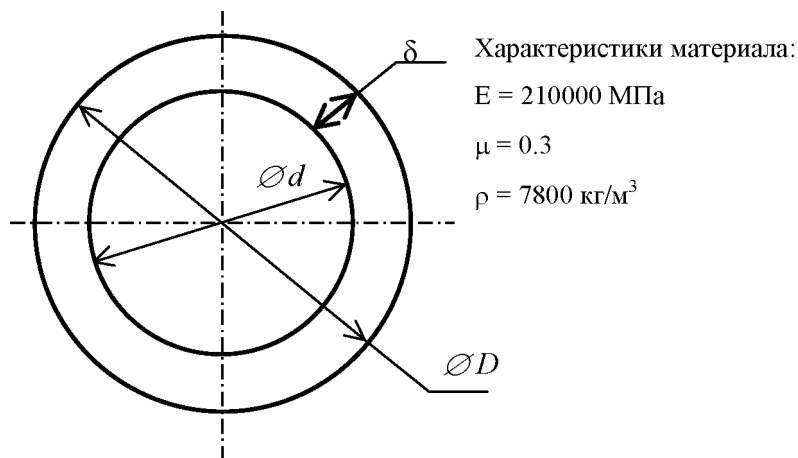


Рис. 4.3.8. Поперечное сечение стержней ферменной конструкции

Таблица 4.3.1. Варианты заданий

№ задания	№ фермы	Высота h , м	Масса груза M , кг	Внешний диаметр трубы D , мм	Толщина стенки трубы δ , мм	Длина стороны вершины $a_{в}$, м	Длина стороны вершины $a_{в}$, м
1	1	40	1000	100	8	4	6
2	2						
3	3						
4	4						
5	5						
6	6						
7	1	30					
8	2						
9	3						
10	4						
11	5						
12	6						

Рекомендуется использовать следующую систему единиц: силы в [Н], размеры в [мм], напряжения и давления в [МПа], а массу в [т].

4.3.6 Нагрузки и закрепления

Нагрузка на рассматриваемую конструкцию состоит из трех составляющих:

- вес оборудования (груза), закрепленного на верхней части конструкции в четырех углах ($4 \cdot M$ кг);
- вес конструкции (суммарная масса всех стержней фермы);
- ветровая нагрузка.

Массу оборудования предлагается моделировать в виде сосредоточенных масс в четырех верхних углах фермы. Сосредоточенные массы моделировать элементами типа MASS.

Масса конструкции может быть задана в виде плотности материала (подробнее об этом ниже).

Для упрощения моделирования силы давления ветра принимаются следующие допущения.

1. Сила давления ветра направлена горизонтально вдоль одной из сторон прямоугольного основания фермы.
2. Разные стержни фермы наклонены под разными углами к направлению ветра. Вследствие чего площадь миделя и угол атаки для разных стержней будут разными, а следовательно, разными будут и погонные силы для разных стержней. Для упрощения примем погонную силу для всех стержней равной погонной силе, которая действовала бы, если бы стержни были расположены перпендикулярно направлению ветра. В таком случае погонная сила, действующая на единицу длины стержня, будет вычисляться по формуле

$$F / L = C_x \cdot q \cdot S / L,$$

где F – суммарная сила давления ветра на стержень фермы; L – длина стержня;

C_x – коэффициент лобового сопротивления для цилиндрической поверхности;

$$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2} - \text{скоростной напор};$$

$$S = D \cdot L - \text{площадь миделя стержня};$$

$$\rho = 1.29 \text{ кг/м}^3 - \text{плотность воздуха};$$

$$v - \text{скорость ветра}.$$

Скорость ветра примем равной 40 м/с, коэффициент лобового сопротивления C_x примем равным 0.8.

Ферма крепится к жесткому фундаменту за четыре угловые точки основания фермы. Причем, в этих четырех узлах крепления фермы не допускаются ни поступательные перемещения угловых точек основания, ни вращательные перемещения этих точек.

4.3.7 Задание на лабораторную работу

1. Выполнить линейный статический расчет конструкции. Проанализировать распределение нормальных напряжений по стержням фермы.
2. Выполнить расчет на устойчивость. Посмотреть какие стержни фермы потеряли устойчивость и объяснить почему.
3. На основе полученных значений максимальных напряжений и коэффициента критической нагрузки сделать заключение о прочности. Конструкция должна удовлетворять следующим требованиям:
 - Нормальные напряжения не должны по абсолютной величине превышать 200 МПа;
 - коэффициент критической нагрузки не должен быть ниже 1.5.
4. Составить отчет по лабораторной работе, который должен содержать следующую информацию:
 - описание варианта конструкции;
 - значения максимальных напряжений и перемещений с указанием наиболее нагруженных элементов конструкции;
 - значения реакций в опорах;

- приблизительные расчеты, подтверждающие отсутствие ошибок в конечно-элементном расчете;
- результаты расчета на устойчивость;
- заключение о прочности.

4.3.8 Особенности геометрического моделирования ферменной конструкции

Геометрическая модель ферменной или рамной конструкции должна состоять из кривых (Curve), проходящих через центры тяжести сечений балок. Кривые можно строить по заранее построенным точкам - Geometry>Curve-Line>Points или, указывая координаты концов кривой, - Geometry>Curve-Line>Coordinates.

Так же, как для поверхностей (лабораторная работа № 1) и объемов (лабораторная работа № 2), для кривых можно задать атрибуты, предварительно создав необходимые материалы и свойства используемых конечных элементов BEAM и MASS.

Атрибуты для кривых можно задать, вызвав команду Mesh>Mesh Control>Attributes Along Curve. Атрибуты включают в себя свойство элементов на данной кривой и смещения элементов относительно узлов - Offset. Параметр Offset в этой лабораторной работе не рассматривается, так что сейчас просто нажмите кнопку No Offset. Атрибуты включают в себя также ориентацию элементов на кривой. В окне задания атрибутов на кривой выбирается способ задания ориентации (в позиции Orient Using опция Vector – задание ориентации вектором, а опция Location – задание ориентации точкой). После нажатия кнопки ОК появится окно для задания ориентации вектором или точкой, в зависимости от выбранного способа.

Атрибуты массового элемента задаются в точке - Point. Задать, какое свойство должно быть у элемента в какой-либо точке, можно с помощью команды Mesh>Mesh Control>Attributes At Point.

В процессе геометрического моделирования часто появляются совпадающие точки и кривые. Это может привести к ошибкам. Например,

если есть две совпадающие кривые и им обеим назначены атрибуты (например, при задании атрибутов кривые выбирались окном и обе попали в список выбранных кривых), то при создании конечно-элементной модели вдоль обеих кривых будут созданы элементы. В результате вместо одного элемента конструкции мы получим два совпадающих элемента, и их суммарная жесткость вдвое превысит заданную. Самое неприятное заключается в том, что на экране эту ошибку не увидишь (два совпадающих элемента выглядят как один), и для ее обнаружения и устранения понадобится масса усилий.

Предотвратить подобные ситуации можно с помощью проверки на совпадающие кривые - Tool>Check>Coincident Curves и совпадающие точки - Tool>Check>Coincident Points) В ходе выполнения этих команд сначала появится окно выбора объектов (точек или кривых в зависимости от того, какая из этих команд выполняется), рис. 4.3.9. Затем в окне Check/Merge Coincident (рис. 4.3.10) можно выбрать максимальную дистанцию между объектами, при которой объекты будут считаться совпадающими - Maximum Distance to Merge, и опция выбора удалять совпадающие объекты или только найти их - Merge Coincident Entities.

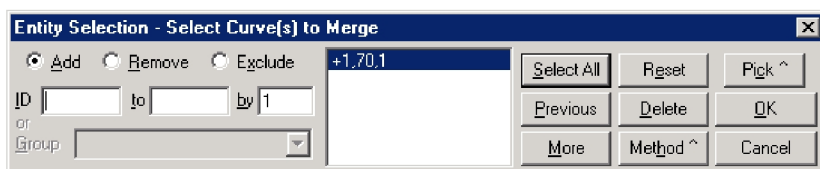


Рис. 4.3.9. Окно выбора кривых для проверки на совпадение

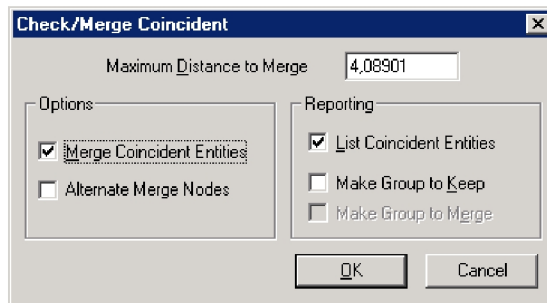


Рис. 4.3.10 Окно проверки объектов на совпадение и удаления совпадающих объектов
Check/Merge Coincident

При сшивке точек на вопрос “Ok to Specify Additional Range of Points to Merge” следует отвечать “Нет”.

4.3.9 Создание конечно-элементной сетки

Геометрическая модель с заданными для всех элементов конструкции атрибутами готова к разбиению на конечные элементы. После указания тем или иным способом подробности разбиения (ориентировочно 10 элементов на каждом стержне) нужно разбить все кривые и все точки (в которых будет элемент MASS) геометрической модели на конечные элементы. Для этого последовательно нужно выполнить команды Mesh>Geometry>Curve и Mesh>Geometry>Point. В окнах выбора кривых (точек) выбирайте все кривые (точки) с помощью кнопки Select All. На вопрос "Ok to Skip the Point(s) that do not have Meshing Attributes (Press NO to Override All Attributes)?", что означает «Пропустить точки, для которых не заданы атрибуты разбиения (Нажать NO, для того чтобы заменить все атрибуты)?», ответить утвердительно.

При разбиении геометрической модели на элементы, элементы на разных кривых создаются отдельно друг от друга. Поэтому соседние элементы в точке соединения кривых будут связаны не с общим узлом, а с несколькими совпадающими узлами – для каждой кривой свой узел. Для объединения таких совпадающих узлов необходимо выполнить команду Tools>Check>Coincident Nodes. Объединение узлов с помощью данной

команды осуществляется аналогично объединению точек с помощью команды Tools>Check>Coincident Points.

4.3.10 Два способа задания закреплений

Опирающие конструкции в углах основания можно моделировать двумя способами:

- закрепляя точки геометрической модели;
- закрепляя узлы конечно-элементной модели.

Первый способ удобен тем, что закрепления на точках входят в состав геометрической модели и геометрическая модель содержит все необходимые данные для конечно-элементного расчета. Например, при корректировке конечно-элементной модели часть элементов и узлов уничтожается и вместо них создаются новые узлы и элементы. При этом закрепления, созданные в точках геометрической модели, сохраняются, поскольку эти закрепления не были связаны с удаленными узлами. Закрепления узлов при подобной корректировке модели пришлось бы создавать заново. Однако данным способом можно задать только три типа закреплений: заделка - Fixed, свободное опирание - Pinned – No Translation и закрепление всех вращательных степеней свободы - No Rotation (рис. 4.3.11). Закрепление в точке задается командой Model>Constrant>On Point.

При задании закреплений в узлах могут быть закреплены или откреплены все шесть степеней свободы узла по отдельности. Эта команда более универсальна. Закрепление в узле задается командой Model>Constrant>Nodal.

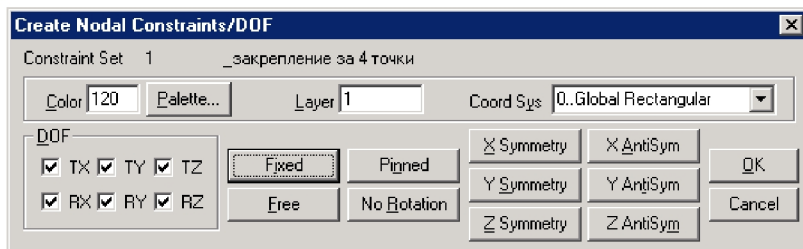


Рис. 4.3.11 Окно задания закреплений с использованием геометрических объектов.
Выбрана комбинация закреплений Fixed

Вид конечно-элементной модели показан на рис. 4.3.12.

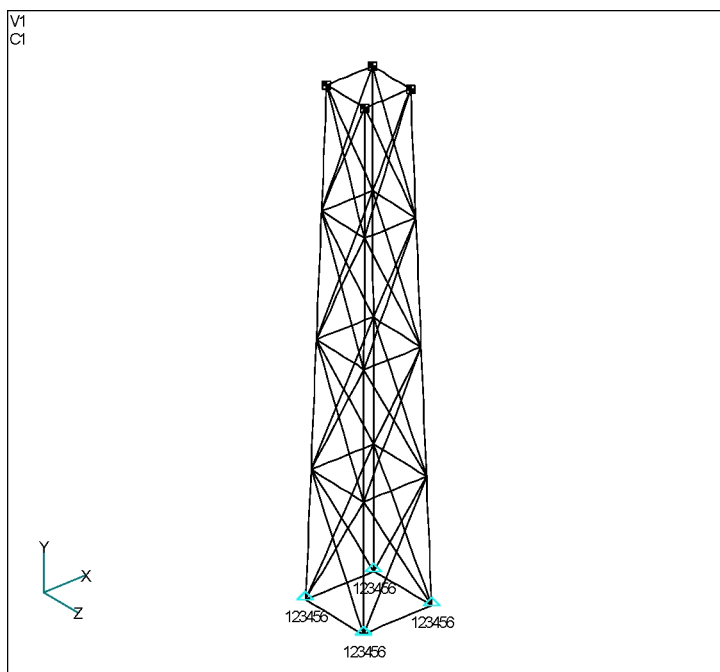


Рис. 4.3.12. Конечно-элементная модель фермы

4.3.11 Задание нагрузок

Силу веса можно задать с помощью команды Model>Load>Body. В появившемся окне (рис. 4.3.13), активизировав позицию Acceleration-Translation/Gravity, что означает «Ускорение поступательное/Гравитация», можно задать составляющие ускорения свободного падения.

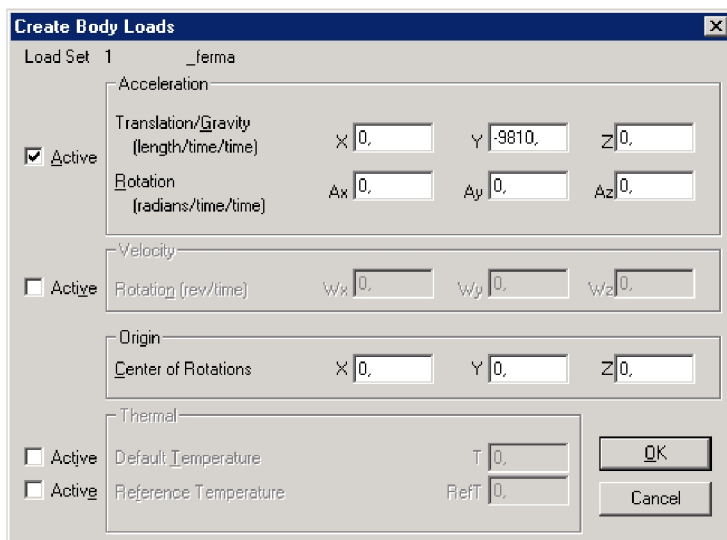


Рис. 4.3.13. Окно задания нагрузок от веса конструкции Body Loads

В результате во время расчета ко всем элементам, обладающим массой, прикладывается сила веса. Элементы, обладающие массой – это элементы сосредоточенной массы (MASS) и элементы других типов, для которых определены плотность и/или неконструкционная масса.

Плотность является характеристикой материала и может быть задана при создании материала - Model>Material или при его модификации - Modify>Edit>Material в позиции Density.

Неконструкционная масса предназначена для моделирования несиловых элементов конструкции, покрытий и т.д., расположенных на конечном элементе. Неконструкционная масса является характеристикой свойства. Она может быть задана при создании свойства - Model>Property

или при его модификации - Modify>Edit>Property в позиции Nonstructural mass/Area (неконструкционная масса на единицу площади) для оболочечных элементов и в позиции Nonstructural mass/Length (неконструкционная масса на единицу длины) для линейных элементов (балки, стержни и т.д.).

Ветровая нагрузка представляет собой силы, действующие по направлению ветра на все стержни фермы. Причем было принято допущение, что погонная сила для всех стержней одинакова (см. раздел 4.3.11).

Подобную нагрузку можно приложить с помощью команды Model>Load>On Curve. В результате выполнения данной команды появится окно выбора кривых, где можно выбрать все кривые (поскольку погонная сила вдоль всех кривых одинакова). Затем появится окно задания нагрузки (рис. 4.3.14). Для задания погонной силы необходимо выбрать тип нагрузки Force per length (сила на длину), затем задать компоненты погонной силы в глобальной системе координат.

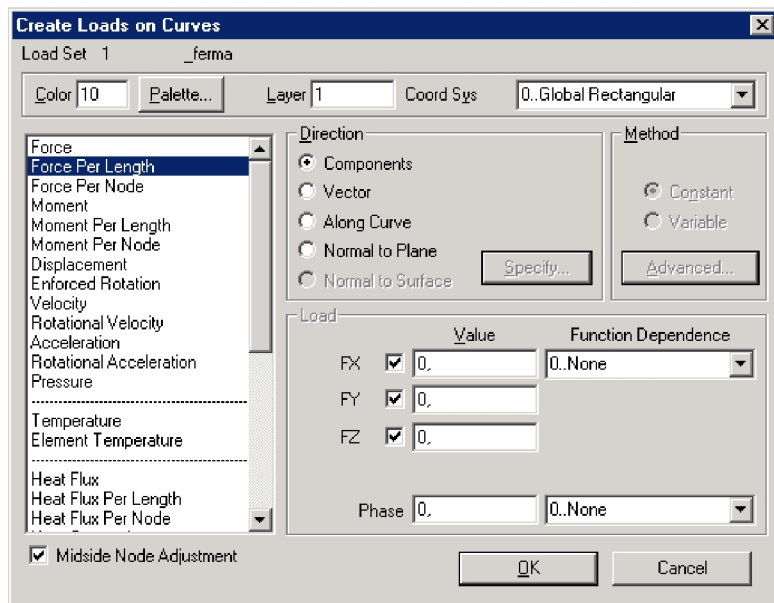


Рис. 4.3.14. Окно задания на кривых распределенной нагрузки

4.3.12 Запуск расчета на устойчивость

Напомним, что запуск на расчет производится командой File>Analyze (см. раздел 4.1.7), «Запуск на расчет».

Запуск расчета на устойчивость, с точки зрения пользователя, подобен запуску линейного статического расчета за исключением следующего:

- В окне управления расчетом (рис. 4.3.15) NASTRAN Analysis Control в позиции Analysis Type (тип анализа) нужно выбрать Buckling (устойчивость);
- В правой части этого же окна для расчета на устойчивость появляются три позиции - Number of Eigenvalues (Число собственных векторов), From (От), To (До). Данные опции определяют, какие формы потери устойчивости требуется найти. Для того чтобы найти форму потери устойчивости, которая характеризуется наименьшей критической нагрузкой (первую

форму), нужно число собственных векторов установить равным 1, а две другие позиции оставить пустыми.

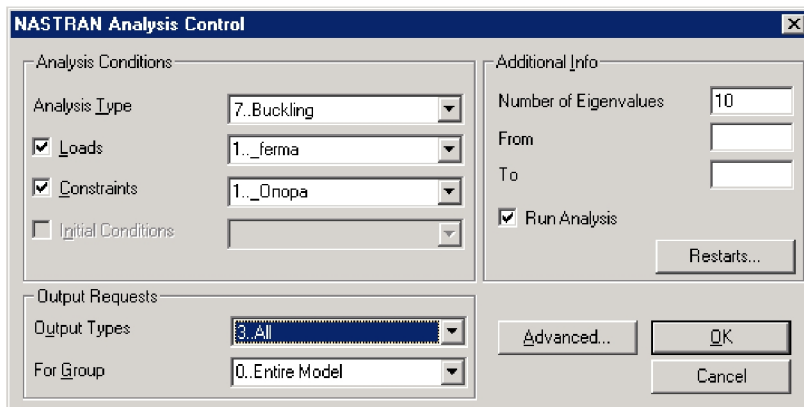


Рис. 4.3.15. Окно задания на расчет устойчивости

Стандартный набор результатов для статического расчета в процедуре Buckling минимален. Чтобы были доступны все виды результатов, нужно в позиции Output Types выбрать All.

4.3.13 Отображение результатов

После расчета на устойчивость NASTRAN создает два Output Set-a: с результатами статического расчета и с результатами расчета на устойчивость. Статический расчет нужен для вычисления матриц дифференциальной жесткости, которые используются при расчете на устойчивость.

Результаты расчета на устойчивость состоят из коэффициентов критической нагрузки потери устойчивости и форм потери устойчивости.

Величину коэффициента критической нагрузки (Eigenvalue) можно посмотреть в названии Output Set-a в окне Select PostProcessing Data (рис. 4.3.16). Напомним, что войти в это окно можно, нажав кнопку  основной линейки команд и кнопку  линейки команд отображения

результатов. Форма потери устойчивости хранится в векторе Total translation этого Output set-а и обычно отображается в виде деформаций.

На рис. 4.3.17 показана первая форма потери устойчивости одного из вариантов фермы.

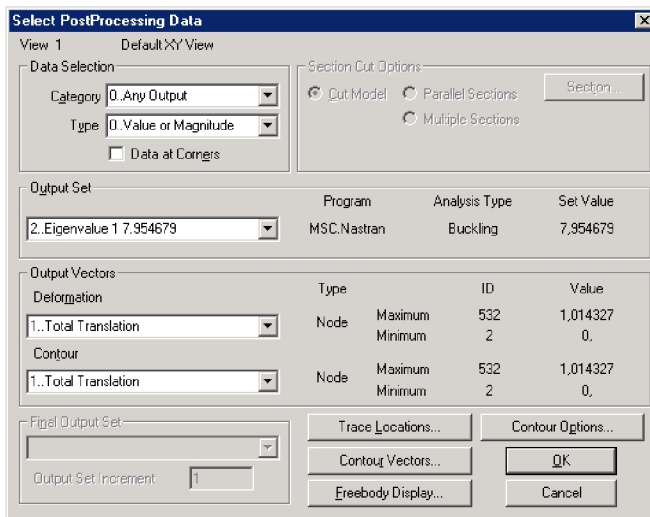


Рис. 4.3.16. Окно выбора отображаемых результатов

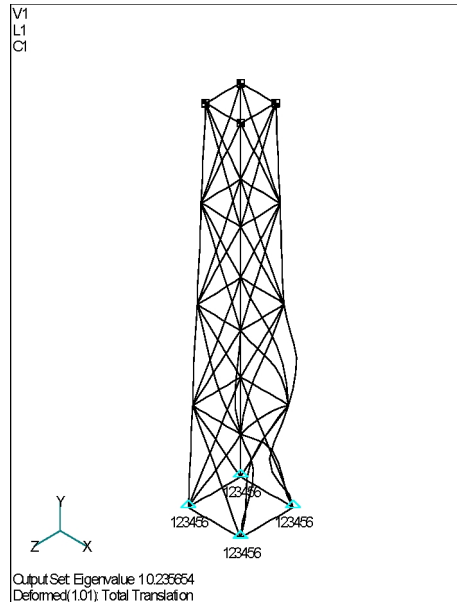


Рис. 4.3.17. Первая форма потери устойчивости одного из вариантов конструкции фермы. Коэффициент критической силы первой формы потери устойчивости выводится в левом нижнем углу рисунка - Eigenvalue 1 – 0.23

Результаты линейного статического расчета для балочной модели удобно отображать с помощью деформаций и эпюр - Beam Diagram. Отображение результатов с помощью деформаций рассмотрено в предыдущих лабораторных работах. Вывести какие-либо результаты в виде эпюр можно следующим образом:

- выполнить команду View>Select;
- в появившемся окне (рис. 4.3.18) выбрать опцию Beam Diagram в разделе Contour Style;

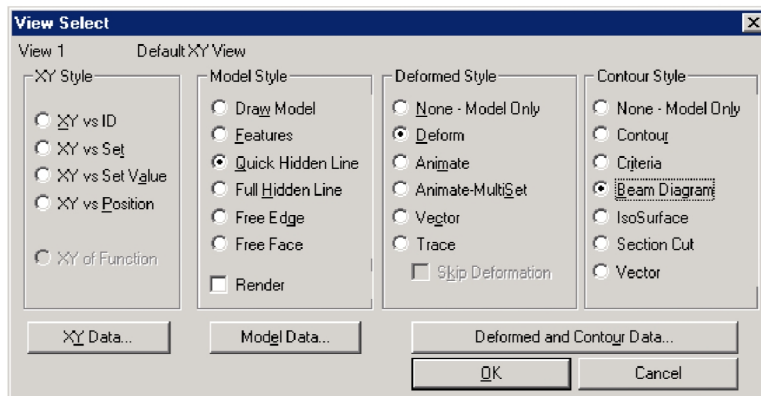


Рис. 4.3.18. Окно выбора способов отображения результатов

- нажать кнопку Deformed and Contour Data;
- в появившемся окне (рис. 4.3.19) выбрать результаты, которые требуется отобразить;
- выйти из диалоговых окон, нажав OK.

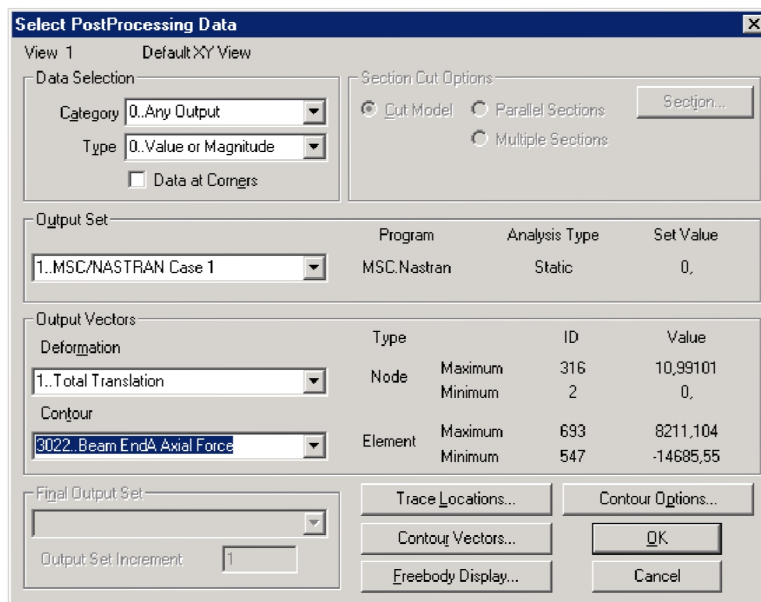


Рис. 4.3.19. Окно выбора отображаемых результатов

Результаты, которые MSC/NASTRAN выдает для балочных моделей, приведены в табл. 4.3.2.

На рис. 4.3.20 для примера приведены некоторые результаты статического расчета фермы.

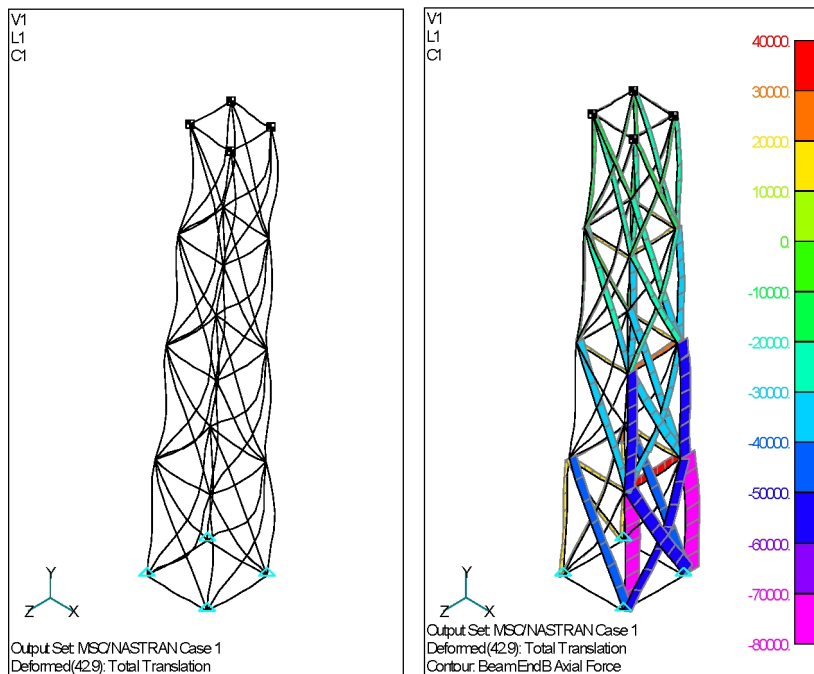


Рис. 4.3.20. Деформированное состояние фермы под нагрузками, осевые усилия в элементах фермы

Таблица 4.3.2. Параметры напряженно-деформированного состояния для балочных элементов типа BEAM

Параметр	Описание
Beam EndA Plane1 Moment	Изгибающий момент в плоскости XY системы координат элемента для первого узла элемента
Beam EndA Plane2 Moment	Изгибающий момент в плоскости XZ системы координат элемента для первого узла элемента
Beam EndB Plane1 Moment	Изгибающий момент в плоскости XY системы координат элемента для второго узла элемента
Beam EndB Plane2 Moment	Изгибающий момент в плоскости XZ системы координат элемента для второго узла элемента

Продолжение табл. 4.3.2

Параметр	Описание
Beam EndA P11 Shear Force	Перерезывающая сила в плоскости XY системы координат элемента для первого узла элемента
Beam EndA P12 Shear Force	Перерезывающая сила в плоскости XZ системы координат элемента для первого узла элемента
Beam EndB P11 Shear Force	Перерезывающая сила в плоскости XY системы координат элемента для второго узла элемента
Beam EndB P12 Shear Force	Перерезывающая сила в плоскости XZ системы координат элемента для второго узла элемента
Beam EndA Axial Force	Продольная сила для первого узла элемента
Beam EndB Axial Force	Продольная сила для второго узла элемента
Beam EndA Torque Force	Крутящий момент для первого узла элемента
Beam EndB Torque Force	Крутящий момент для второго узла элемента
Beam EndA Pt1 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 1 для первого узла элемента
Beam EndA Pt2 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 2 для первого узла элемента
Beam EndA Pt3 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 3 для первого узла элемента
Beam EndA Pt4 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 4 для первого узла элемента
Beam EndB Pt1 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 1 для второго узла элемента
Beam EndB Pt2 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 2 для второго узла элемента
Beam EndB Pt3 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 3 для второго узла элемента
Beam EndB Pt4 Comb Stress	Нормальные напряжения от кручения и изгиба в точке 4 для второго узла элемента
Beam EndA Max Comb Stress	Максимальные нормальные напряжения от кручения и изгиба в сечении первого узла элемента

Продолжение табл. 4.3.2

Параметр	Описание
Beam EndA Min Comb Stress	Минимальные нормальные напряжения от кручения и изгиба в сечении первого узла элемента
Beam EndB Max Comb Stress	Максимальные нормальные напряжения от кручения и изгиба в сечении второго узла элемента
Beam EndB Min Comb Stress	Минимальные нормальные напряжения от кручения и изгиба в сечении второго узла элемента

4.3.14 Проверка отсутствия ошибок

Желательно, чтобы способ проверки правильности модели рассматриваемой ферменной конструкции Вы придумали сами. Этот раздел приведен лишь, для того чтобы Вы не забыли о необходимости такой проверки.

4.3.15 Контрольные вопросы

В данной лабораторной работе Вы познакомились с балочным элементом и элементом сосредоточенной массы, а также с расчетом конструкции на устойчивость. Кроме того, Вы должны были освоить некоторые особенности моделирования и отображения результатов в Femap MSC/NASTRAN. Ниже приведен список контрольных вопросов по этим темам.

1. Балочный элемент BEAM в MSC/NASTRAN. Топология и свойства балочного элемента.
2. Система координат балочного элемента. Задание ориентации балочного элемента.
3. Какие конструкции можно моделировать балочным элементом?
4. Элемент сосредоточенной массы в MSC/NASTRAN.
5. Понятие потери устойчивости конструкции.

6. Физический смысл коэффициента критической нагрузки и формы потери устойчивости.
7. Задание атрибутов на кривых и точках.
8. Удаление совпадающих точек, кривых и узлов (зачем это делается и как).
9. Задание закреплений в точках и узлах. Преимущества и недостатки этих двух способов задания закреплений;
10. Задание инерционных нагрузок в виде ускорения свободного падения.
11. Источники инерционных сил в модели MSC/NASTRAN.
12. Как запустить расчет на устойчивость?
13. Какие результаты выдает MSC/NASTRAN для балочных элементов?
14. Как отобразить результаты для балочных элементов в виде диаграмм?
15. Какие результаты выдаются после расчета на устойчивость и как их посмотреть?
16. Объясните, почему одни элементы ферменной конструкции сжаты, а другие – растянуты?

4.4 Лабораторная работа №4 «Моделирование конструкции стрингерного отсека ракеты-носителя в среде MSC/NASTRAN»

Целью данной лабораторной работы является моделирование конструкции стрингерного отсека ракеты-носителя (РН), выполнение расчетов напряженно-деформированного состояния и потери устойчивости в линейной постановке.

4.4.1 Задание

Разработать конечно-элементную модель конструкции стрингерного отсека РН, изображенного на рис. 4.4.1. Исходные данные для моделирования приведены в табл. 4.4.1. Поперечные сечения подкрепляющих элементов изображены на рис. 4.4.2. В сечении стыка рассматриваемого стрингерного отсека с верхней частью ЛА действуют следующие корпусные расчетные нагрузки:

- 1) продольная сила $N = 300$ кН;
- 2) перерезывающая сила $Q = 150$ кН;
- 3) изгибающий момент $M = 1500$ кНм.

Стыковочные шпангоуты изготовлены из АМГ6 ($E = 70000$ МПа, $\sigma_T = 160$ МПа), а обшивка, стрингеры и промежуточные шпангоуты изготовлены из Д16 ($E = 75000$ МПа, $\sigma_T = 320$ МПа).

Рассчитать стрингерный отсек на статическую нагрузку и на устойчивость (Buckling). На основе полученных результатов сделать заключение о прочности. Результаты работы оформить в виде отчета.

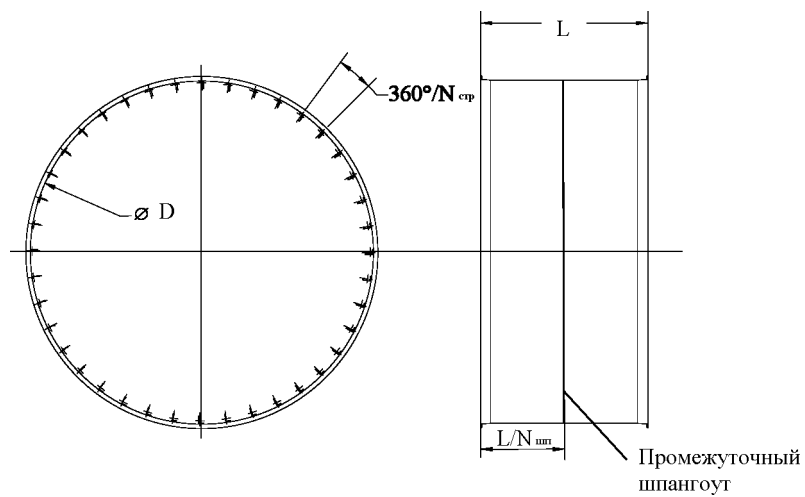


Рис. 4.4.1. Конструкция стрингерного отсека

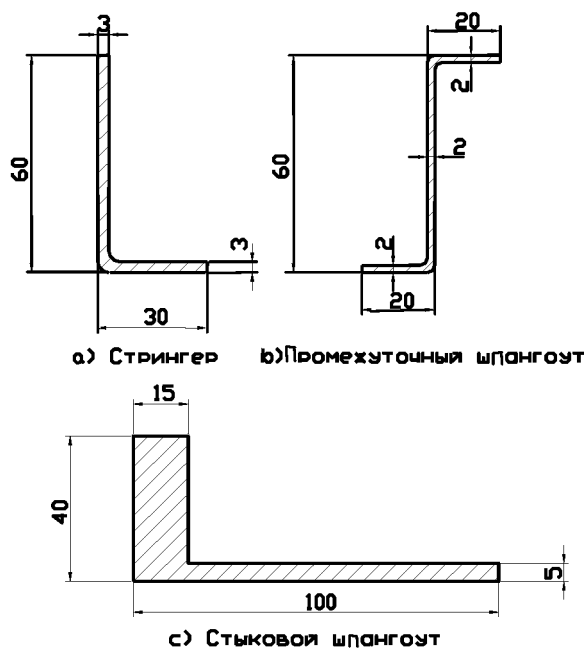


Рис. 4.4.2. Поперечные сечения стрингера и шпангоутов

Таблица 4.4.1. Исходные данные для моделирования стрингерного отсека

Вариант конструкции	Длина отсека L, мм	Диаметр отсека D, мм	Число стрингеров Nстр	Число промежуточных шпангоутов Nшп
1	2000	2600	24	1
2			36	
3			40	
4			48	
5			24	2
6			36	
7			40	
8			48	
9			24	3
10			36	
11			40	
12			48	

4.4.2 Создание геометрической модели стрингерного отсека

Конструкция стрингерного отсека состоит из обшивки, стрингеров и шпангоутов. Обшивка будет моделироваться оболочечными элементами PLATE, а стрингеры и шпангоуты – балочными элементами BEAM.

Геометрические модели для обшивки и для подкрепляющих элементов должны составлять единое целое, т.к. необходимо, чтобы сетки балочных элементов и оболочечных элементов можно было сшить между собой. Другими словами, требуется, чтобы во всех узлах балочных элементов находились и узлы оболочечных элементов. Это будет выполняться автоматически для кривой, являющейся стороной поверхности. Узлы балочных конечных элементов, созданных на кромке поверхности, будут совпадать с узлами оболочечных элементов, созданных на самой поверхности.

Однако при моделировании стрингерного отсека сетка элементов на кривой должна совпадать с сетками элементов на поверхностях по обе стороны от этой кривой. Кривая же может быть стороной только одной поверхности. Данную трудность можно преодолеть следующим образом. Если объединить эти две поверхности, прилегающие с обеих сторон к подкрепляющему элементу, в один Solid, то система FEMAP при разбиении проследит, чтобы сетки на данных поверхностях совпадали между собой и с сеткой на кривой между ними. Геометрическая модель, созданная по данной идеологии, будет представлять собой цилиндрическую оболочку, разбитую на прямоугольные участки, соответствующие областям обшивки между соседними стрингерами и шпангоутами. Все эти поверхности будут объединены в один Solid. Такую геометрическую модель можно создать следующим образом:

- 1) включить механизм геометрии ACIS (команда Tools>Advanced Geometry);
- 2) создать кривую, являющуюся образующей отсека - Geometry>Curve>Coordinates;
- 3) создать поверхность, соответствующую оболочке между двумя стрингерами (угол $360^\circ/N_{\text{стр}}$), с помощью вращения образующей - Geometry>Surface>Revolve;
- 4) копировать эту поверхность по окружному направлению с помощью команды Geometry>Rotate>Surface. В процессе выполнения данной команды потребуется ввести вектор, задающий положение оси вращения, число копий (позиция Repetition) и угол, на который будет повернута каждая последующая копия поверхности относительно предыдущей;
- 5) объединить все поверхности, образующие обшивку отсека, в один Solid с помощью команды Geometry>Solid>Stitch;
- 6) разрезать получившийся Solid по сечениям шпангоутов с помощью команды Geometry>Solid>Slice. В результате данной операции получится несколько Solid-ов в форме колец;

- 7) разбить все Solid-ы на отдельные поверхности - команда Geometry>Solid>Explode.
- 8) объединить все поверхности, образующие обшивку отсека, в один Solid с помощью команды Geometry>Solid>Stitch;
- 9) создать Solid-ы для вырезания люков в оболочке отсека. Данные Solid-ы должны быть такой формы, чтобы при вычитании их из Solid-а, образующего обшивку, в отсеке образовывались бы отверстия в форме люков;
- 10) вычесть из общего Solid-а отсека Solid для вырезания люков - Geometry>Solid>Remove. В этой команде указывается базовое тело и одно или несколько удаляемых тел. В результате выполнения команды удаляется общий материал помеченных тел и получается один Solid с именем базового.

4.4.3 Создание материалов

Создание материалов производится так же, как в предыдущих работах, за исключением того, что используются два материала и что в данной лабораторной работе требуется обязательно задать также и плотность. Плотность материала вводится для того, чтобы можно было автоматически вычислить массу конструкции отсека. Плотность задается в окне определения материала в позиции Mass Density.

4.4.4 Создание свойств

В данной лабораторной работе потребуется создать одно оболочечное свойство PLATE для обшивки и три балочных свойства BEAM для моделирования силового набора. Создание оболочечных и балочных свойств обсуждалось в лабораторных работах №1 и №3 соответственно.

Единственное, что необходимо сообщить дополнительно, – это задание ориентации балочных элементов и задание смещения нейтральной оси балочного элемента относительно линии узлов.

Ориентация балочного элемента определяет положение элементной системы координат (СК) относительно глобальной СК. Ось X элементной

СК направлена от первого узла балочного элемента ко второму. Направление оси Y можно задавать двумя способами: вектором, образующим вместе с осью X элементной СК плоскость XY , и точкой, лежащей в плоскости XY элементной СК. Первый способ удобен при задании ориентации шпангоутов (вектор перпендикулярный плоскости шпангоута), а второй способ удобен при задании ориентации стрингеров (точка лежащая на продольной оси стрингерного отсека). Для того чтобы воспользоваться в дальнейшем данными способами задания ориентации, нужно определенным образом ориентировать ось Y элементной СК относительно поперечного сечения балочного элемента. При задании поперечного сечения шпангоутов ось Y местной СК нужно ориентировать по продольному направлению отсека, а при задании поперечного сечения стрингеров – внутрь отсека. Ориентации оси Y относительно поперечного сечения изменяется в окне задания поперечного сечения балки в разделе Orientation Direction (y). Данное диалоговое окно вызывается из окна Model>Property посредством выбора типа элемента “BEAM” (кнопка Elem/Property Type) и последующего нажатия кнопки - Shape. Кроме того, в этом окне нужно отключить опцию Compute Shear Center Offset.

Смещение нейтральной оси балочных элементов относительно линии узлов задается либо в свойствах элементов, либо в атрибутах вдоль кривых при разбиении кривых на элементы. В данном случае удобнее всего задавать смещение в свойствах элементов. Это можно сделать в окне Model>Property для типа элемента “BEAM” в полях Y Neutral Axis Offset (смещение нейтральной оси элемента вдоль оси Y элементной СК) и Z Neutral Axis Offset. Величина смещения вводится для обоих концов элемента. Смещение задается таким образом, чтобы поперечное сечение стрингера заняло положение, показанное на рис. 4.4.3.

Для корректного вычисления напряжений вместе с нейтральной осью балки должны сместиться и положения четырех точек, в которых вычисляются напряжения (секция Stress Recovery диалогового окна Model>Property).

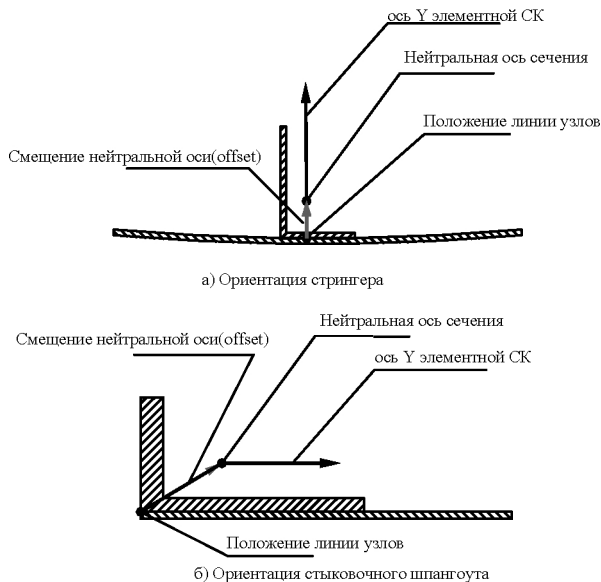


Рис. 4.4.3. Взаимное положение стрингера и обшивки

4.4.5 Создание КЭ сетки

Подробность КЭ сетки в данном случае проще всего задать командой Mesh>Mesh Control>Size On Solid, воспользовавшись тем, что вся геометрическая модель отсека объединена в один Solid. Размер элемента рекомендуется задавать с таким расчетом, чтобы на меньшей стороне панелей обшивки помещалось 5 элементов. Это понадобится для хорошего описания форм потери устойчивости каждого элемента конструкции.

Атрибуты для поверхностей и кривых задаются командами Mesh>Mesh Control>Attributes On Surface и Mesh>Mesh Control>Attributes Along Curve.

В диалоговом окне задания атрибутов для кривых (рис. 4.4.4) в разделе Orient Using нужно указать способ задания ориентации – либо вектором (Vector), либо точкой (Location). Смещение нейтральной оси относительно узлов задавать не надо, так как данное смещение было задано в свойствах

балочных элементов. Чтобы задать смещение равным нулю, нажмите кнопку No Offsets.

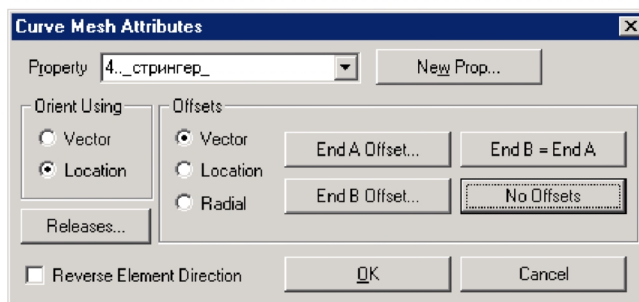


Рис. 4.4.4. Окно задания атрибутов на кривых стрингерах

При указании ориентации стрингеров нужно выбрать задание ориентации точкой. После нажатия на кнопку ОК появится окно задания точки (рис. 4.4.5), в котором нужно указать любую точку, лежащую на продольной оси.

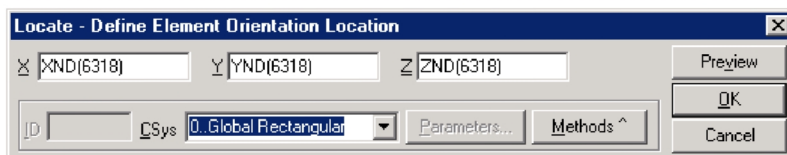


Рис. 4.4.5. Окно задания точки для определения ориентации элемента

При указании ориентации элементов шпангоутов нужно выбрать задание ориентации вектором. После нажатия на кнопку ОК появится окно задания вектора, в котором нужно указать вектор, направленный вдоль продольной оси (или против в зависимости от взаимного положения сечения стрингера и оси Y элементной СК). Если профиль силового элемента не удастся расположить нужным образом, то можно также попробовать включить опцию Reverse Element Direction.

При проверке правильности ориентации и смещения профилей силового набора полезно включить режим отображения поперечных сечений балочных элементов (рис. 4.4.6) - команда - View>Option, раздел

Labels, Entities and Color , позиция Element Orientation – Shape. В позиции Element Shape выбрать опцию Show Cross Section.

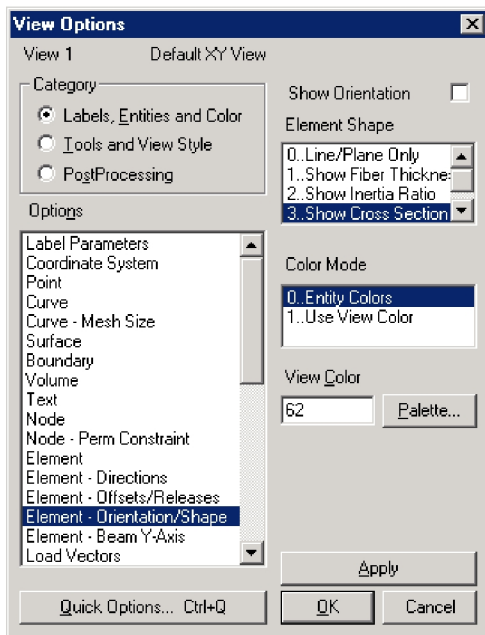


Рис. 4.4.6. Окно выбора режима отображения поперечных сечений элементов ViewOption

4.4.6 Особенности закрепления отсека

Стрингерная оболочка по радиальному направлению, как правило, имеет жесткость намного меньше, чем по продольному или окружному направлениям. Поэтому можно считать, что по радиальному направлению она не воспринимает нагрузок от вышестоящего отсека РН и не передает нагрузки нижестоящему отсеку РН. В связи с этим закрепление отсека по нижнему стыковочному шпангоуту, включающее в себя закрепление по радиальному направлению, будет вносить ничем не обусловленное стеснение конструкции. Для того чтобы закрепить нижний стыковочный шпангоут по всем степеням свободы, за исключением радиального направления, нужно изменить систему координат закрепляемых узлов на

цилиндрическую. Ось Z цилиндрической СК должна совпадать с продольной осью отсека.

Создадим такую цилиндрическую СК с помощью команды Model>Coord Sys. В появившемся окне нужно указать имя СК, ее тип (Type) и способ задания (Method). В поле Type выбрать cylindrical (цилиндрическая СК). Способ задания можно выбрать любой. После нажатия кнопки ОК нужно будет указать точку отсчета новой СК и точки на осях новой СК (методы XY Locate, YZ Locate и ZX Locate) или векторы, параллельные осям новой СК (методы XY Axis, YZ Axis и ZX Axis).

Изменение СК закрепляемых узлов производится командой Modify>Update Other>Output CSys.

При создании закреплений в узлах в сечении нижнего стыкового шпангоута - команда Model>Constraint>Nodal - в позиции Coord Sys выбрать созданную Вами СК и закрепить все степени свободы, кроме перемещения по радиальному направлению (TR).

4.4.7 Особенности приложения нагрузок

Распределить нагрузку, приходящую от верхнего отсека, по сечению верхнего стыковочного шпангоута предлагается с помощью элемента Rigid (абсолютно жесткая кинематическая связь). Для этого в центре сечения верхнего стыковочного шпангоута создайте узел, в который будет приложена нагрузка с помощью команды Model>Node.

Передача сил по радиальному направлению запрещается по тем же соображениям, что и при задании закреплений. Поэтому все узлы, между которыми будет распределяться нагрузка, и узел, в который нагрузка будет прикладываться, должны иметь цилиндрическую СК.

Затем с помощью команды Model>Element создайте элемент типа Rigid. Краткое описание этого элемента можно найти в разделе 6.6.2.

В появившемся окне в секции Independent (независимый) укажите номер узла, в который будет приложена нагрузка, а в секции Dependent (зависимый) с помощью кнопки Nodes выберите узлы, между которыми

данная нагрузка будет распределяться (узлы на верхнем стыковочном шпангоуте). Установите связь между независимым узлом и зависимыми узлами по всем степеням свободы, кроме радиальных перемещений (TR).

4.4.8 Запуск расчета на устойчивость и статику

Процедуры запуска на расчет и отображения результатов расчетов обсуждались в предыдущих лабораторных работах.

На рис. 4.4.7 - 4.4.10 для примера приведены вид модели одного из вариантов стрингерного отсека и некоторые результаты расчетов.

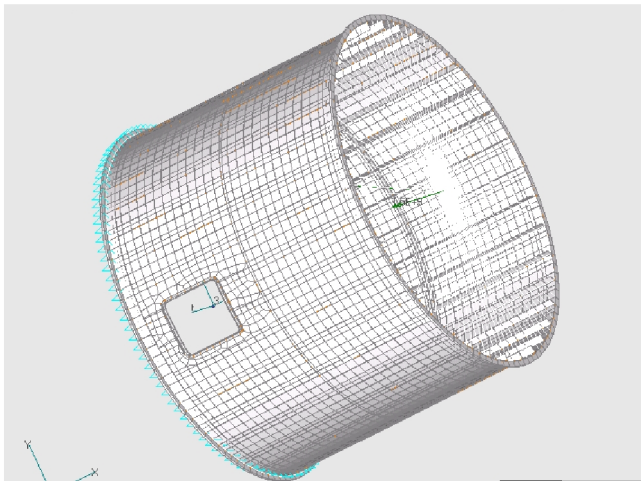


Рис. 4.4.7. Конечно-элементная модель стрингерного отсека

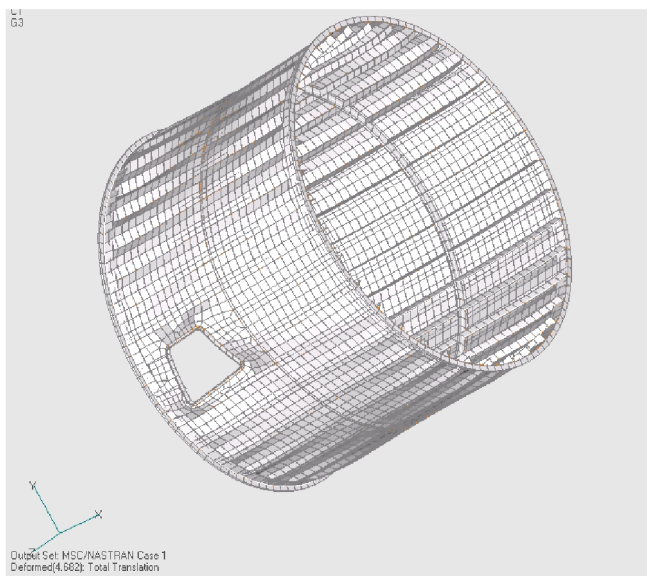


Рис. 4.4.8. Деформации конструкции отсека под нагрузкой

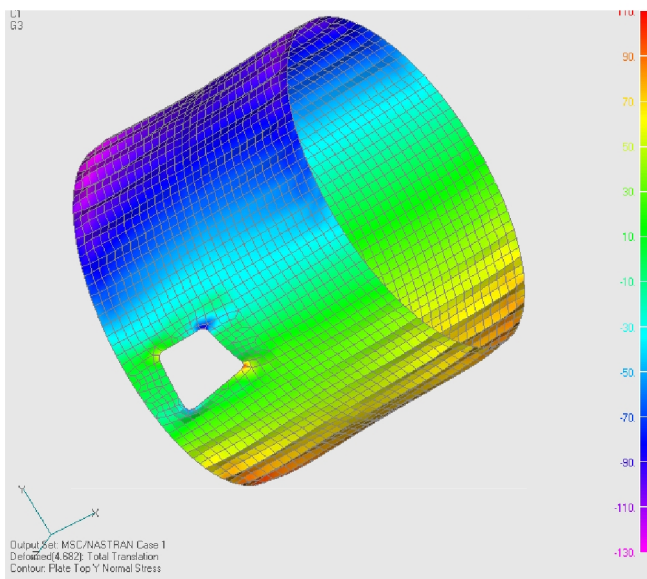


Рис. 4.4.9. Нормальные напряжения в обшивке

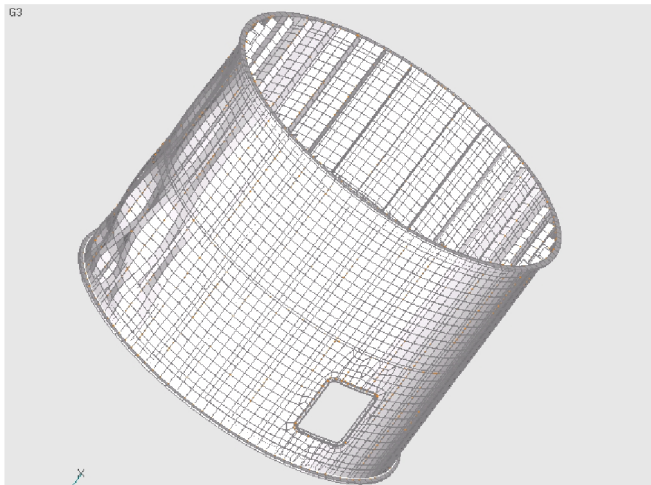


Рис. 4.4.10. Форма потери устойчивости стрингерного отсека

4.4.9 Анализ результатов

Анализ напряжений в обшивке и стрингерах, значения коэффициента критической нагрузки потери устойчивости позволяют сделать заключение о прочности рассматриваемой конструкции стрингерного отсека и предложить меры по изменению конструкции с целью удовлетворения условиям прочности.

Измерьте массу конструкции с помощью команды Tools>Mass Properties>Mesh Properties (рис. 4.4.11). После того как Вы укажете элементы, массу которых следует вычислить (выбрать элементы удобно по свойствам), в окне сообщений появится информация инерционных характеристиках выбранных элементов.

Для того чтобы посмотреть эту информацию, Вам придется увеличить размеры окна сообщений, щелкнув по нему два раз мышью.

Вид текста сообщения приведен ниже.


```

      Mass                                Center of Gravity in CSys 0
Structural   =0.0882128  X= 1000.  Y= -1.4838E-8 Z= -1.3748E-9
NonStructural=           0.  X=      0.  Y=           0. Z=           0.
Total Mass   =0.0882128  X= 1000.  Y= -1.4838E-8 Z= -1.3748E-9

      Inertias about CSys 0                Inertias about C.G. in CSys 0
Ixx = 149048.1  Ixy= -6.3905E-8  Ixx = 149048.1  Ixy= 1.24501E-6
Iyy = 192067.6  Iyz= -1.1832E-6  Iyy = 103854.8  Iyz= -1.1832E-6
Izz = 192067.6  Izx= 1.06738E-8  Izz = 103854.8  Izx= 1.31945E-7

      Total Length (Line Elements only) =           0.
      Total Area   (Area Elements only) =    16335706.
      Total Volume (All Elements)       =    32671412.

```

В строке **Structural** приведена масса выбранных конечных элементов. В строке **NonStructural** приведена неконструкционная масса выбранных конечных элементов. В строке **Total Mass** приведена суммарная масса выбранных конечных элементов. Измерьте отдельно массы обшивки, стрингеров, промежуточных шпангоутов и стыковочных шпангоутов.

4.4.10 Контрольные вопросы

В этой лабораторной работе Вы научились моделировать силовую работу стрингерного отсека в системе MSC/Nastran. Ниже приведен список контрольных вопросов по этим темам.

1. Силовая работа стрингерного отсека.
2. Опишите способ построения геометрической модели оболочечных конструкций, предложенный в этой лабораторной работе.
3. Способы задания ориентации балочных элементов.
4. Создание закреплений в системе координат пользователя.
5. Приложение корпусных нагрузок к сечению отсека с помощью конечного элемента абсолютно жесткой связи **Rigid**.

4.5 Лабораторная работа №5 «Моделирование конструкции углесотопластикового головного обтекателя ракеты-носителя в среде MSC.NASTRAN и подбор числа слоев однонаправленного углепластика в несущих слоях обтекателя»

Целью данной лабораторной работы является моделирование трехслойной конструкции головного обтекателя ракеты-носителя с использованием конечных элементов типа LAMINATE, выполнение расчетов напряженно-деформированного состояния, потери устойчивости и собственных форм колебаний. Кроме того, требуется подобрать число слоев однонаправленного углепластика в несущих слоях обтекателя для обеспечения условий прочности.

4.5.1 Многослойный конечный элемент типа LAMINATE MSC.NASTRAN

Конечный элемент типа LAMINATE состоит из одного или нескольких слоев. Каждый слой подобен оболочечному элементу типа MEMBRANE и может иметь свой материал, толщину и ориентацию материала. Обычно используется для моделирования многослойных композитных оболочек. Более детальное описание элемента типа LAMINATE приведено в разделе 6.4.

Характеристики элемента задаются при определении свойства элемента - команда Model>Property. В появившемся окне нужно, нажав кнопку Elem/Property Type, выбрать тип элемента LAMINATE. В появившемся окне (рис. 4.5.1) расположена таблица, которая состоит из пронумерованных строк. Каждая строка содержит данные для одного слоя элемента. В строке задаются:

- 1) в позиции Material -номер материала слоя;
- 2) в позиции Thickness – толщина слоя;
- 3) в позиции Angle – угол ориентации свойств материала.

Рис. 4.5.1. Окно задания свойств элемента типа LAMINATE

4.5.2 Собственные колебания

Собственными колебаниями называются колебания конструкции, протекающие при отсутствии внешних воздействий. Эти колебания характеризуются собственной формой колебаний и собственной частотой, которые находятся посредством решения задачи о собственных значениях для динамического уравнения с нулевой правой частью [10]. Перемещения системы при i -м тоне собственных колебаний имеют вид:

$$\{u\} = \xi_i \cdot \{\bar{U}\}_i \cdot \sin(\bar{\omega}_i \cdot t),$$

где $\{u\}$ - вектор перемещений точек конструкции; $\{\bar{U}\}_i$ - форма собственных колебаний по i -му тону; $\bar{\omega}_i$ - i -я собственная частота; ξ_i - амплитуда колебаний по i -му тону или модальное перемещение; t - время.

Число собственных колебаний системы равно числу степеней свободы. Чем выше частота собственных колебаний, тем сложнее собственная форма. Какой тон собственных колебаний будет возбужден, зависит от вида начального воздействия на конструкцию. Большинство воздействий, возникающих при эксплуатации конструкций, возбуждают колебания с низшими собственными частотами. Для того чтобы возбудить собственные колебания с высокими собственными частотами, нужно чтобы начальное воздействие резко изменялось во времени.

Низшие тона собственных колебаний представляют собой наиболее естественные для конструкции движения.

Собственные формы и частоты колебаний являются интегральными характеристиками инерционных и упругих свойств конструкции. Часто требования к жесткости конструкции РН формулируются в виде ограничения на нижнюю частоту собственных колебаний.

4.5.3 Конструкция головного обтекателя

Головной обтекатель (ГО) представляет собой трехслойную оболочку, имеющую форму, представленную на рис. 4.5.2.

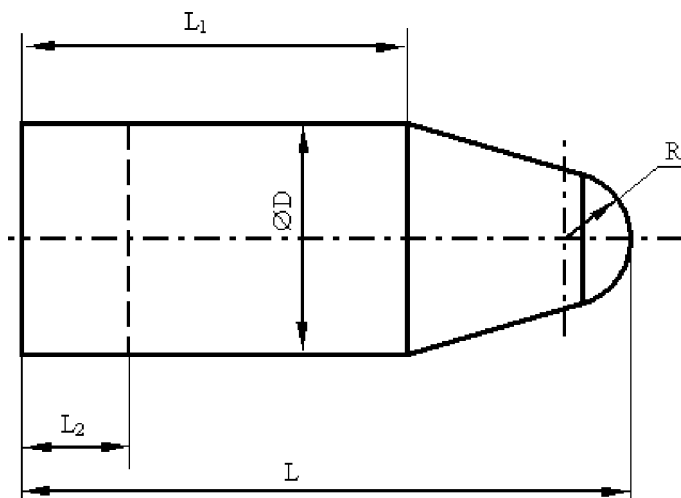


Рис. 4.5.2. Основные размеры конструкции обтекателя

В сечении стыка ГО с ракетой-носителем (РН) на оболочке ГО установлен стыковой шпангоут. Поперечное сечение шпангоута в реальных конструкциях имеет довольно сложную форму и здесь будет моделироваться упрощенно. Представим шпангоут в виде стенки из алюминиевого сплава, обращенной внутрь оболочки, высотой 100 мм и толщиной 3 мм.

Трехслойная оболочка состоит из двух несущих слоев углепластика и заполнителя между ними из металлических сот. Несущий слой, в свою очередь, состоит из 4 однонаправленных слоев углепластика с разной ориентацией относительно продольного направления: 0° , 45° , 90° , 135° . Толщина каждого слоя кратна 0.15 мм (толщина одного слоя углеленты). Высота сотового заполнителя – 20 мм. Характеристики материалов сот и однонаправленного слоя углепластика приведены в табл. 4.5.1.

Таблица 4.5.1. Характеристики материалов трехслойной оболочки

Характеристика материала	Однонаправленный углепластик	Соты
Нормальный модуль упругости по 1-му направлению, E_1 [МПа]	120000	10*
Нормальный модуль упругости по 2-му направлению, E_2 [МПа]	8000	10*
Сдвиговой модуль упругости в плоскости 12, G_{12} [МПа]	5000	10*
Сдвиговой модуль упругости в плоскости 23, G_{23} [МПа]	5000	200
Сдвиговой модуль упругости в плоскости 31, G_{31} [МПа]	5000	200
Коэффициент Пуассона, μ_{12}	0.001*	0.001*
Плотность, ρ [кг/м ³]	1450	65
* Малые значения (вместо нулевых) некоторых характеристик материала задаются только для того, чтобы материал не был вырожденным		

Неконструкционная масса оболочки обтекателя – 6 кг/м². Неконструкционная масса (NonStructural) учитывает массу немоделируемых в данной модели элементов конструкции: теплозащитное

покрытие, замки и профили продольного и поперечного стыков, слои стеклоткани, наматываемые из технологических соображений, клеи и пр.

4.5.4 Случаи нагружения

Рассмотрим следующие случаи нагружения.

1. Подъем РН на стартовую позицию. Головной обтекатель закреплен в корневом сечении и нагружен боковой перегрузкой 9.81 м/с^2 .
2. Аэродинамическое давление на участке выведения. Случай симметричного обтекания. Зависимость давления от продольной координаты следующая:
 - на сферической части ГО давление изменяется линейно с 70 КПа на переднем конце ГО до 30 КПа на границе с конической частью;
 - на конической части ГО давление изменяется линейно с 30 КПа на переднем конце конической части до 10 КПа на границе с цилиндрической частью;
 - на цилиндрической части ГО давление постоянно и составляет -5 КПа. Знак минус означает, что на этом участке давление действует изнутри ГО.
3. Аэродинамическое давление на участке выведения при максимальном скоростном напоре (случай «тах q»). Распределение давления по половине оболочки обтекателя для этого случая приведено в табл. 4.5.2. Распределение давления по другой половине симметрично первой половине. Между приведенными в таблице точками значение давления можно получить на основе билинейной интерполяции:

$$p(z, \varphi) = a \cdot z + b \cdot \varphi + c \cdot z \cdot \varphi + d \quad ,$$

где z – продольная координата, φ – угловая координата по окружному направлению, a, b, c, d – коэффициенты, значение которых отыскивается для каждой четырехугольной области с точками из табл. 4.5.2 в углах области. Эти коэффициенты находятся из условия равенства давления в углах области соответствующим значениям давления из табл. 4.5.2. Это условие

имеет вид системы 4 линейных уравнений:

$$\begin{cases} a \cdot z_1 + b \cdot \varphi_1 + c \cdot z_1 \cdot \varphi_1 + d = p_1, \\ a \cdot z_2 + b \cdot \varphi_2 + c \cdot z_2 \cdot \varphi_2 + d = p_2, \\ a \cdot z_3 + b \cdot \varphi_3 + c \cdot z_3 \cdot \varphi_3 + d = p_3, \\ a \cdot z_4 + b \cdot \varphi_4 + c \cdot z_4 \cdot \varphi_4 + d = p_4, \end{cases}$$

где $z_1 \div z_4$, $\varphi_1 \div \varphi_4$ координаты угловых точек областей; $p_1 \div p_4$ – значения давлений в угловых точках областей.

Таблица 4.5.2. Распределение давления по оболочке обтекателя для случая нагружения «max q»

Поперечное сечение	Окружная координата, град		
	0	90	180
Передний конец обтекателя	60 кПа	60 кПа	60 кПа
Стык сферической и конической частей обтекателя	60 кПа	50 кПа	40 кПа
Стык конической и цилиндрической частей обтекателя с передней стороны	20 кПа	15 кПа	5 кПа
Стык конической и цилиндрической частей обтекателя с задней стороны	5 кПа	-5 кПа	-10 кПа
Основание обтекателя	5 кПа	0 кПа	-5 кПа

4.5.5 Критерии прочности

1. Напряжения для всех слоев углепластика по направлению волокон не должны превышать допустимых - 100 МПа.
2. Коэффициент критической нагрузки потери устойчивости не должен быть меньше 1.5.
3. Нижняя частота собственных колебаний не должна быть ниже 10 Гц.

4.5.6 Задание на лабораторную работу

1. Разработать конечно-элементную модель головного обтекателя. Размеры ГО для разных вариантов конструкции приведены в табл. 4.5.3.
2. Провести линейный статический расчет, анализ начальной потери устойчивости для рассматриваемых случаев нагружения и анализ собственных колебаний.
3. В случае если конструкция не удовлетворяет условиям прочности или, наоборот, удовлетворяет с большим запасом, предложить новые толщины слоев углепластика и проверить новый вариант конструкции на прочность. Толщина слоев углепластика должна быть кратна толщине углеленты, из которой они изготавливаются – 0.15 мм.

Таблица 4.5.3. Варианты конструкции головного обтекателя

Номер варианта	D, мм	L, мм	L ₁ , мм	L ₂ , мм	R, мм
1	4000	12000	0.7* L	0.1* L	0.5
2	2500	8500	0.7* L	0.1* L	0.5
3	3500	10000	0.7* L	0.1* L	0.7
4	3500	9000	0.7* L	0.2* L	1.0
5	4100	11000	0.7* L	0.2* L	1.0
6	4000	12000	0.5* L	0.1* L	0.5
7	2500	8500	0.5* L	0.1* L	0.5
8	3500	10000	0.5* L	0.1* L	0.7
9	3500	9000	0.5* L	0.2* L	1.0
10	4100	11000	0.5* L	0.2* L	1.0

4.5.7 Геометрическая модель конструкции головного обтекателя

Поскольку и конструкция и нагрузки симметричны относительно плоскости угла атаки, ожидается, что и решение будет симметричным. В этом случае можно моделировать не весь обтекатель, а только его половину.

Геометрическую модель обтекателя можно строить разными способами.

Один из них следующий.

1. Создать кривые (Curve), которые вращением вокруг продольной оси обтекателя образуют форму обтекателя.
2. Построить поверхности (Surface) по этим кривым – Geometry>Surface>Revolve. Причем поворот выполнить на 90 градусов, поскольку поворот сразу на 180 градусов может привести к некоторым сложностям при создании конечно-элементной сетки.
3. Скопировать построенные в предыдущем пункте поверхности поворотом на 90 градусов (команда Geometry>Rotate>Surface).
4. Объединить все поверхности в один Solid командой Geometry>Solid>Stitch.

Вид геометрической модели одного из вариантов ГО показан на рис. 4.5.3.

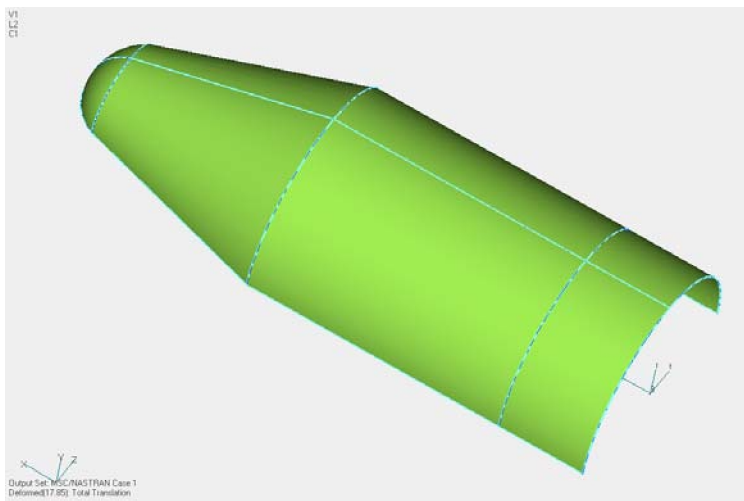


Рис. 4.5.3. Вид геометрической модели обтекателя

4.5.8 Создание свойств КЭ и материалов

Следует создать материалы для однонаправленного углепластика и сот (см. табл. 4.5.1), а также для торцевого шпангоута. Материалы для однонаправленного углепластика и сот – ортотропные, в то время как по умолчанию команда Model>Material предлагает создать изотропный материал. Для задания ортотропного материала следует изменить тип материала с помощью кнопки Type. Задание ортотропного материала на примере сот показано на рис. 4.5.4.

Как создать свойство торцевого шпангоута, Вы уже знаете из предыдущей лабораторной работы.

Создание свойства многослойной оболочки рассмотрено при описании элемента LAMINATE в разделе 4.5.1. Отметим только, что следует создать разные свойства для разных частей оболочки: конической, сферической, цилиндрической и цилиндрической корневой. Эти части оболочки нагружены по-разному и, возможно, потребуется задавать для них разные толщины несущих слоев.

Рис. 4.5.4. Окно задания характеристик материала сотового заполнителя

4.5.9 Создание конечно-элементной сетки

Создание конечно-элементной сетки производится таким же образом, как в предыдущей работе (см. раздел 4.4.5). Однако есть одна особенность, связанная с элементами LAMINATE. После создания конечно-элементной сетки для этих элементов следует указать направление, от которого будет отсчитываться угол ориентации материала. Это делается с помощью команды **Modify>Update Element>Material Angle**. При выполнении этой команды сначала нужно выбрать элементы, для которых задается это направление, а потом выбрать это направление в диалоговом окне, показанном на рис. 4.5.5. В результате этой команды направление нулевой ориентации материала будет задано по направлению оси X общей системы координат.

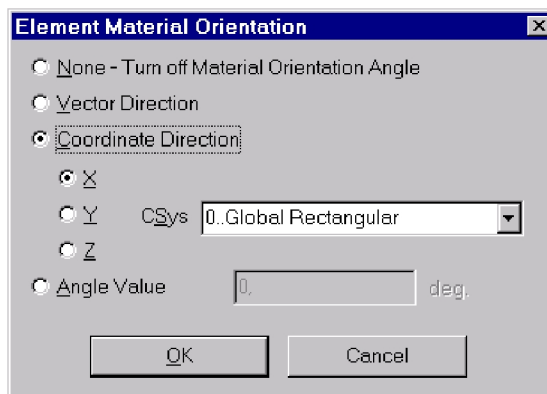


Рис. 4.5.5. Окно задания направления, от которого отсчитывается угол ориентации материала

Вид конечно-элементной модели одного из вариантов обтекателя показан на рис. 4.5.6.

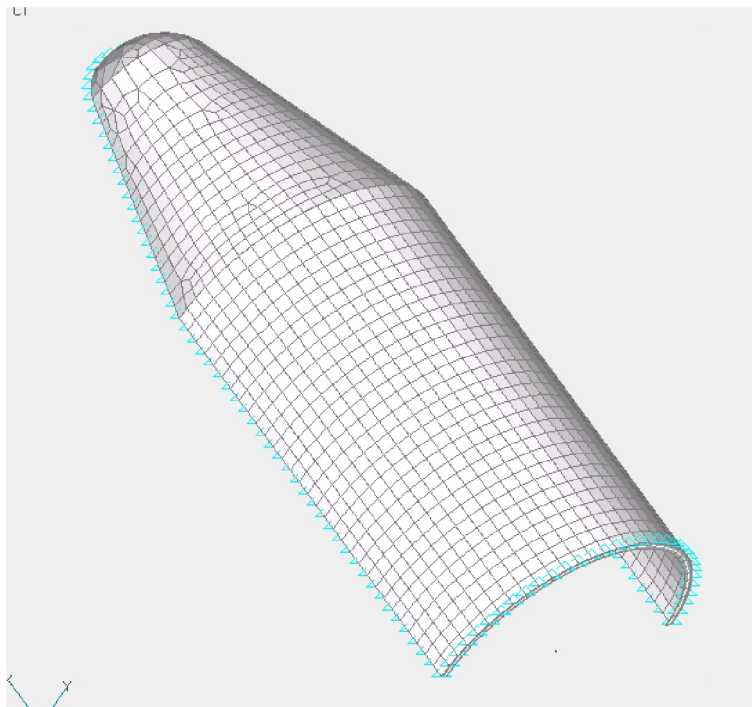


Рис. 4.5.6. Вид конечно-элементной модели обтекателя

4.5.10 Создание закреплений

Модель ГО закрепляется за сечение стыка с РН по всем степеням свободы, кроме направления по нормали к оболочке. Такое закрепление приблизительно соответствует условиям, в которых работает головной обтекатель, установленный на РН. Закрепления следует прикладывать в цилиндрической системе координат, ось Z которой совпадает с продольной осью ГО. Для этого нужно сделать следующее.

1. Создать цилиндрическую систему координат, у которой продольная ось совпадает с продольной осью модели обтекателя - Model – Coord Sys (рис. 4.5.7).

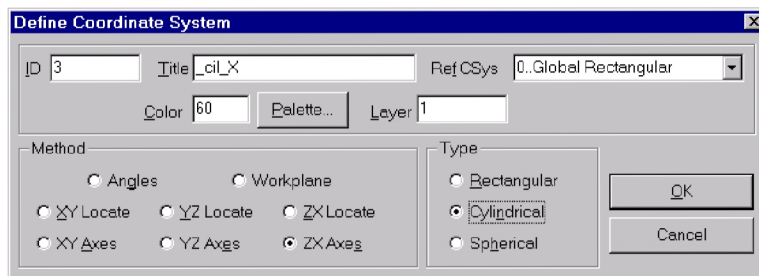


Рис. 4.5.7. Окно создания системы координат пользователя

2. Сменить систему координат закрепляемых узлов с системы координат Coord 0 на созданную цилиндрическую систему с помощью команды Modify>Update Other>Output CSys.
3. При задании закреплений в команде Create>Load/BC>Displacement указать созданную цилиндрическую систему координат, как показано на рис. 4.5.8.

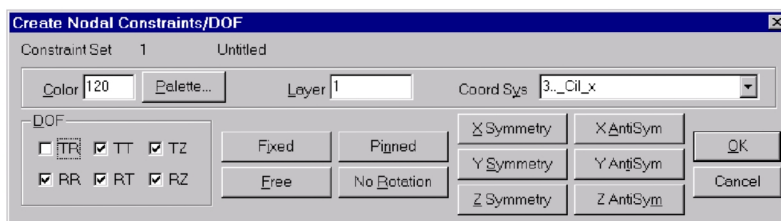


Рис. 4.5.8. Окно задания узловых закреплений

Если рассматривается половина конструкции, нужно задать еще закрепления, моделирующие плоскость симметрии обтекателя. Узлы в плоскости симметрии не могут выходить из этой плоскости, а также не могут поворачиваться вокруг осей, лежащих в плоскости симметрии, поскольку такой поворот означал бы выход из плоскости симметрии точек рядом с узлом. Таким образом, у узлов, находящихся в плоскости симметрии, должны остаться незакрепленными только поступательные перемещения в плоскости симметрии и поворот вокруг нормали к плоскости симметрии.

4.5.11 Задание нагрузок

Нагрузки на обтекатель в данной работе содержат несколько случаев нагружения. Напомним, что создаваемые нагрузки попадают в активный случай нагружения модели (Load Set). Создание Load Set-ов или смена активного Load Set-a производится командой Model>Load >Load Set (подробности см. в лабораторной работе №1, раздел 4.1).

Давление к оболочке обтекателя можно приложить командой Model>Load>Elemental. В ходе выполнения этой команды сначала появится окно выбора конечных элементов, к которым прикладывается давление. После этого появится окно задания величины давления (рис. 4.5.9). В этом окне следует выбрать тип нагрузки давление - Pressure. Существуют два метода приложения давления: давление одинаковое для всех элементов (Constant) и переменное от элемента к элементу (Variable). В первом случае в разделе диалогового окна “Method” следует выбрать опцию Constant и в поле Value ввести величину давления. Во втором случае в разделе диалогового окна “Method” следует выбрать опцию Variable и в поле Value ввести выражение, с помощью которого будет вычисляться значение давления для каждого элемента. Поскольку аэродинамическое давление изменяется по поверхности обтекателя, нас интересует второй способ. Выражение должно вычислять величину давления в зависимости от номера конечного элемента. Синтаксис выражения показан на рис. 4.5.10. Заметим, что в табл. 4.5.2 давление задано в цилиндрической системе координат, осью Z которой является продольная ось обтекателя. Такая система координат уже создана при задании закреплений. Для того чтобы иметь возможность записать выражение для давления именно в этой системе координат, следует сделать эту систему координат активной (команда Tools>Parameters).

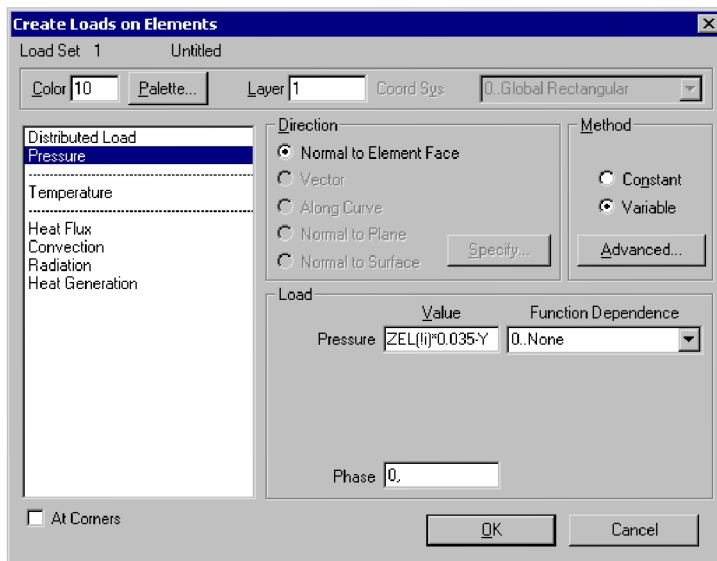


Рис. 4.5.9. Окно задания давления



Рис. 4.5.10. Синтаксис выражения задания давления по элементам

После нажатия кнопки ОК появится окно выбора поверхности элемента, к которой будет приложено давление (рис. 4.5.11). Номер поверхности указывается в поле Face. Первой поверхностью считается поверхность со стороны отрицательного направления оси Z элементной

системы координат, а второй – со стороны положительного направления оси Z . При автоматическом создании конечно-элементной сетки на поверхности оси Z элементных систем координат всех элементов направлены в одну сторону. Установить, в какую сторону направлена ось Z элемента, можно с помощью команды View>Options, выбрав секцию Labels, Entities and Color, раздел Element Directions и установив в поле Normal Style опцию 1.Normal Vectors.

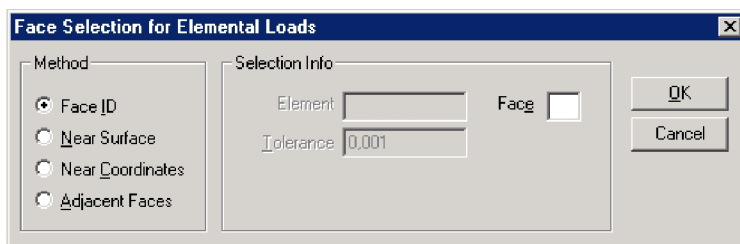


Рис. 4.5.11. Окно выбора поверхности элемента, к которой прикладывается давление

4.5.12 Запуск расчетов

Запуск на расчет производится командой File>Analyze аналогично предыдущим лабораторным работам, за исключением запуска расчета собственных колебаний. При запуске этого расчета выбирается тип анализа 2 - Normal Modes/Eigenvalue. В появившемся окне нагрузку указывать не следует, поскольку собственные колебания – это колебания конструкции при отсутствии внешних воздействий. Закрепление указать то же, что и в статическом анализе. В поле Number of modes окна запуска на анализ следует указать, сколько нижних тонов собственных колебаний нужно найти. Нам нужен один нижний тон колебаний, однако для понимания характерных движений рассматриваемой конструкции полезно посмотреть несколько нижних собственных колебаний, например 10.

4.5.13 Анализ результатов расчетов

Результаты по элементу LAMINATE, которые могут быть выведены для анализа, приведены в табл. 4.5.4. Напряжения для элементов

LAMINATE вычисляются в системе координат, связанной с ориентацией материала в слое элемента. Поскольку ориентация материала в разных слоях элемента может быть различной, для каждого слоя напряжения выдаются в своей системе координат. Система координат связанная с ориентацией материала строится следующим образом: ось X_m повернута относительно системы координат элемента на угол ориентации материала и совпадает таким образом с первым направлением ортотропного материала; ось Y_m лежит в плоскости элемента и перпендикулярна оси X_m и совпадает со вторым направлением ортотропного материала; ось Z_m перпендикулярна плоскости элемента.

На рис. 4.5.12 – 4.5.18 приведен для примера вид некоторых результатов выполненных расчетов.

Определите массу обтекателя. Для этого нужно воспользоваться командой Tools >Mass Property>Mesh Property.

Определите, выполняются ли условия прочности, посредством отображения напряжений для различных слоев по направлению волокна в слое в виде заливки, а также отображения формы и критической нагрузки потери устойчивости и формы и частоты собственных колебаний. В случае невыполнения условий прочности увеличьте толщину слоев углепластика. Какие слои и в каких зонах оболочки обтекателя следует увеличивать, определите на основе анализа результатов расчетов.

В случае если условия прочности для какой-либо зоны оболочки обтекателя выполняются с большим запасом, уменьшите направления укладки в несущем слое с 4 до 3. Например, можно перейти к укладке 0° , 60° , 120° или 30° , 90° , 150° .

Таблица 4.5.4. Результаты, выдаваемые MSC/Nastran для элементов LAMINATE

Выходной параметр	Описание	Тип
Lam Ply1 X Normal Stress	Нормальные напряжения по направлению оси X_m в слое №1	Скаляр
Lam Ply1 Y Normal Stress	Нормальные напряжения по направлению оси Y_m в слое №1	Скаляр
Lam Ply1 XY Shear Stress	Касательные напряжения в плоскости $X_m Y_m$ слоя №1	Скаляр
Lam Ply1 YZ Shear Stress	Касательные напряжения в плоскости $Y_m Z_m$ слоя №1	Скаляр
Lam Ply1 XZ Shear Stress	Касательные напряжения в плоскости $Z_m X_m$ слоя №1	Скаляр
Lam Ply1 MajorPrn Stress	Максимальные главные напряжения в слое №1	Вектор
Lam Ply1 MinorPrn Stress	Минимальные главные напряжения в слое №1	Вектор
Lam Ply1 PrnStress Angle	Угол между наибольшим главным напряжением и осью X_m	Вектор
Lam1 Mean Stress	Средние главные напряжения в слое №1	Скаляр
Lam1 MaxShear Stress	Максимальные касательные напряжения в слое №1	Скаляр
Lam1 VonMises Stress	Эквивалентное напряжение по Мизесу (характеризует деформацию изменения формы)	Скаляр
Lam Ply2 X Normal Stress	Нормальные напряжения по направлению оси X_m в слое №2	Скаляр
И так далее - аналогичные результаты для всех слоев		

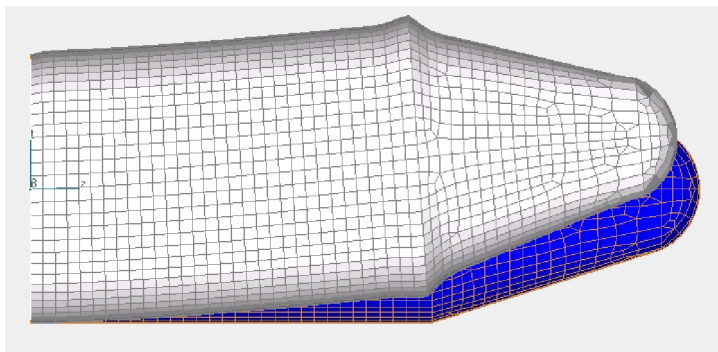


Рис. 4.5.12. Деформированное состояние обтекателя под нагрузкой на фоне недеформированной конструкции

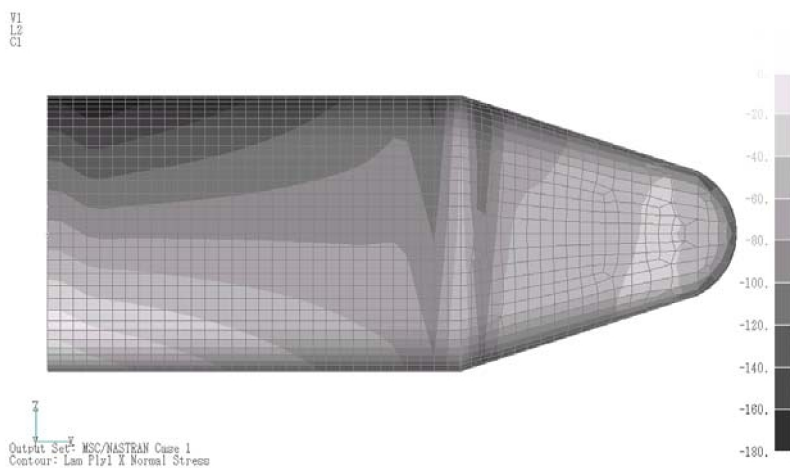


Рис. 4.5.13. Несущий слой оболочки. Нормальные напряжения в углеволокне слоя, ориентированного под углом θ град к продольной оси обтекателя

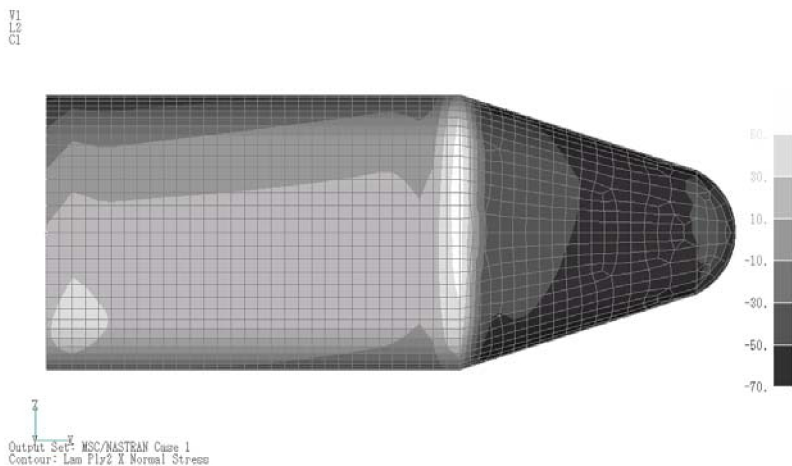


Рис. 4.5.14. Несущий слой оболочки. Нормальные напряжения в углеволокне слоя, ориентированного под углом 45 град к продольной оси обтекателя

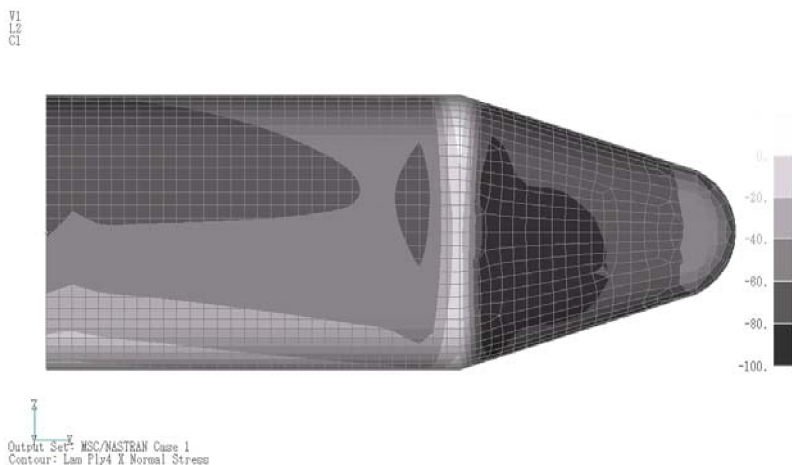


Рис. 4.5.15. Несущий слой оболочки. Нормальные напряжения в углеволокне слоя, ориентированного под углом 90 град к продольной оси обтекателя

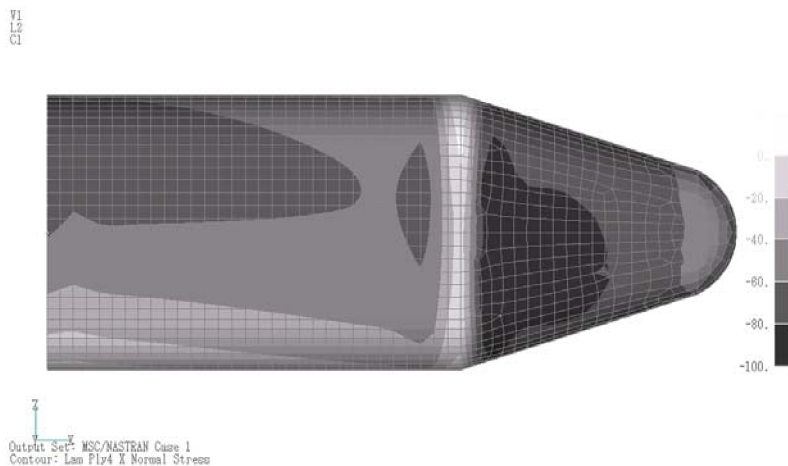


Рис. 4.5.16. Несущий слой оболочки. Нормальные напряжения в углеволокне слоя, ориентированного под углом 135 град к продольной оси обтекателя

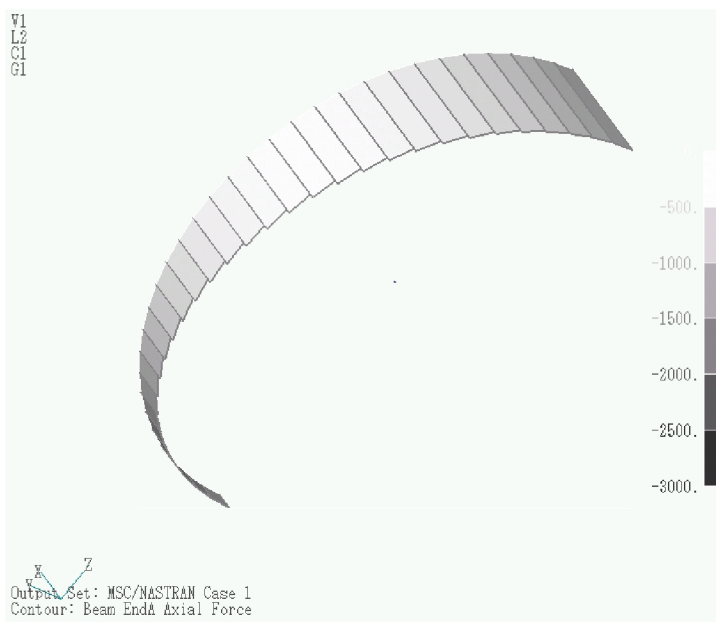


Рис. 4.5.17. Торцевой шпангоут. Осевые силы в элементах торцевого шпангоута обтекателя

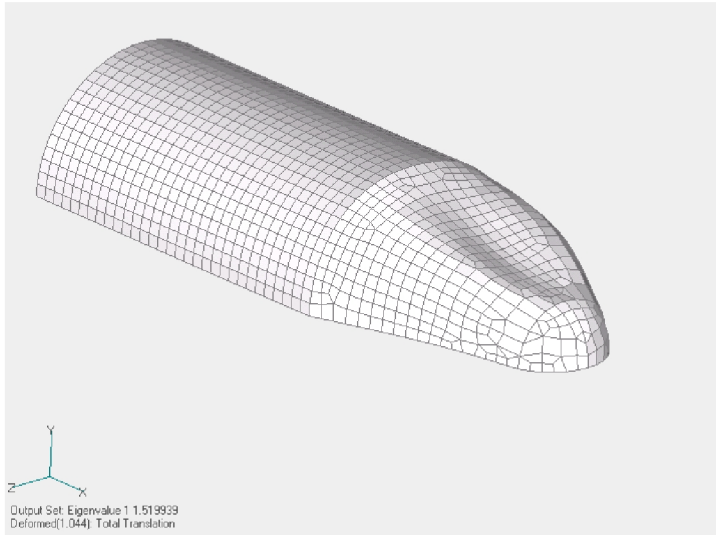


Рис. 4.5.18. Первая форма потери устойчивости носовой части оболочки обтекателя

4.5.14 Контрольные вопросы

В этой лабораторной работе Вы научились моделировать силовую работу головного обтекателя ракеты, а также познакомились с элементом многослойной оболочки LAMINATE и с расчетом собственных колебаний в системе MSC/Nastran. Ниже приведен список контрольных вопросов по этим темам.

1. Конечный элемент Laminate. Свойства. Угол ориентации материала.
2. Что такое собственные колебания?
3. Плоскость симметрии. Закрепления, соответствующие плоскости симметрии.
4. Способы приложения давления к конечно-элементной модели в программе Femap.
5. Силовая работа трехслойной оболочки.

5 Особенности геометрического моделирования конструкций в системе твердотельного моделирования SolidWorks с целью создания КЭ модели

Процесс автоматизированного проектирования должен быть построен таким образом, чтобы результаты одного этапа проектирования можно было использовать без какой-либо дополнительной обработки на следующем этапе. В частности, геометрическая модель, построенная в CAD системе (например SolidWorks), должна являться исходными данными для конечно-элементного анализа силовой работы конструкции (например, в системе MSC.Nastran).

Геометрическая модель, созданная в системе SolidWorks, состоит из объемных тел. Эта модель разрабатывается для решения задачи компоновки, определения инерционных характеристик изделия и для изготовления чертежей. Однако построить конечно-элементную модель конструкции на основе такой геометрической модели можно только в самых простых случаях.

На настоящем этапе развития систем конечно-элементного (КЭ) анализа генерация КЭ-сеток выполняется на основе различных геометрических объектов. На разных геометрических объектах могут быть созданы конечные элементы разных топологий (табл. 5.1).

Таблица 5.1. Создание конечных элементов на геометрических объектах

Геометрический объект	Конечные элементы (КЭ)
Точки	КЭ с одним узлом: КЭ сосредоточенной массы
Кривые	Линейные КЭ, соединенные последовательно и расположенные вдоль кривой: стержневые КЭ; балочные КЭ.
Поверхности	КЭ-сетки из оболочечных конечных элементов: КЭ мембранной оболочки; КЭ тонкой изгибной оболочки; и др.
Объемные тела	КЭ-сетки из объемных конечных элементов

Таким образом, для создания КЭ модели геометрическая модель, созданная в CAD системе, должна быть преобразована к виду, соответствующему типу КЭ, который предполагается использовать при моделировании конструкции.

На рис. 5.1 - 5.3 приводится пример конечно-элементного моделирования части силовой конструкции КА. На рис. 5.1 изображена геометрическая модель, созданная в системе SolidWorks для решения задачи компоновки и создания эскизов и чертежей. На рис. 5.2 изображена геометрическая модель для моделирования этой конструкции оболочечными КЭ. Эта модель создавалась в программе FEMAP на основе модели, созданной в системе SolidWorks. На рис. 5.3 изображена КЭ модель части силовой конструкции КА.

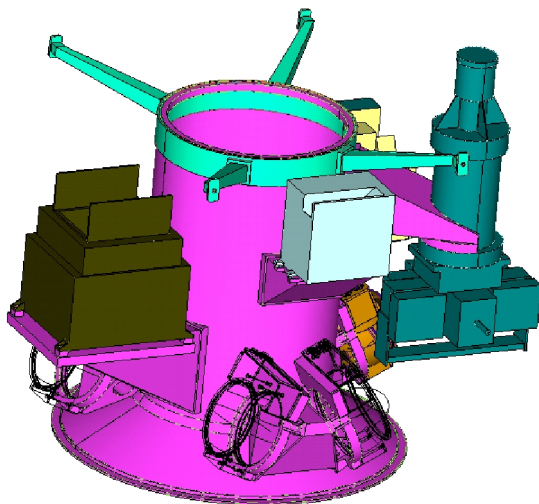


Рис. 5.1. Геометрическая модель части силовой конструкции КА, созданная в системе SolidWorks

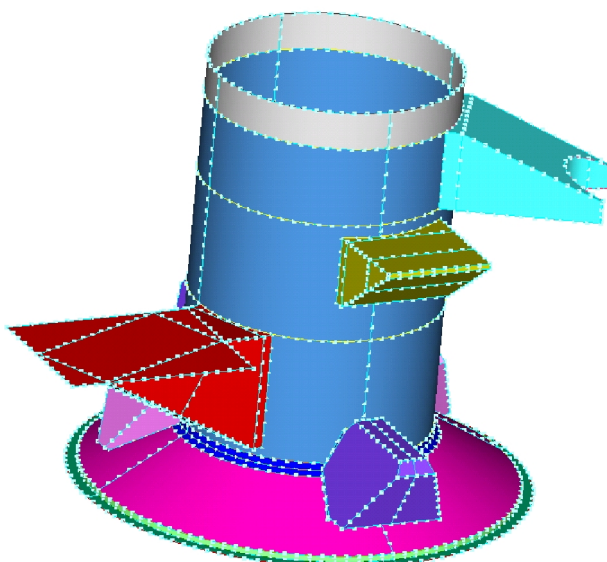


Рис. 5.2. Геометрическая модель части силовой конструкции КА, созданная в программе FEMAP для КЭ моделирования

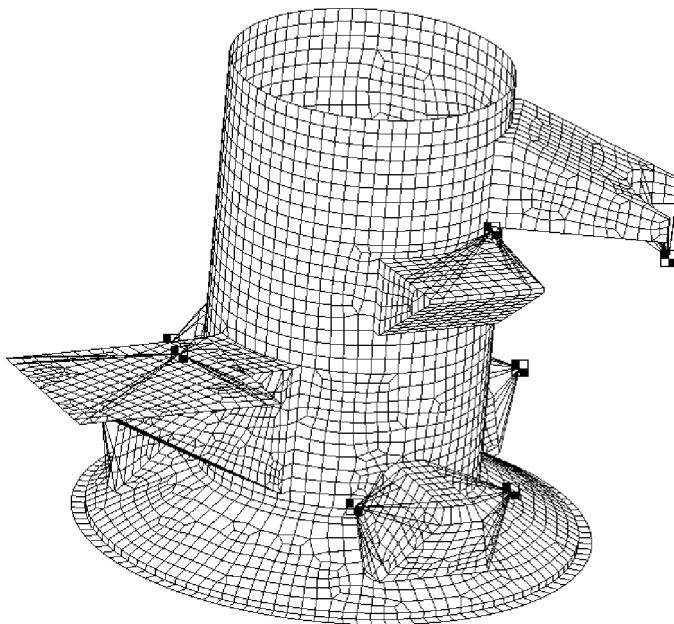


Рис. 5.3. Конечно-элементная модель части силовой конструкции КА, созданная в программе FEMAP

При создании КЭ модели возникают сложности, если геометрическая модель выполнена неточно. В объемных телах при выполнении над ними таких операций, как пересечение, вычитание, сложение, рассечение по плоскости и др., часто возникают малые по размерам дефекты. Например, при сложении двух объемных тел, касающихся друг друга по одной грани, из-за погрешности построения может получиться, что эти два тела соединятся не по всей грани, а только по ее части. В результате получится объемное тело с очень узкой щелью. На экране или на чертеже, полученном по этой геометрической модели, щель не будет видна, однако КЭ-сетка объемных КЭ, построенная на этом объемном теле, будет содержать эту щель. Это приведет к получению неправильных деформаций и напряжений в этой зоне. Подобные дефекты могут также возникать в процессе конвертирования геометрической модели из одной

программной системы в другую. Поскольку эти дефекты часто не мешают при построении чертежей, создатели геометрических моделей не обращают на них внимания. В результате специалисты по КЭ-моделированию вынуждены самостоятельно переделывать эти модели и увеличение производительности труда, связанное со специализацией труда, во многом теряется.

Передача геометрической модели, созданной в системе SolidWorks, в препроцессор FEMAP может быть выполнена следующим образом.

1. Геометрическая модель сохраняется в системе SolidWorks в формате ACIS (расширение *.sat) с помощью команды File>Save As (рис. 5.4). Причем в параметрах следует указать такой номер версии, который может быть распознан используемой версией программы FEMAP. Например, FEMAP версии 8.2 понимает геометрию в формате ACIS не выше 8-й версии.
2. Из программы FEMAP выполняется импорт геометрической модели с помощью команды File>Import>Geometry. При этом в поле “Geometry Scale Factor” следует указать коэффициент перевода из единиц измерения, использовавшихся при создании модели в SolidWorks, в единицы измерения, которые будут использоваться при КЭ моделировании (рис. 5.5).

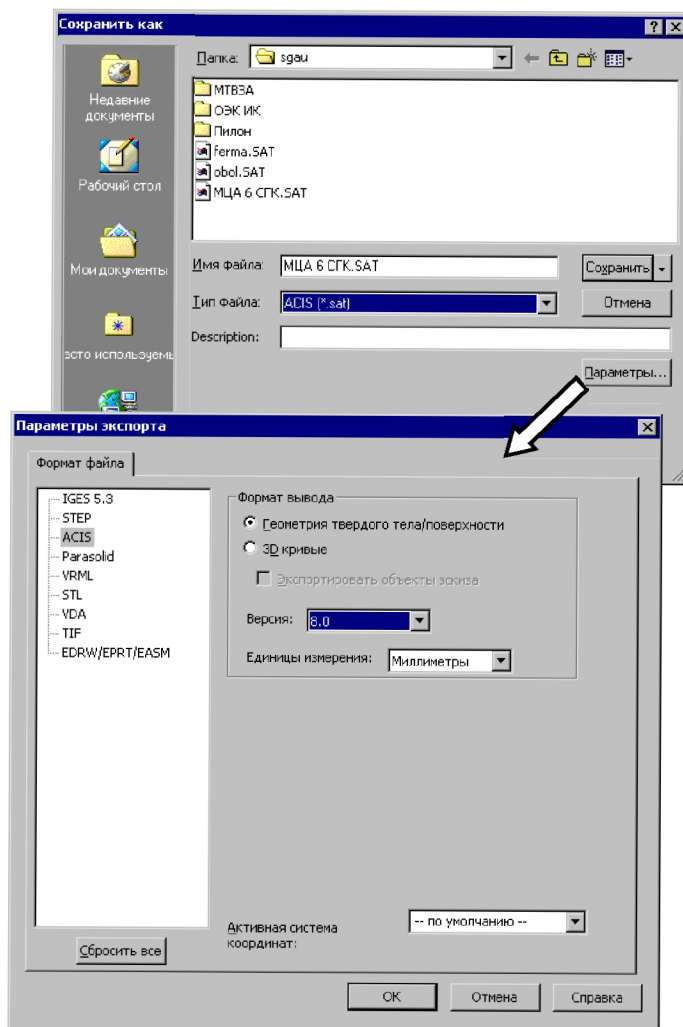


Рис. 5.4. Диалоговое окно сохранения геометрической модели SolidWorks в формате ACIS

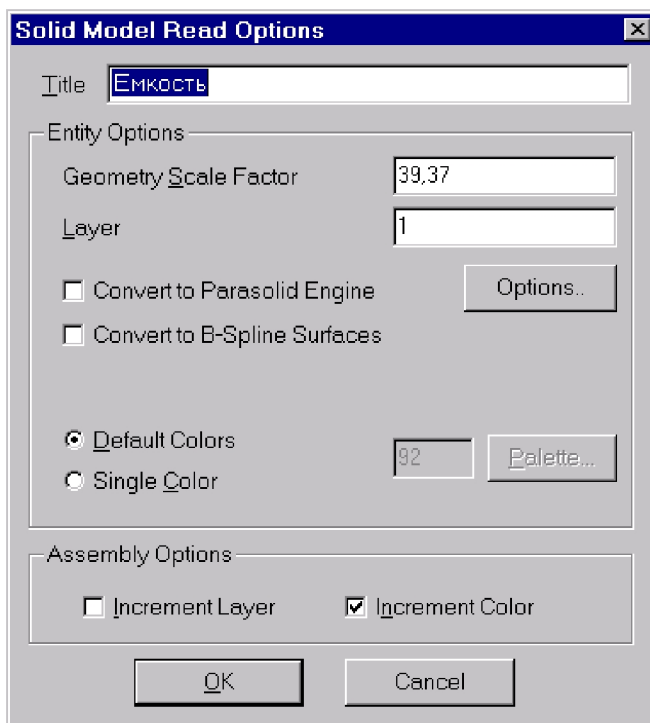


Рис. 5.5. Диалоговое окно импортирования геометрии в программу FEMAP

6 Библиотека конечных элементов MSC.Nastran для расчета ракетно-космических конструкций

Здесь рассмотрены 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.

6.1 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.

6.1.1 Стержневой элемент типа ROD

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

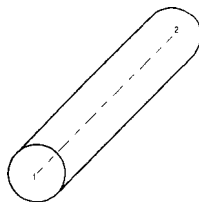


Рис. 6.1.1. Конечный элемент типа **ROD**

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. 6.1.1).

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 и 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. 6.1.2. Степени свободы узла 2 (см. рис. 6.1.2А) 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. 6.1.2В) 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. 6.1.2С) 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. 6.1.2С снова стала бы механизмом. Модель на рис. 6.1.2D является механизмом из-за того, что узлы 10, 11, 16, 17, 18 и 19 не присоединены к модели по степеням свободы, перпендикулярным к стержням.

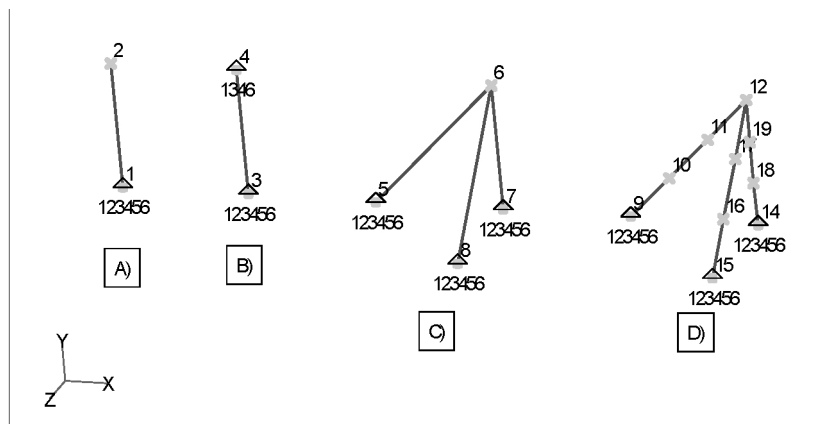


Рис. 6.1.2. Ситуации, возникающие при использовании стержневых конечных элементов: А и D – незакрепленные конечно-элементные модели; В и С – закрепленные конечно-элементные модели

6.1.2 Балочный элемент типа BEAM

Краткая характеристика. Одноосный элемент (рис. 6.1.3), 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

XU , либо вектором, лежащим в плоскости XU и несовпадающим с осью X . Ось Z определяется как векторное произведение осей X и U элемента.

Свойства. Площадь поперечного сечения, моменты инерции (I_1 , I_2 , I_{12}), полярный момент инерции (характеризует кручение), площади сдвига в направлении осей X и U 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.

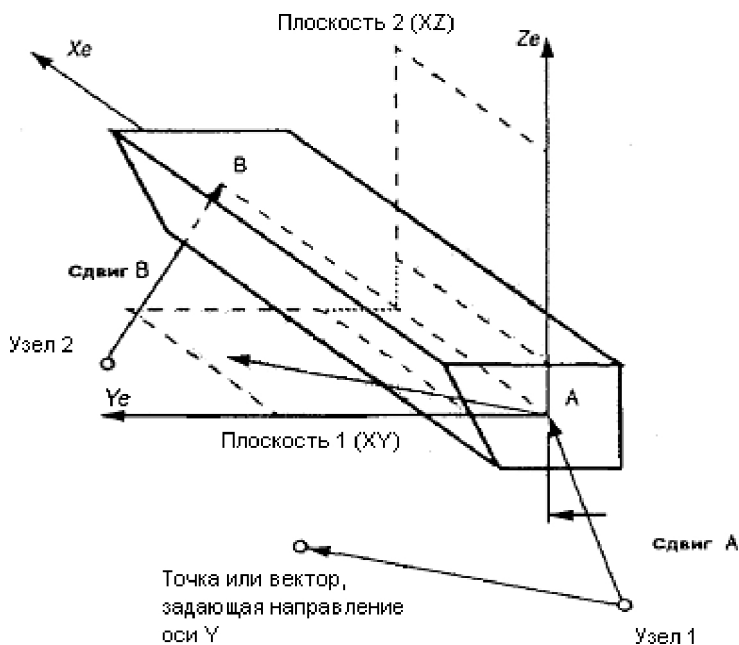


Рис.6.1.3. Конечный элемент типа BEAM

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.

6.2 Плоские элементы

Плоские элементы (рис. 6.2.1) 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.

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.

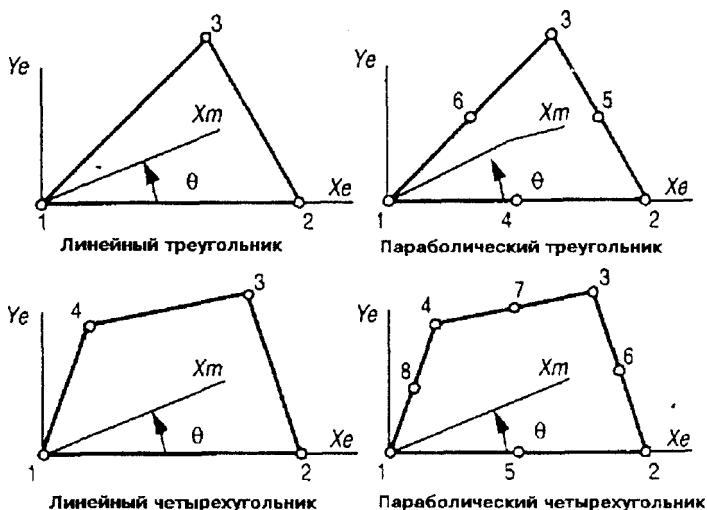


Рис. 6.2.1. Плоские конечные элементы

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.

6.2.1 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. 6.2.1.

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.

6.2.2 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. 6.2.1. 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.

6.3 Универсальный оболочечный элемент типа PLATE

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. 6.2.1. 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 PLATE 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 PLATE, элементов других типов, создающих по данным степеням свободы и жесткость и массу, например элементов типа BEAM (см. пример на рис. 6.3.1). В примере на рис. 6.3.1А момент вокруг оси Y , который приходит с элемента BEAM, не воспринимается элементами PLATE 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. 6.3.1В эта ошибка устранена вспомогательными элементами типа BEAM, установленными в плоскости оболочки и воспринимающими момент вокруг оси Y .

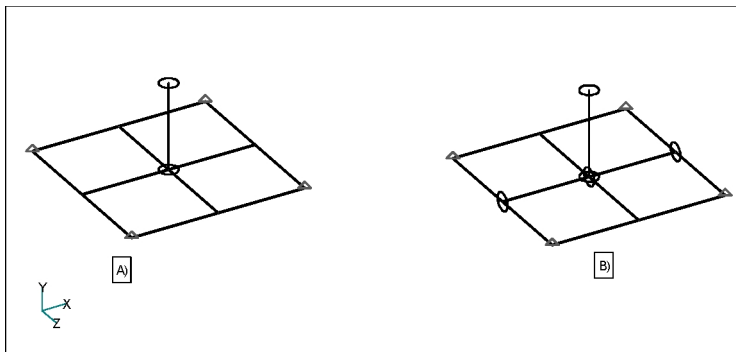


Рис. 6.3.1. Присоединение элементов типа BEAM к оболочке из элементов типа PLATE

Максимальные напряжения при изгибе оболочки имеют место на верхней или нижней поверхности. Поэтому все напряжения для элемента PLATE выдаются и для верхней и для нижней оболочки элемента (например «Plate Top VonMises Stress» – эквивалентные напряжения по Мизесу для верхней поверхности элемента, а «Plate Bot VonMises Stress» – эквивалентные напряжения по Мизесу для нижней поверхности элемента). Верхней называется поверхность, расположенная со стороны положительного направления оси Z элементной системы координат.

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

6.4 Слоистый элемент типа LAMINATE

Краткая характеристика. Подобен элементу типа PLATE, за исключением того, что этот элемент (рис. 6.4.1) состоит из одного или нескольких слоев (layers). Каждый из слоев может иметь свои свойства материала. MSC/NASTRAN for Windows допускает использование элементов, включающих в себя до 45 слоев.

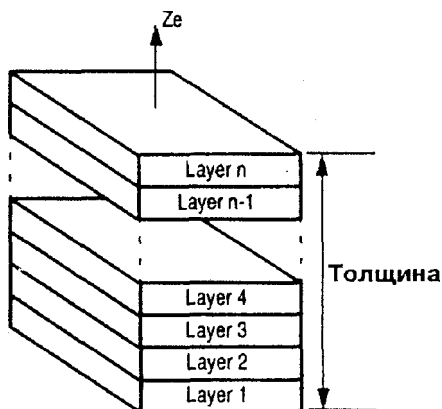


Рис. 6.4.1. Конечный элемент типа LAMINATE

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 PLATE.

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.

6.5 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. 6.5.1).

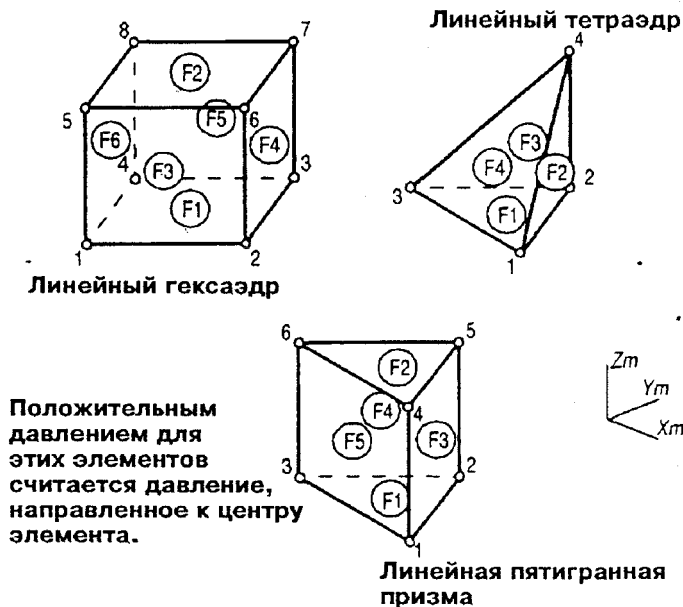


Рис. 6.5.1. Конечные элементы типа SOLID

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. 6.5.1, 6.5.2 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.

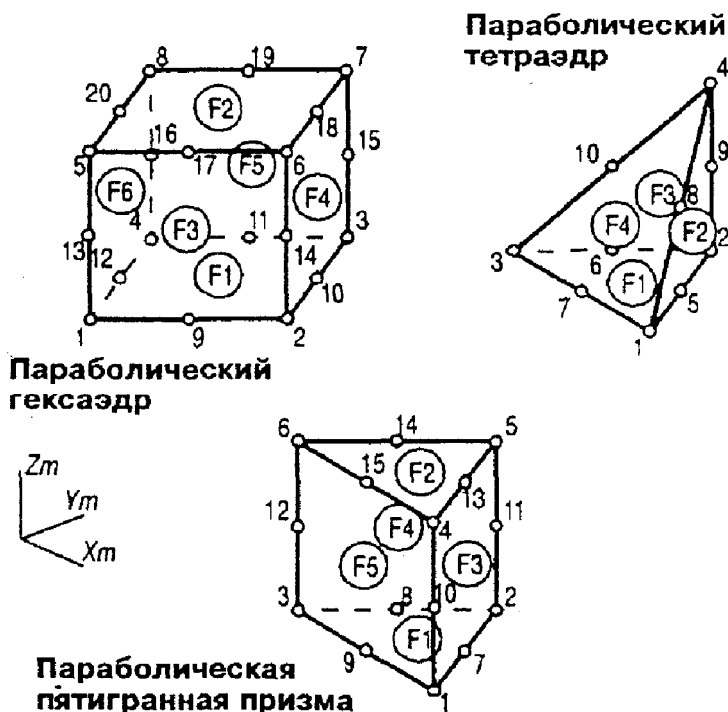


Рис. 6.5.2. Параболические конечные элементы типа SOLID

6.6 Другие элементы

6.6.1 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.

6.6.2 Жесткий элемент типа 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 RIGID программа Femap предоставляет возможность создавать кинематические связи двух видов.

Первый вид кинематической связи соответствует абсолютно жесткому телу. Перемещения главного узла определяют перемещения абсолютно жесткого тела, выбранные степени свободы дополнительных узлов считаются присоединенными к абсолютно жесткому телу и их перемещения определяются перемещениями абсолютно жесткого тела. Главный узел называют независимым, а выбранные степени свободы дополнительных узлов называют зависимыми. Если степень свободы является зависимой несколько раз (например, является зависимой в нескольких элементах Rigid или является зависимой в элементе Rigid 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 RIGID работают корректно только при справедливости допущения о малости перемещений, т.е. перемещения не должны оказывать существенного влияния на геометрию конструкции. Перемещения узлов элемента RIGID первого типа при немалом повороте показаны на рис. 6.5.3.

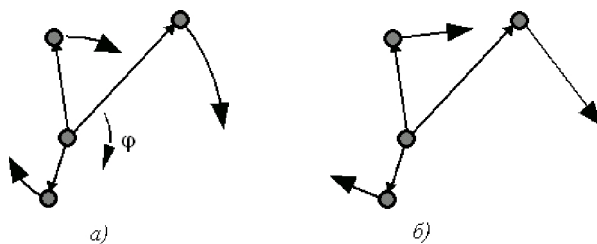


Рис. 6.5.3. Перемещение зависимых узлов элемента Rigid первого типа при немалом повороте главного узла: а) как должно быть; б) как перемещения моделируются элементом Rigid

6.6.3 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.

6.6.4 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. Степень свободы (для каждого из узлов), жесткость, коэффициент демпфирования.

6.6.5 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.

6.6.6 Контактный элемент типа SLIDE LINE

Краткая характеристика. Контактный элемент, позволяющий задавать в качестве исходных данных параметры трения и жесткости между поверхностями в зоне контакта. Для определения контактирующих поверхностей с помощью элементов этого типа задаются наборы главных (master) и зависимых (slave) узлов.

Применение. Моделирование взаимодействия между контактирующими (со скольжением) поверхностями двух деформируемых тел.

Форма. Изображается в виде линии между главными и зависимыми узлами.

Система координат. Задается пользователем в свойстве элемента. Плоскость XY системы координат определяет плоскость контакта.

Свойства. Ширина контактирующих поверхностей, масштабный множитель жесткости, жесткость контакта без скольжения и статический коэффициент трения.

Примечания. Узлы в master (ведущая) и slave (ведомая) линиях указываются в направлении обхода против часовой стрелки, если смотреть со стороны положительного направления оси Z элементной системы координат (рис. 6.5.4).

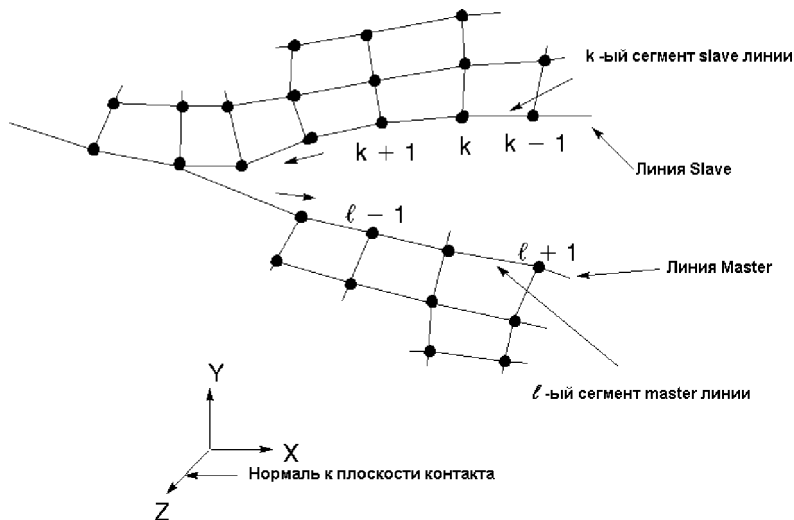


Рис. 6.5.4. Контактный элемент Slide Line

6.6.7 Графический элемент типа PLOT ONLY

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.

7 Основные данные по интерфейсу пользователя системы MSC.Nastran

В данной главе приводятся сведения и комментарии для основных команд пользователя пре- постпроцессора MSC. Nastran – FEMAP, необходимых в процессе моделирования, расчетов и обработки результатов.

7.1 Команды главного меню

Полный набор команд пре- и постпроцессора FEMAP разбит на следующие смысловые группы (табл. 7.1).

Таблица 7.1. Группы команд FEMAP

Название группы команд главного меню	Функции команд группы
File (Файл)	Команды создания новых файлов, открытия существующих, экспорта – импорта
Tools (Инструменты)	Сервисные средства (инструменты) для работы с моделью
Geometry (Геометрия)	Основные средства разработки геометрической модели. Создание точек, кривых, поверхностей, объемов, твердых тел. Различные способы копирования и размножения геометрических объектов.
Model (Модель)	Инструменты создания конечно-элементной модели
Mesh (Сетка)	Формирование конечно-элементной сетки
Modify (Изменить)	Изменение геометрии, конечных элементов, граничных условий и т.д.
List (Список)	Вывод заказанной информации из базы данных модели в окно сообщений, на принтер или в файл для последующего документирования

Продолжение табл. 7.1

Название групп команд главного меню	Функции команд группы
Delete (Удалить)	Удаление из базы данных ненужных геометрических объектов, конечных элементов, узлов, результатов расчета и др.
Group (Группа)	Создание групп отдельных частей модели для удобной работы с большой моделью.
View (Вид)	Управление отображением модели и результатов расчетов в графическом окне
Help (Помощь)	Работа со справочной системой

7.2 Команды меню *File* (работа с файлами)

Меню *File* (Файл) содержит команды работы с файлами: создание новых, открытие существующих, сохранение, экспорт, импорт, печать и другие действия.

New (новый)	Создание файла новой модели с расширением *.mod
Open (Открыть)	Загрузка существующей файла модели с расширением *.mod
Save (Сохранить)	Сохранение текущего состояния файла модели, находящегося в среде моделирования
Save As (Сохранить как)	Сохранение текущего состояния файла модели под новым именем
Timed Save (Автосохранение)	Автоматическое сохранение файла модели через заданные промежутки времени
Import	Импорт в FEMAP данных из других CAD-программ
	Geometry
	Импорт в FEMAP геометрической модели (файлы с расширением *.mod)

	Analysis Model	Импорт в FEMAP конечно-элементной модели (файлы с расширением *.mod)
	Analysis Results	Импорт в FEMAP результатов конечно-элементного расчета(файлы с расширением *.f06, *.op2)
	FEMAP Neutral	Импорт данных в формате FEMAP Neutral (файлы с расширением *.neu)
Export		Экспорт данных из FEMAP в другие CAD-программы
	Geometry	Экспорт геометрической модели из FEMAP
	Analysis Model	Экспорт конечно-элементной модели из FEMAP
	FEMAP Neutral	Экспорт данных в формате FEMAP Neutral (файлы с расширением *.neu)
Analyze (Анализ)		Формирование задания для решателя Nastran на расчет текущей модели (формирование файла с расширением *.dat). Выполнение расчета текущей модели
Page Setup (Параметры страницы)		Настройка параметров страницы для вывода содержимого активного графического окна
Print (Печать)		Вывод на принтер или графопостроитель содержимого активного графического окна, или данных из файла в формате *.wmf
Printer Setup (Установки принтера)		Выбор принтера и его настройка
Picture (Изображение)		Работа с изображениями в графическом окне
	Copy (Копировать)	Копирование активного окна буфер обмена
	Save (Сохранить)	Сохранение изображения активного окна в графический файл с расширением *.bmp

	Save Desktop	Сохранение изображения главного окна (всего экрана) в графический файл с расширением *.bmp
	Replay (Воспроизвести)	Загрузка в новое графическое окно изображения из файла с расширением *.bmp. или *.wmf
Messages (Сообщения)		Копирование или сохранение выбранных сообщений
	Copy (Копировать)	Копирование содержимого окна сообщений в буфер Обмена или сохранение в файл с расширением *.lst
	Save	Запись сообщений в файл
Program (Программа)		Создание, редактирование и выполнение программ на языке Basic и макросов для автоматизации процессов разработки модели
Rebuild (Перестроить)		Перестройка базы данных модели для минимизации ее размеров и исключения ссылок на несуществующие объекты
Preferences (Установки)		настройки интерфейса и параметров MSC/Nastran
Exit (Выход)		Завершение работы с программой FEMAP

7.3 Команды меню *Tools (инструменты)*

Меню *Tools (Инструменты)* содержит команды сервисных средств для работы в среде моделирования

Undo (Отменить)	Отмена действия последней выполненной команды
Redo (Вернуть)	Восстановление результата, отмененного командой Undo
Workplane (Рабочая плоскость)	Определение места и ориентации двумерной рабочей плоскости

Advanced Geometry (Расширенные средства геометрии)	Расширение возможностей геометрического моделирования средствами Parasolid и ACIS
Cursor Position (Позиция курсора)	Включение/выключение окна с указанием текущих координат графического курсора
Toolbox (Панель инструментов)	Включение/выключение дополнительных панелей инструментов
Parameters (Параметры)	Быстрый доступ к значениям характеристик текущей модели, настройкам цветов объектов модели, изменению точности построений (Tolerance). Рекомендуется перед началом работы в среде моделирования установить точность, равную 0.01
Convent Units	Преобразование единиц измерения
Variables (Переменные)	Задание уравнений и переменных
Layers (Слои)	Определение и редактирование слоев для работы со сложными моделями. По умолчанию работа ведется в слое с идентификатором №1 и именем Default Layer
Text (Текст)	Создание и привязка текстов в графическом окне
Distance (Расстояние)	Измерение расстояния между двумя указанными курсором позициями (между точками, узлами и др.)

Angles (Углы)		Измерение угла между тремя указанными курсором позициями
Mass Properties (Массовые характеристики)		Определение масс, определение центров тяжести и инерционных характеристик, длин площадей и объемов объектов модели
	Measure Curves	Определение длины указанной кривой.
	Surface Area	Определение площадей выбранных поверхностей
	Solid Properties	Определение объема, центра тяжести, моментов инерции, площади поверхности выбранного тела
	Mesh Properties	Определение масс, центра тяжести и инерции выбранных элементов
Section Properties (Свойства сечений)		Вычисление характеристик сечений модели
Check (Контроль)		Проверка объектов модели и устранение совпадающих объектов. Вычисление суммарных нагрузок на модель
	Coincident Points	Поиск совпадающих точек, объединение совпадающих точек
	Coincident Curves	Поиск совпадающих кривых, объединение совпадающих кривых
	Coincident Nodes	Поиск совпадающих узлов, объединение совпадающих узлов

Planar	Поиск узлов, совпадающих с плоскостью, перемещение узлов в плоскость
Coincident Elem	Поиск совпадающих элементов, объединение совпадающих элементов
Distortion	Контроль допустимости формы элементов
Normals	Визуализация нормалей для плоских элементов
Constraints	Проверка закреплений модели
Coincident Loads	Проверка совпадающих нагрузок
Sum Forces	Вычисление равнодействующих приложенных к модели нагрузок

7.4 Команды меню *Geometry* (геометрия)

Меню *Geometry* содержит команды, создающие геометрические объекты.

Каждая из команд имеет множество вариантов. Использование некоторых из них будет пояснено в разделах пособия, где описывается моделирование типовых конструкций (глава 4).

Point (Точка)	Создание точек
Cuve-Line (Линия)	Создание прямых линий
Circle Arc (Дуга)	Создание дуг окружностей
Curve – circle (Окружность)	Создание окружностей
Curve –Spline	Создание сплайнов

(Сплайн)	
Curves from Surfaces	Создание кривой на поверхности
Boundary Surface...	Создание поверхностей по граничным контурным линиям и кривым
Surface (Поверхность)	Создание поверхностей
Midsurface (Срединная поверхность)	Создание срединных поверхностей
Volume (Объем)	Создание объемных тел
Solid (Тело)	Создание твердых (сплошных) тел
Copy (Копировать)	Дублирование объектов геометрии (Point, Curve, Surface, Volume, Solid) со смещением в направлении заданного вектора
Radial Copy	Дублирование объектов геометрии (Point, Curve, Surface, Volume, Solid) со смещением в заданном радиальном направлении
Scale (Масштабировать)	Дублирование объектов геометрии (Point, Curve, Surface, Volume, Solid) с масштабированием относительно начала координат
Rotate (Вращать)	Дублирование объектов геометрии (Point, Curve, Surface, Volume, Solid) поворотом вокруг заданного вектора
Reflect (Отражать)	Дублирование объектов геометрии (Point, Curve, Surface, Volume, Solid) посредством отражения относительно заданной плоскости

7.5 Команды меню *Modify* (изменить)

Меню *Modify* содержит команды для редактирования объектов модели – операции с кривыми, операции смещения и поворотов объектов, редактирование параметров модели, расширенные средства модификации объектов.

Trim (Отсечь)		Удаление частей кривых с использованием отсекающих кривых (подгонка выступающей кривой до точки пересечения с указанной кривой)
	Extend (Удлинить)	Продление одной или более кривых до указанного места
	Break (Разрезать)	Разбиение кривых на две части в указанном месте
	Join (Соединить)	Продление кривых до точки их пересечения
	Fillet (Скруглить)	Соединение кривых дугой окружности (округление)
	Chamfer (Фаска)	Построение фасок
Project (Спроецировать)		Проецирование геометрических точек и узлов конечно-элементной сетки на кривую или поверхность
	Point onto Curve	Проецирование с перемещением точек на указанную кривую
	Node onto Curve	Проецирование с перемещением узлов на указанную кривую
	Point onto Surface	Проецирование с перемещением точек на указанную поверхность
	Node onto Surface	Проецирование с перемещением узлов на указанную поверхность
Move To (Переместить в точку)		Перемещение объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element) в указанную позицию
Move By (Переместить по направлению)		Перемещение объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element) вдоль заданного вектора
Rotate To (Повернуть к точке)		Поворот объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element) между двумя указанными позициями

Rotate By (Повернуть на угол)	Поворот объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element) на заданный угол
Align (Совместить)	Альтернативный метод смещения и/или поворота объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element) путем совмещения одного заданного вектора с другим (с помощью этой команды можно выполнить поворот и перемещение за одну операцию)
Scale (Масштабировать)	Масштабирование объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element)
Edit (Редактировать)	Редактирование объектов модели (Point, Coord Sys, Node, Element, Material Property Load Constraint Function)
Color (Цвет)	Изменение цвета объектов модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element, Text, Material Property Load Constraint)
Layer (Слой)	Установка соответствия между объектами модели (Point, Curve, Surface, Volume, Solid, Coord Sys, Node, Element, Text, Material Property Load Constraint Contact) и различными слоями графического отображения
Renumber (Перенумеровать)	Перенумерация объектов модели
Associativity (Присоединить/ отсоединить)	Присоединение/отсоединение узлов и элементов к /от геометрических объектов
Node	Присоединение/отсоединение узлов к /от геометрических объектов
Element	Присоединение/отсоединение элементов к /от геометрических

объектов	
Update Elements (Обновить элементы)	Другие способы модификации элементов
Type	Изменение типа конечных элементов
Formulation	Изменение описания конечных элементов
Property ID	Выбор новых свойств списка элементов (без смены их типа)
Material ID	Выбор нового материала для списка свойств
Material Angle	Изменение угла ориентации сечений для указанного списка элементов
Orientation	Изменение ориентации сечений для указанного списка балочных элементов (Bar, Beam, Curved Beam)
Offsets	Управление величиной сдвига узлов от нейтральной оси для указанного списка балочных элементов
Releases	Управление степенями свободы в узлах для указанного списка балочных элементов
Reverse	Смена направления нормали или переориентация первого ребра для указанных элементов
Order	Изменить порядок функций формы
Midside Nodes	Изменение места расположения срединных узлов параболических элементов
Split Quads	Разбиение четырехугольных элементов на треугольные элементы
Adjust Plate	Согласование толщины и смещения плоских элементов
Update Other (Обновить другое)	Другие способы модификации
Point Definition CSys	Выбор новой системы координат для указанного списка точек
Bspline Order	Модификация порядка сплайновой

	кривой
Bspline Knots	Добавление новых точек, по которым строится сплайн
Reverse Curve	Изменить направление кривой
Boundary On Surface	Отобразить Boundary Surface на поверхность
Surface Divisions	Изменение густоты сетки, отображаемой на поверхности, при отображении поверхности на экране
CSys Definition CSys	Замена типа системы координат для указанного списка существующих систем координат с сохранением их расположения
Node Definition CSys	Выбор новой системы координат для указанного списка узлов сетки
Output CSys	Выбор новой системы координат вывода результатов для указанного списка узлов сетки
Perm Constraint	Изменение перманентных закреплений для указанного списка узлов. Перманентные закрепления задаются в операторе задания узлов и являются атрибутом соответствующего узла, а не Constraint Set. Наличие перманентных закреплений свидетельствует о том, что данный узел обладает не всеми степенями свободы изначально
Load Phase	Изменение фазовых углов для нагрузок
Scale Load	Изменение величины нагрузки для указанного списка узлов или элементов
Load Function ID	Изменение номера функции, на которую ссылаются нагрузки

7.6 Команды меню Mesh (сетка)

Меню Mesh – содержит команды, создающие конечно-элементную сетку. Основные из них - это настройка разбиения геометрических объектов на конечные элементы (Mesh Control) и собственно разбиение геометрических объектов на конечные элементы (Geometry).

Mesh Control (размер сетки)	Управление генерацией сеток
Default Size	Установка размеров элементов по умолчанию
Size At Point	Задание размеров элементов вдоль кривой, для которой указанная точка является конечной точкой
Size Along Curve	Задание размеров элементов вдоль кривой
Size On Surface	Задание размеров элементов вдоль всех кривых, ассоциированных с поверхностью
Size On Solid	Задание размеров элементов вдоль всех поверхностей, ассоциированных с SOLID
Interactive	Модификация размеров элементов вдоль кривых в интерактивном режиме
Custom Size Along Curve	Задание размеров элементов вдоль кривой по желанию пользователя
Mapped Divisions on Surface	Задание размеров элементов на трех- или четырехсторонних поверхностях
Mesh Points on Surface	Задание точек, в которых при генерации сетки на поверхности нужно поставить узлы
Attributes At Point	Задание атрибутов (свойств) «точечных» элементов для одной или нескольких точек
Attributes Along Curve	Задание атрибутов (свойств) «одномерных» элементов для одной или нескольких кривых
Attributes on	Задание атрибутов (свойств)

	Surface	«двумерных» элементов для одной или нескольких поверхностей
	Attributes on Volume	Задание атрибутов (свойств) «трехмерных» элементов для одного или нескольких объемов
	Attributes On Solid	Задание атрибутов (свойств) «трехмерных» элементов для одного или нескольких объемов SOLID
	Approach On Surface	Задание типа сеток на поверхности вместо типов по умолчанию
	Feature Suppression	«Подавление деталей». Позволяет при генерации сетки игнорировать слишком мелкие геометрические объекты
Geometry (Геометрия для сетки)		Генерация сеток на геометрических объектах
	Point	Генерация узлов или элементов с узлами в выбранных точках геометрической модели
	Curve	Генерация узлов и одномерных элементов на кривых
	Surface	Генерация узлов и двумерных элементов на поверхностях
	HexMesh Solid	Генерация шестигранных элементов на SOLID
	Volume	Генерация узлов и трехмерных элементов на поверхностях
	Solids	Генерация четырехгранных элементов на SOLID
	Solids from Surfaces	Генерация четырехгранных элементов на замкнутом объеме, ограниченном поверхностями
	Solids from Elements	Генерация объемных элементов на замкнутом объеме, ограниченном поверхностными элементами
Between (Между)		Генерация сетки узлов и элементов на поверхности или объеме, заданном

		угловыми точками
Region (В области)		Генерация сетки узлов и элементов на линейчатой области между двумя рядами узлов
Connection (Связи)		Автоматическое объединение двух множеств узлов либо уравнениями связи, либо жесткими или линейными элементами
Transition (Обход)		Генерация сетки узлов и элементов на многоугольной области, заданной угловыми точками
Remesh (Изменение сетки)		Переразбиение сетки
	Refine	Измельчение сетки
	Update	Обновление сетки
	Unrefine	Укрупнение сетки
	Cleanup Slivers	Улучшение сетки удалением слишком мелких элементов
	Edge Removal	Удаление элементов с короткими гранями (ребрами)
Edge members (Сетка на кромках)		Создание ребер жесткости на свободных кромках элементов: балочных, двумерных и оболочечных, трехмерных
Smooth (Сглаживание)		Сглаживание сетки
Copy (Копировать)		Копирование объектов модели
	Node	Копирование узлов с заданным смещением
	Element	Копирование элементов с заданным смещением
Radial Copy	>>	Копирование объектов модели с радиальным смещением
	Node	Копирование узлов с радиальным смещением
	Element	Копирование элементов с радиальным смещением

Scale (Масштабирование)		Копирование объектов модели с масштабированием
	Node	Копирование узлов модели с масштабированием
	Element	Копирование элементов с масштабированием
Rotate (Вращение)		Копирование объектов модели с поворотом
	Node	Копирование узлов с поворотом
	Element	Копирование элементов с поворотом
Reflect (Отражение)		Копирование объектов модели отражением
	Node	Копирование узлов отражением
	Element	Копирование элементов отражением
Extrude (Выдавливание смещением)		Выдавливание вдоль выбранного направления плоских элементов из линейных элементов или объемных элементов из плоских элементов
	Curve	Выдавливание двумерных элементов из одномерных элементов, расположенных на кривой
	Element	Выдавливание двумерных или трехмерных элементов из набора одномерных или двумерных элементов
Revolve (Выдавливание вращением)		Выдавливание вращением вокруг оси плоских элементов из линейных элементов или объемных элементов из плоских элементов
	Curve...	Выдавливание вращением двумерных элементов из одномерных элементов, расположенных на кривой
	Element...	Выдавливание двумерных или трехмерных элементов из набора одномерных или двумерных элементов вращением

7.7 Команды меню *List* (список)

Меню *List* содержит команды для вывода текстовой и числовой информации о различных свойствах модели, результатах расчетов и других данных в окно сообщений, на принтер или в файл.

Tools (Инструменты)	Инструменты	
	Variable	Список переменных
	Layers	Список графических слоев
	Text	Список текстов
Geometry (Геометрия)	Геометрия	
	Point	Список геометрических точек
	Curve	Список кривых
	Surface	Список поверхностей
	Volume	Список объемных тел
	Solid	Список SOLID
Model (Модель)	Модель	
	Coord Sys	Список систем координат
	Node	Список узлов сетки
	Element	Список элементов
	Material	Список материалов
	Property	Список свойств элементов
	Load	Список нагрузок
	Constraint	Список закреплений
	Contact Segment/Surface	Список контактных сегментов/поверхностей
	Function	Список функций
Output (Результаты)	Распечатка результатов расчета	
	Query (Запрос)	Интерактивный просмотр результатов расчета в указанных узлах или элементах
	Compare (Сравнить)	Сравнение результатов расчета для выбранного множества векторов

Unformatted (Неформатированный)	Упрощенная распечатка указанных результатов расчета в одну или три колонки
Standard (Стандартный формат)	Распечатка указанных результатов расчета в стандартном формате
Use Format (Заданный пользователем формат)	Распечатка указанных результатов расчета в формате, заданном пользователем
Force Balance (Равновесие сил)	Распечатка всех сил, действующих на узел
XY Plot	Вывод значений узловых данных, отображенных на графике, для построения этого графика средствами других программных систем, например Excel
Format	Список заданных пользователем форматов для вывода результатов расчета
Group (Группы)	Распечатка информации об указанных группах
View (Виды)	Распечатка информации об указанных видах
Model Info (Общая информация о модели)	Распечатка обобщенной информации о текущей геометрической и конечно- элементной модели
Destination (Назначить)	Управление выводом распечаток в файл. По умолчанию все распечатки выводятся на экран в окно сообщений

7.8 Команды меню *Delete (Удалить)*

Меню Delete содержит команды для удаления объектов модели

All (Все)	Удаление всех объектов
Tools (Инструменты)	Удаление объектов, созданных при помощи инструментов

	Variable	Удаление переменных
	Layers	Удаление графических слоев
	Text	Удаление текстов
Geometry (Геометрия)		Удаление геометрических объектов
	All	Удаление всех геометрических объектов
	Point	Удаление геометрических точек
	Curve	Удаление кривых
	Surface	Удаление поверхностей
	Volume	Удаление объемных тел
	Solid	Удаление solid-ов
Model (Модель)		Удаление объектов конечно-элементной модели
	All	Удаление всех объектов конечно-элементной модели
	Coord Sys	Удаление систем координат
	Node	Удаление узлов КЭС
	Element	Удаление элементов
	Material	Удаление свойств материалов
	Property	Удаление свойств элементов
	Load – Set	Удаление вариантов нагружения
	Load - Body	Удаление объемных нагрузок
	Load Individual	Удаление нагрузки из текущего Load Set в выбранных узлах
	Constraint - Set	Удаление вариантов закреплений
	Constraint Individual	Удаление закреплений из текущего Constraint - Set в выбранных узлах
	Contact Segment/Surface	Удаление контактных сегментов/поверхностей
	Function	Удаление функций из соответствующей библиотеки
Output (Результаты)		Удаление результатов расчета
	Set	Удаление варианта расчета со всеми входящими в него результатами (векторами)
	Vector	Удаление активного вектора из активного варианта расчета

Entry	Удаление части активного вектора результатов расчета
Format	Удаление форматов, организованных пользователем для вывода результатов расчета
Library (Библиотека)	Удаление данных, содержащихся в библиотеках
Material	Удаление материала из библиотеки материалов.
Property	Удаление свойств элементов из библиотеки свойств
Function	Удаление функций из соответствующей библиотеки
View	Удаление видов из соответствующей библиотеки
Format	Удаление форматов из соответствующей библиотеки
Group (Группы)	Удаление групп
View (Виды)	Удаление видов

7.9 Команды меню *Group (группа)*

Меню Group – содержит команды, предназначенные для создания групп и работы с ними. Объединение отдельных объектов по различным признакам облегчает разработку моделей, просмотр результатов расчетов для сложных подробных моделей.

Set (набор, совокупность)	Создание или активизация группы, изменение названия группы
Operations (Операции)	Операции с активной группой, формирование новых групп
Automatic Add (Добавить)	Автоматическое добавление вновь создаваемых объектов в указанные группы

Renumber (Перенумеровать)	Включить/выключить автоматическую перенумерацию объектов в группе при их перенумерации в модели
Copy (копировать)	Копирование активной группы
Condense (Конденсировать)	Копирование активной группы с использованием правил, основанных только на идентификационных номерах (ID) объектов
And (Логическое «И»)	Создание новой группы, в которую включаются объекты, общие для активной и выбранной групп (пересечение)
Or (Логическое «Или»)	Создание новой группы путем объединения объектов двух существующих групп
Exclusive Or (Исключающее «Или»)	Создание новой группы из объектов, не входящих одновременно в две указанные группы (объединение минус пересечение)
Not (Логическое «Не»)	Создание новой группы, которая включает в себя все объекты, не входящие в состав активной группы
Generate (Сгенерировать)	Автоматическое создание новых групп путем сегментирования модели по заданным признакам
Select Model (Выбрать по модели)	Автоматическое создание группы, включающей в себя всю модель
Reset Rules (Отменить правила)	Уничтожение всех правил определения всех объектов активной группы
Clipping (Обрезка)	Задание обрезки групп путем локализации объектов в заданной области пространства
Coordinate (Координаты)	Задание ограничений в указанной системе координат
Screen	Задание ограничивающих плоскостей,

	(Экран)	ориентированных по нормали к экрану
	Plane (Плоскость)	Задание произвольной ограничивающей плоскости
	Volume (Объем)	Задание шестигранного ограничивающего объема
	Reset Clip (Отмена обрезки)	Удаление ограничивающих плоскостей из активной группы
Layers (Слой)		Определение графических слоев, из которых можно выбирать объекты при формировании группы
Text (Текст)		Выбор в активную группу текстов по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к слоям и т.д.)
Point (Точки)		Выбор в активную группу точек по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим объектам и т.д.)
Curve (Кривые)		Выбор в активную группу кривых по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим объектам и т.д.)
Surface (Поверхности)		Выбор в активную группу поверхностей по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим объектам и т.д.)
Volume (Объемы)		Выбор в активную группу объемов по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим объектам и т.д.)
Solid (Тела)		Выбор в активную группу твердых тел по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим

	объектам и т.д.)
Coord Sys (Системы Координат)	Выбор в активную группу систем координат
Node (Узел)	Выбор в активную группу узлов по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим объектам, элементам модели и т.д.)
Element (Элемент)	Выбор в активную группу элементов по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к геометрическим объектам, узлам модели и т.д.)
Material (Материал)	Выбор в активную группу материалов по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к узлам и элементам модели и т.д.)
Property (Свойства)	Выбор в активную группу свойств элементов по разнообразным признакам (идентификаторам, цвету, по принадлежности к материалам, узлам и элементам модели и т.д.)
Load (Нагрузки)	Выбор в активную группу нагрузок по разнообразным признакам
Nodal	Выбор нагрузок по номерам узлов, в которых они приложены
Elemental	Выбор нагрузок по номерам элементов, в которых они приложены
Point	Выбор нагрузок по номерам точек, в которых они приложены.
Curve	Выбор нагрузок по номерам кривых, к которым они приложены
Surface	Выбор нагрузок по номерам поверхностей, к которым они приложены
Constraint	Выбор в активную группу закреплений

(Закрепления)

Nodal	Выбор закреплений по номерам узлов, в которых они приложены
Equation (уравнения)	Выбор закреплений по уравнениям
Point	Выбор закреплений по точкам
Curve	Выбор закреплений по кривым
Surface	Выбор закреплений по поверхностям
Contact (Контакты)	Выбор в активную группу контактов
ID	Выбор контактов по их идентификатору
Color	Выбор контактов по их цвету
Layer	Выбор контактов по их слою

7.10 Команды меню View (Вид)

Меню View содержит команды управления отображением объектов модели, результатов расчета и настройками графических окон.

Redraw

Перерисовка модели

(Перерисовать)

Regenerate

Регенерация изображения

(Регенерировать)

Show

Выделение указанных примитивов

(Показать)

All Views

Если эта опция включена, то все выполняемые операции с изображением распространяются на все виды

(Все виды)

Activate

Вызов и закрытие (Close) в графическом окне существующих отображений (видов)

(Активизировать)

New

Создание новых графических окон (видов)

(Новый)

Tile

Автоматическое расположение видов в графическом окне таким образом, чтобы они не перекрывали друг друга

(Черепица)

Cascade (Каскад)		Автоматическое расположение видов в графическом окне таким образом, чтобы каждый последующий вид перекрывал предыдущий
Window (Окно)		Изменение заголовков, рамок и цветового фона графических окон
Layers (Слой)		Выбор и управление отображением слоев в графическом окне
Select		Выбор типа рисунка, управление методом отображения модели и данными для обработки результатов
Options		Управление параметрами вида
	Animation (Анимация)	Управление скоростью и формой активной анимации
Rotate		Поворот изображения модели относительно ее осей или осей экрана, выбор стандартной ориентации
Align By (Выровнять по)		Дополнительные возможности для ориентации и центрирования вида в графическом окне
	Coord Sys (Система координат)	Ориентация вида по направлению оси Z (плоскость XY параллельна экрану)
	Along Vector (Вдоль вектора)	Ориентация вида по направлению указанного вектора луча зрения
	Workplane (Рабочая плоскость)	Вид по нормали к рабочей плоскости (Workplane)
	Dynamic	Динамический сдвиг, масштабирование и поворот изображения
Autoscale (Автомасштаб)		Автоматическое масштабирование изображения модели таким образом, чтобы она целиком помещалась в графическом окне

7.11 Команды меню Help (Помощь)

Меню Help содержит команды использования справочной системы FEMAP

Index (Справка)	Отображение списка основных разделов справочной информации
Search (Поиск)	
Keyboard (клавиатура)	Справочная информация по работе с клавиатурой
Mouse (Мышь)	Справочная информация по работе с "мышью"
Analysis (Виды расчетов)	Справка по видам анализа
Using the Help (использование помощи)	Правила пользования справочной информацией
About	Информация о программе

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. MSC/NASTRAN – Quick Reference Guide. Файл документации.
4. Эпли Х.Инженерные исследования летательных аппаратов/ Пер.с англ.; Пер.В.С.Вождаев, В.С.Каплан; Под ред.А.К.Мартынова – М.: Машиностроение, 1980.- 424 с.
5. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: Учебник для студентов вузов/ Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев и др.; Под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска.-М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.
6. 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.
7. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows – М.: ДМК Пресс,2001.- (Серия Проектирование) - 448 с.
8. Рычков С.П. MSC.visualNASTRAN для Windows – М.: НТ Пресс, 2004.- (Серия Проектирование и моделирование) - 552 с.
9. Пересыпкин В.П. Интерфейс и конечные элементы системы MSC/NASTRAN for Windows: Учеб. пособие / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара,2002. - 72с.
10. Тимошенко С.П., Янг Д.Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле.- М.: Машиностроение, 1985.- 472 с.

Учебное издание

*Пересыткин Константин Владимирович,
Пересыткин Владимир Павлович, Иванова Екатерина Алексеевна*

**МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ
ТЕХНИКИ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СРЕДЕ
MSC.NASTRAN С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМЫ
ТВЕРДОТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ SOLIDWORKS**

Учебное пособие

Редактор Т.К. Кретинина
Компьютерная верстка
Доверстка

Подписано в печать _____ г. Формат 60х84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. _____. Усл. кр.-отт. _____. Уч.-изд.л. _____.

Тираж _____ экз. Заказ _____. Арт. С-_____/2006

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.