

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

ПРОЧНОСТНАЯ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ ДОВОДКА СТУПЕНИ ОСЕВОЙ ТРУБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЕЕ ВИРТУАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по программам высшего профессионального образования по направлениям подготовки 160700.65 Проектирование авиационных и ракетных двигателей, 160700.68 Двигатели летательных аппаратов

САМАРА
Издательство СГАУ
2013

УДК 621.438.081 (075)

ББК 39.55

П 846

Авторы: *А.И. Ермаков, О.В. Батулин, А.В. Кривцов,
Г.М. Попов, А.О. Шкловец*

Рецензент д-р техн. наук, проф. С. В. Ф а л а л е е в

П 846 **Прочностная и газодинамическая доводка ступени осевой турбины с использованием её виртуальных моделей: учеб. пособие / [А.И. Ермаков и др.].** – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. – 120 с.

ISBN 978-5-7883-0918-9

В учебном пособии описаны основные приемы сопряженного моделирования (газодинамического и прочностного) рабочего колеса турбины. Сведения по работе с программным комплексом Ansys, приведенные в данном пособии, позволяют студентам проводить самостоятельные исследования напряженно-деформированного состояния рабочих колес газотурбинного двигателя, создавать параметрические конечно-элементные модели, что существенно увеличивает возможности по доводке рабочих колес.

Предназначено для обучения специалистов направления подготовки 160700.65 Проектирование авиационных и ракетных двигателей (ФГОС-3), изучающих дисциплину «Моделирование потоков в лопаточных машинах» в 7 семестре, для магистрантов по направлению подготовки 160700.68 Двигатели летательных аппаратов, изучающих дисциплину «Исследование рабочего процесса авиационных двигателей и энергетических установок» в А-семестре.

Разработано на кафедрах ТДЛА и КИПДЛА.

УДК 621.438.081 (075)

ББК 39.55

ISBN 978-5-7883-0918-9

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2013

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	4
1 Численное моделирование рабочего процесса в ступени осевой турбины ГТД.....	5
1.1 Основные подходы к численному моделированию рабочего процесса в осевых турбинах	5
1.2 Профилирование лопаточных венцов с помощью программы <i>BladeGen</i>	7
1.2.1 Исходные данные для профилирования лопатки компрессора в программе <i>Blade Gen</i>	7
1.2.2 Последовательность профилирования лопатки в программе <i>BladeGen</i>	9
1.2.3 Запуск программы <i>BladeGen</i> через <i>Ansys Workbench</i>	9
1.2.4 Построение геометрии лопатки в первом приближении	12
1.2.5 Редактирование меридиональных обводов	16
1.2.6 Настройка формы входной и выходной кромки.....	21
1.2.7 Редактирование формы средней линии лопатки	22
1.2.8 Настройка параметров симметричного профиля.....	31
1.2.9 Увязка сечений лопатки по центрам масс	37
1.2.10 Анализ геометрических характеристик спрофилированной лопатки	38
1.3 Передача геометрии созданного лопаточного венца в программу <i>TurboGrid</i> для построения сетки конечных элементов	41
1.4 Создание конечно-элементной модели рабочего процесса в лопаточном венце в программе <i>Turbo Grid</i>	43
1.4.1 Коррекция геометрии расчетной области	43
1.4.2 Построение конечно-элементной модели	46
1.5 Создание расчётной модели ступени турбины в препроцессоре <i>Ansys CFX-Pre</i>	53
1.6 Решение задачи	64
1.7 Обработка полученных результатов	65
2 Прочностная доводка рабочего колеса осевой турбины	79
2.1 Расчет исходной конструкции диска турбины в <i>Ansys Mechanical APDL</i>	79
2.2 Прочностная доводка диска турбины.....	87
2.3 Разработка параметрической КЭ модели рабочего колеса турбины.....	92
Заключение.....	117
Список использованных источников.....	118
Приложение 1.....	119
Обозначение наиболее употребимых параметров потока в программе <i>Ansys CFX</i>	119

ВВЕДЕНИЕ

Многие задачи, с которыми приходится в настоящее время сталкиваться исследователям и инженерам, не поддаются аналитическому решению либо требуют огромных затрат на экспериментальную реализацию. Зачастую единственной возможностью экспрессного анализа инженерной проблемы является компьютерное математическое моделирование. Прогресс в разработке численных методов позволил существенно расширить круг задач, доступных анализу. Полученные на основе этих методов результаты используются практически во всех областях науки и техники.

В анализе конструкций находит свое наиболее важное применение метод конечных элементов. Причем в конструкционном анализе под конструкциями понимаются мосты, здания, корпуса морских судов, узлы самолетов, детали машин, поршни, инструменты – словом, любые инженерные конструкции.

Рабочие колеса турбин ГТД являются весьма ответственными деталями, от надежной работы которых в значительной мере зависит надежная работа двигателя в целом и безопасность полета летательного аппарата.

При работе авиационного газотурбинного двигателя на рабочие лопатки и диски действуют статические, динамические и температурные нагрузки, вызывая в деталях сложную картину напряжений.

В данном учебном пособии рассматривается газодинамический и прочностной расчеты рабочего колеса турбины ГТД в связанной постановке.

1 ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СТУПЕНИ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ ГТД

1.1 Основные подходы к численному моделированию рабочего процесса в осевых турбинах

Численное моделирование рабочего процесса (*CFD* исследование) в турбине на основе решения системы уравнений Навье – Стокса [1,4] на сегодняшний день является самым достоверным методом расчетного исследования газодинамических процессов, происходящих в турбинах. Используя данный подход можно получить картины распределения параметров, векторов скорости и линий тока в канале максимально приближенные к реальным. Также в данном расчете может быть получено высокодостоверное поле давлений и температур на элементах конструкции турбины и в первую очередь лопатках. Данная информация является одним из исходных данных для прочностного расчета деталей турбины. Очевидно, что чем более реальны будут граничные условия в структурном расчете, тем точнее будет определено напряженно деформированное состояние и тем точнее будет дана оценка прочности рассматриваемого элемента.

Таким образом, *CFD* исследование является источником достоверных граничных условий для расчета на прочность. Совместное применение численных методов газовой динамики с методами конечноэлементного прочностного анализа могут существенно повысить качество расчетов на прочность.

Процесс *CFD*-расчета лопаточной машины традиционно состоит из следующих основных этапов:

- постановка задачи, задание целей моделирования, выбор расчетной области;
- создание геометрической модели выбранной расчетной области;
- наложение на геометрическую модель сетки контрольных объемов;
- задание условий моделирования (свойств вещества, граничных условий);
- непосредственно решение системы уравнений Навье-Стокса;
- анализ полученных результатов.

На первом этапе происходит общая оценка задачи и выбирается необходимая стратегия решения. Так, если требуется оценить влияние, например, радиального зазора на периферии, то необходимо провести серию расчетов с разной величиной зазора и сравнить их. При этом нет необходимости детально моделировать процессы, происходящие вне исследуемой области, например, лабиринтные уплотнения вблизи втулки. Если же, наоборот, ставится задача исследования эффективности лабиринтных уплотнений, необходимо моделировать их более детально. Смоделировать течение в турбомашине одновременно с учетом всех особенностей на современном этапе развития вычислительной техники затруднительно - решение такой сложной задачи на персональном компьютере может занимать до нескольких недель. Поэтому перед инженером всегда стоит ответственная задача - обязательно учесть в расчете все необходимые в данном случае особенности и максимально исключить из него все лишнее для ускорения решения.

Проточная часть любых лопаточных машины обладает сложной пространственной формой, затрудняющей как построение геометрии, так и наложение на нее сетки конечных элементов. Выполнение этих операций в универсальных программах трехмерного

моделирования и универсальных сеткогенераторах в принципе возможно, но требует значительных усилий и времени. В настоящее время для упрощения этих операций разработаны специализированные программы, которые позволяют одновременно создать и трехмерную модель, и сетку для *CFD*-расчета. При этом в качестве исходных данных они используют традиционную форму представления геометрии лопаток: координаты точек профиля, линии меридиональных обводов и т.п. При этом процесс создания сеточной модели значительно ускоряется за счет автоматизации и объединения второго и третьего этапа решения *CFD*-задачи.

Четвертый-шестой этапы решения являются общими для любого *CFD*-расчета, это так называемые пре-процессинг, решение и пост-процессинг. Естественно, они также имеют некоторые особенности, связанные с моделированием турбомашин. Эти особенности будут подробно описаны в соответствующих разделах главы 1.

В данной главе приведен подробный алгоритм численного *CFD* моделирования осевой турбины с использованием программного обеспечения, входящего в состав программного компресса *Ansys Workbench 14* версии начиная от профилирования лопатки, заканчивая обработкой результатов расчета.

В ходе проведения численного исследования рабочего процесса ступени осевой турбины будут использованы следующие программы:

- *Blade Gen* – в данной программе будет проводиться профилирование лопаток всех венцов ступени;
- *TurboGrid* – в этой программе на основе результатов профилирования будет создана и разбита структурной сеткой конечных элементов расчетные области течения в лопаточных венцах;
- *Ansys CFX Pre* – в данной программе будут создана расчетная модель рабочего процесса в ступени турбины;
- *Ansys CFX Solver* – в программе производится непосредственный расчет течения;
- *Ansys CFX Post* – в данной программе производится визуализация результатов расчета.

Исходными данными для проведения расчетного исследования рабочего процесса в турбине является геометрия исследуемой турбины, представленной в виде эскиза (рис. 1.1) или *3D-CAD*-модели.

Для создания геометрии расчетной области необходимо знать меридиональное сечение проточной части турбины (см. рис. 1.1) и форму пера лопаток или параметры потока в контрольных сечениях.

Меридиональное сечение турбины (см. рис. 1.1) позволяют судить о геометрии меридиональных обводов каждого лопаточного венца, входящего в состав турбины. Именно обводы являются радиальными границами для потока, проходящего через ступень. Поэтому радиальные границы расчетной области естественно устанавливаются по цилиндрическим поверхностям втулочного (*hub*) и периферийного (*shroud*) обводов (рис. 1.2). Однако осевая протяженность расчетной области не имеет физического ограничения, поэтому границы входа и выхода устанавливаются условно. Желательно, чтобы область была более протяженной, чем непосредственно лопаточный венец: начиналась раньше него (блок входа - *Inlet*) и заканчивалась позже (блок выхода - *Outlet*). При этом расстояние блоков входа и выхода определяется интенсивностью процессов, происходящих до и после венца. Например, чем сильнее турбулентные вихри за рабочим колесом, тем дальше

нужно отодвинуть выходную границу, чтобы расчетная область смогла охватить крупный вихрь, и наоборот. Приемлемая величина осевой протяженности входного и выходного участков расчетной области обычно принимается равной ширине лопаточного венца (рис. 1.2).

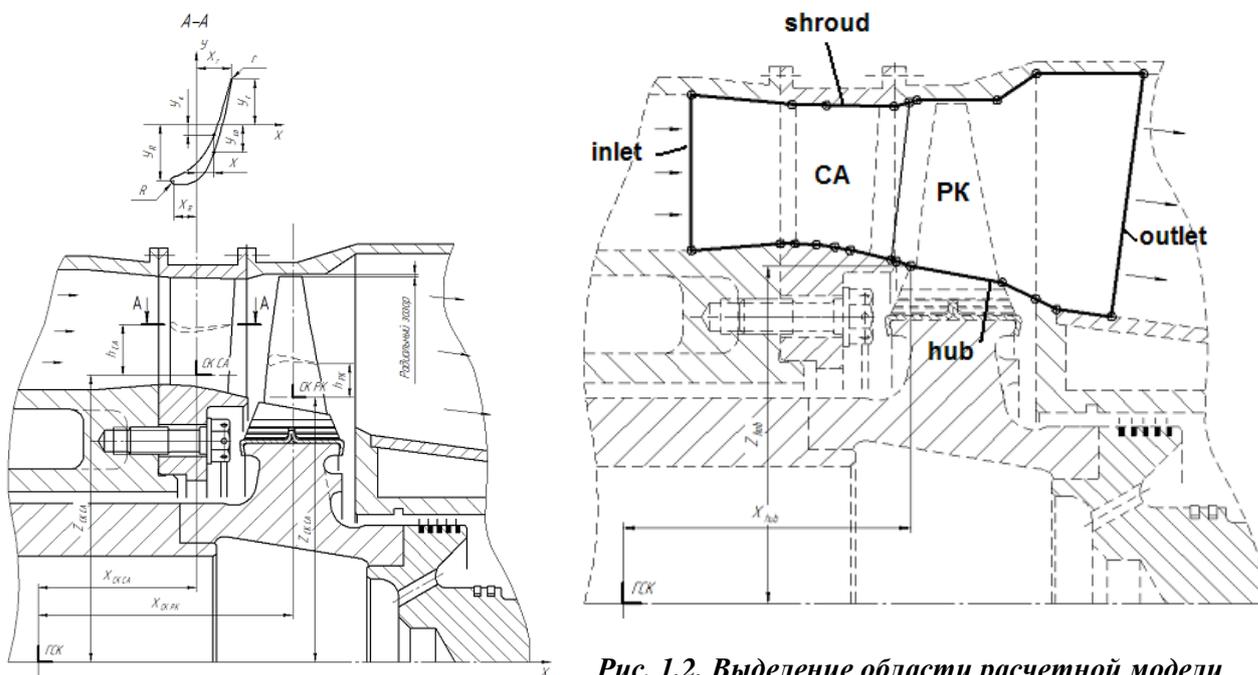


Рис. 1.2. Выделение области расчетной модели

Рис. 1.1. Фрагмент чертежа осевой турбины

1.2 Профилирование лопаточных венцов с помощью программы *BladeGen*

1.2.1 Исходные данные для профилирования лопатки компрессора в программе *Blade Gen*

Для формирования профиля лопатки турбомшины в программе *Blade Gen* необходимы следующие исходные данные:

1. Втулочный и периферийный диаметры лопаточного венца во входном и выходном сечениях (D_{1i} , D_{2i}), его ширина S и положение относительно принятого начала координат l (рис. 1.3).

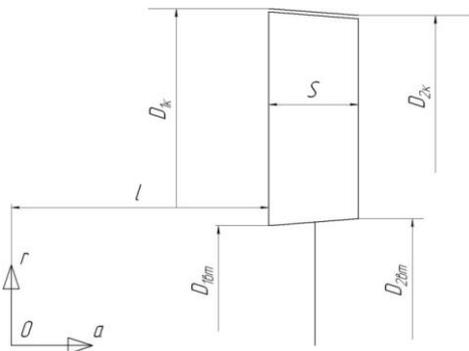


Рис. 1.3. Меридиональные размеры лопаточного венца, необходимые для его профилирования

Эти сведения могут быть получены с эскиза меридионального сечения проточной части узла, который разрабатывается при проектном газодинамическом расчете [6,7,8,9] (рис. 1.4). Для качественного определения характерных диаметров венца, эскиз должен быть начерчен в известном масштабе или должен содержать разметку осей, с помощью которых могут быть найдены недостающие размеры (рис. 1.4).

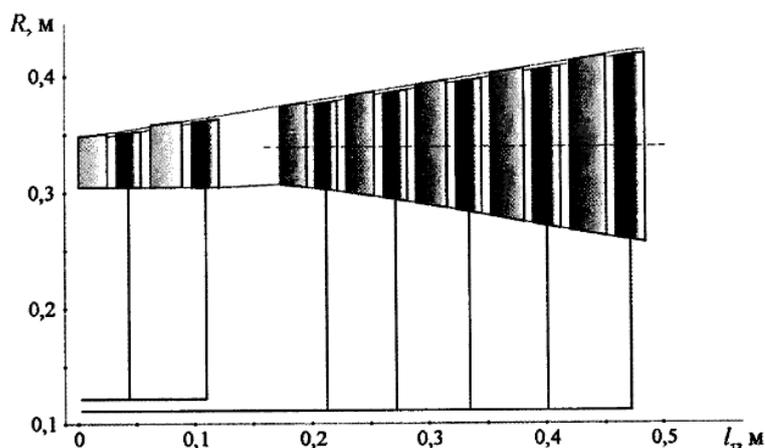


Рис. 1.4. Эскиз меридионального сечения проточной части турбомашин, полученный при его газодинамическом проектировании

2. Конструктивные углы на входе и выходе лопаточного венца в трех (втулочном, среднем и периферийном) или более характерных сечениях.

Величины конструктивных углов принимаются по значениям углов потока в тех же контрольных сечениях, рассчитанным при выполнении проектного газодинамического расчета ступени компрессора [6,7,8,9]. Для рабочих лопаток это углы потока в относительном движении β_1 и β_2 , для сопловых – углы потока в абсолютном движении α_0 и α_1 .

Величины конструктивных углов выбираются по рекомендациям [6,7,8,9]. В первом приближении они могут быть приняты равными соответствующим углам потока.

3. Число лопаток. Число рабочих и сопловых лопаток обычно рассчитывается при проектном расчете турбомашин [6,7,8,9].

В табл. 1.1 в качестве примера приведены исходные данные для построения пера лопатки РК турбомашин.

Таблица 1.1.

Основные параметры, необходимые для построения лопатки

Параметр	Сечения		
	Втулочное	Среднее	Периферийное
Лопаточный угол на входе ЛВ, град	38,4	36,6	33,6
Лопаточный угол на выходе ЛВ, град	53,5	47,3	38,2
Число лопаток	40		

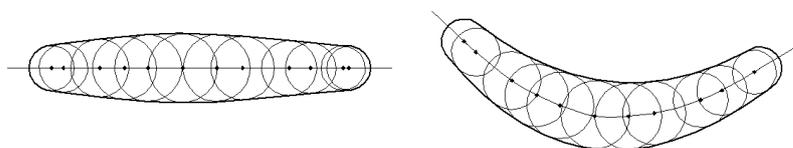
1.2.2 Последовательность профилирования лопатки в программе *Blade Gen*

В данном методическом пособии приводится технология профилирования лопаток компрессора в программе *ANSYS Blade Gen*. Для упрощения передачи данных в *CAD*, программы прочностного и газодинамического расчетов, распространяемых той же фирмой, *Blade Gen* целесообразно использовать под управлением оболочки *ANSYS Workbench*.

Процесс профилирования лопатки компрессора в программном комплексе *Blade Gen* производится в следующей последовательности:

1. по известным меридиональным размерам, типу турбомшины и числу лопаток в первом приближении формируется перо лопатки;
2. при необходимости производится коррекция меридиональной формы ЛВ, уточняются положения входных и выходных границ (это необходимо для создания в будущем расчетной модели газодинамических процессов в проектируемом венце);
3. задается относительная толщина профиля лопатки и закономерности ее изменения вдоль хорды, а также описывается форма входной и выходной кромок во всех контрольных сечениях;
4. корректируется форма лопатки таким образом, чтобы конструктивные углы в контрольных сечениях соответствовали принятым ранее значениям;
5. в первом приближении все сечения располагаются таким образом, чтобы их центры масс находились вдоль радиуса, что необходимо для уменьшения изгибающих напряжений на лопатку. В дальнейшем увязка сечений по высоте лопатки может быть изменена по результатам прочностного расчета;
6. формы пера и межлопаточного канала проверяются и корректируются при необходимости.

Основной способ профилирования лопаток в программе *BladeGen* основан на изгибе и повороте средней линии базового симметричного крыловидного профиля, имеющего высокое значение аэродинамического качества для рабочих диапазонов скоростей потока. Средняя линия базового профиля изгибается таким образом, чтобы обеспечить требуемое значение угла поворота потока θ в венце (рис. 1.5). Затем, для обеспечения необходимых величин входных и выходных конструктивных углов β_{1n} и β_{2n} , изогнутый профиль поворачивают на угол установки γ .



a – базовый симметричный аэродинамический профиль *б* – симметричный профиль с изогнутой средней линией

Рис. 1.5. Получение лопатки компрессора за счет изгиба симметричного профиля

1.2.3 Запуск программы *Blade Gen* через *ANSYS Workbench*

Шаг 1. Запуск программы *Ansys Workbench*

Программная оболочка *Workbench* запускается из меню «Пуск» ОС «Windows»:

Пуск → Программы → Ansys 14.5 → Workbench 14.5,

либо нажатием на соответствующий ярлык на рабочем столе (если он имеется, по умолчанию его нет). После этого появится рабочее окно программы, которое показано на рис. 1.6.

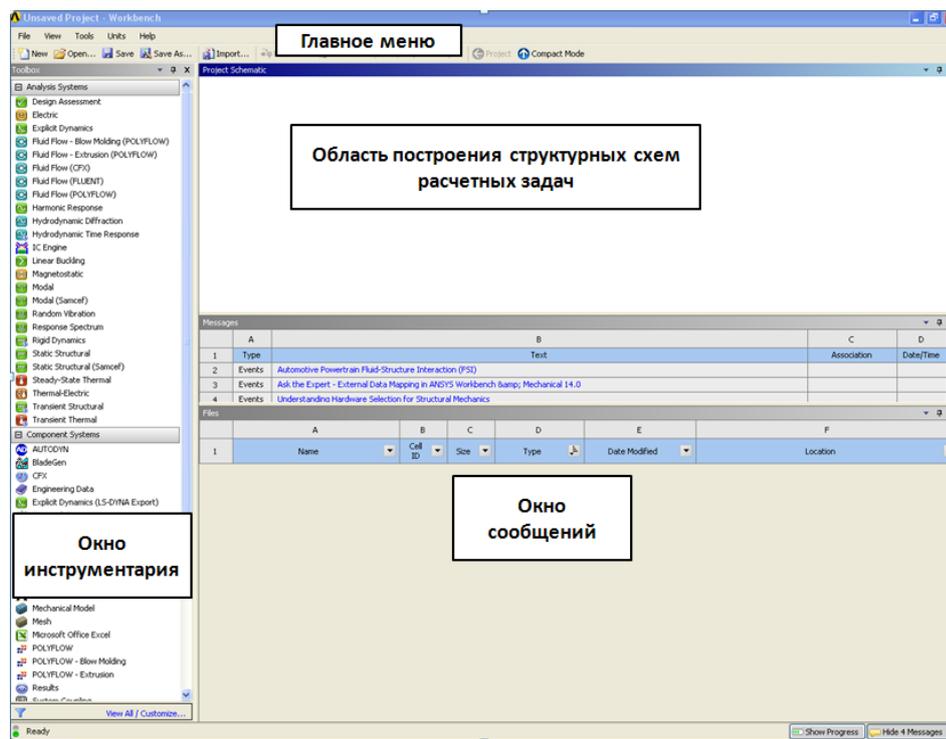


Рис. 1.6. Окно программы Ansys Workbench

Шаг 2. Присвоение имени новому проекту (модели)

Для задания имени нового проекта необходимо щелкнуть ЛКМ на кнопке  Save As... в главном меню *Ansys Workbench* и в появившемся меню указать желаемое расположения проекта на диске компьютера и его имя, например, *compressor* (рис. 1.7). После выполнения описанных выше манипуляций, в указанном месте, будет создан управляющий файл с расширением **.wbpj* и папка с тем же именем, куда будут записываться файлы, содержащие информацию об элементах проекта.

Важно помнить, что при необходимости перенести модель на другой компьютер следует копировать туда файл с расширением **.wbpj* и одноименную папку.

Шаг 3. Подключение программы BladeGen к решению текущего проекта

Для подключения программы *BladeGen* к решению текущего проекта необходимо добавить соответствующий значок в область построения структурных схем *Ansys Workbench*. Для этого его необходимо найти в окне инструментария (рис. 1.6 и 1.8), нажать на данном пункте ЛКМ и, не отпуская кнопки мыши, перетащить элемент в один из зеленых прямоугольников, который появится в области построения структурных схем. Как только курсор достигнет одного из прямоугольников, его граница станет красной. Если в этом момент отпустить ЛКМ в данном прямоугольнике появится блок выбранной программы *BladeGen*.

Шаг 4. Запуск программы BladeGen

Для запуска программы необходимо дважды щелкнуть ЛКМ на меню *Blade Design* в блоке *BladeGen* в области построения структурных схем *Ansys Workbench* (рис. 1.9). В результате появится окно программы (рис. 1.10).

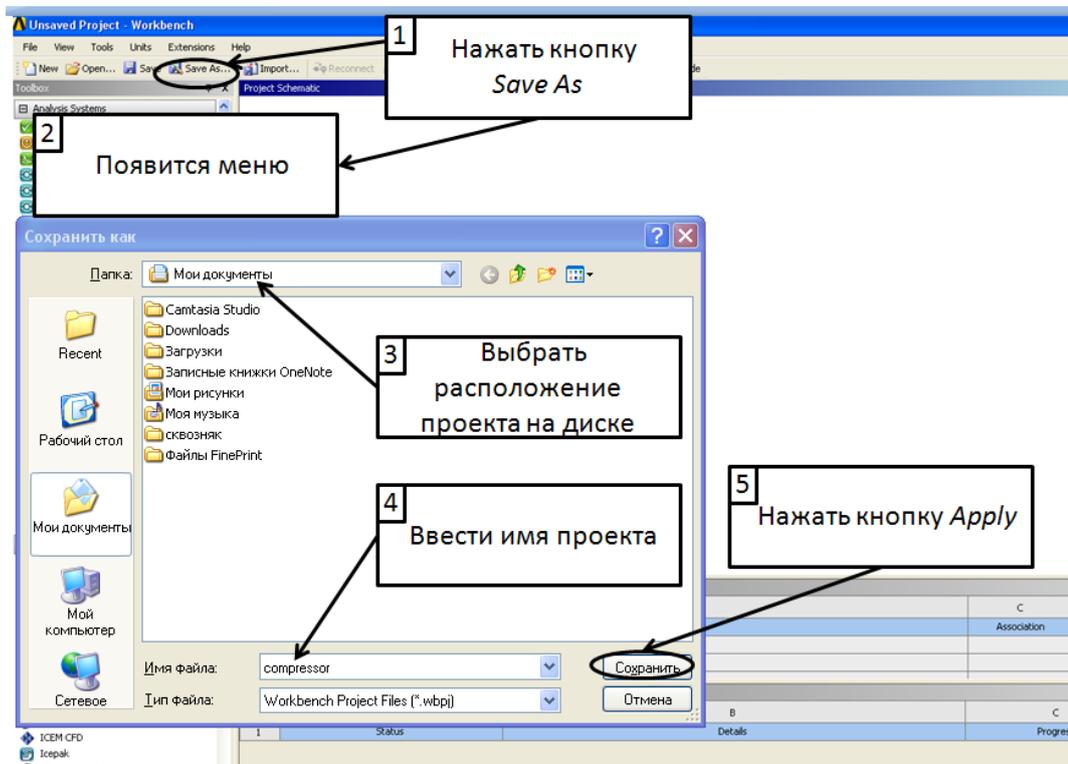


Рис. 1.7. Присвоение имени новому проекту

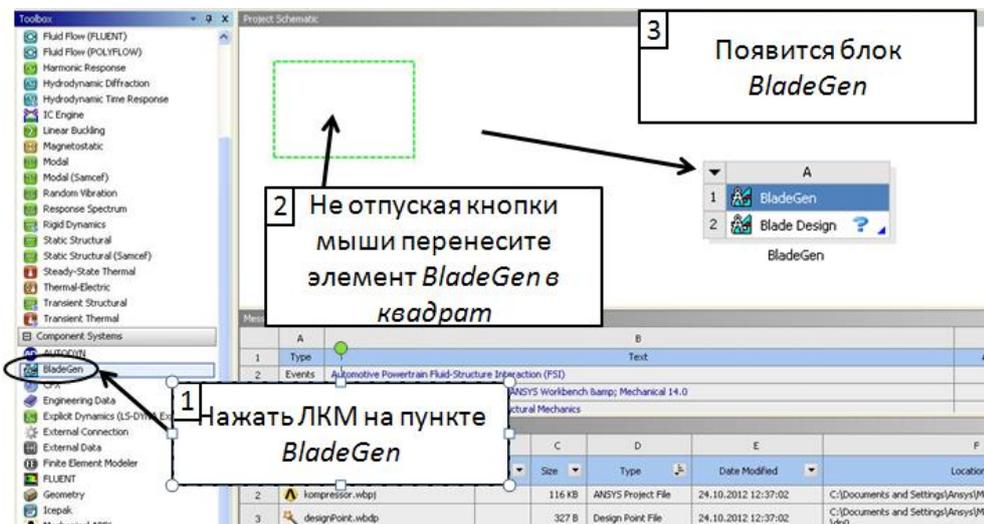


Рис. 1.8. Подключение программы *BladeGen* к решению текущего проекта

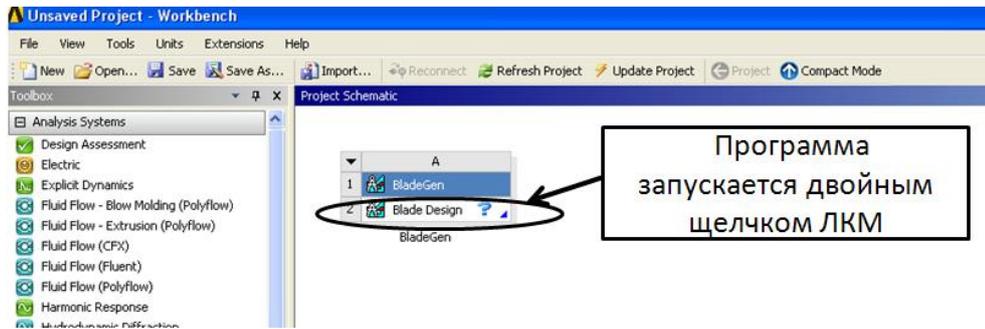


Рис. 1.9. Запуск программы BladeGen

Шаг 5. Запуск шаблона построения геометрии турбомашин в BladeGen

Для профилирования рабочего колеса ЦБК в этом окне необходимо нажать кнопку **New**  (создание нового проекта). В результате появится меню, в котором необходимо указать тип турбомашин, лопатки которой пользователь хочет спроектировать. Для создания РК ЦБК следует выбрать пункт *Radial Impeller* (рис. 3.7).

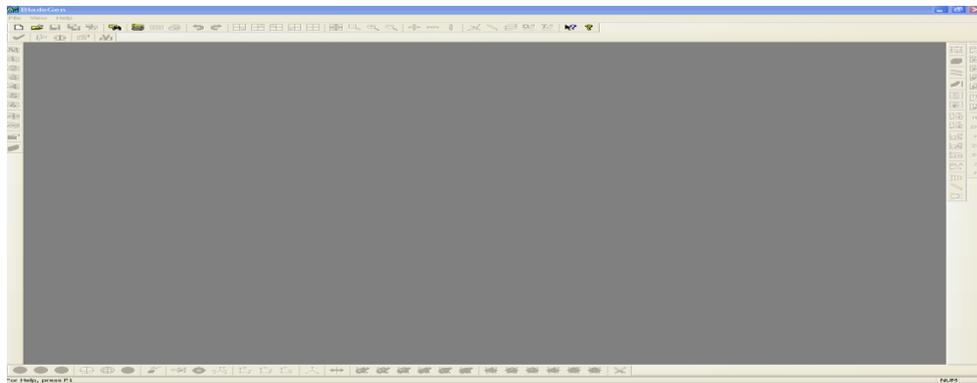


Рис. 1.10. Окно программы BladeGen

1.2.4 Построение геометрии лопатки в первом приближении

На данном этапе производится описание формы лопатки в первом приближении.

Шаг 6. Создание нового проекта

Для начала работы на панели инструментов программного комплекса *BladeGen* необходимо нажать кнопку **New**  (создание нового проекта). В результате на экране появится меню *Initial Meridional Configuration Dialog* (начальное проектирование меридиональной проточной части) (рис.1.11).

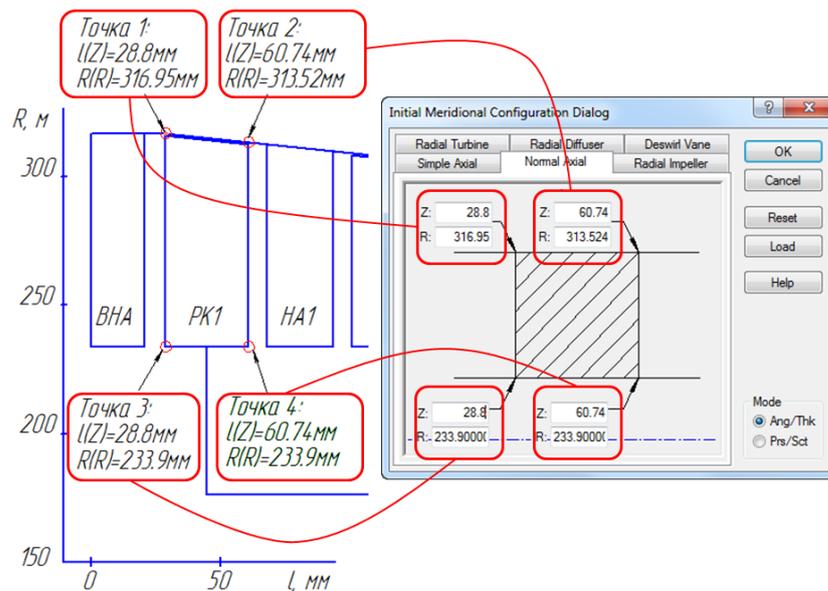


Рис. 1.11. Задание меридионального сечения лопатки

Шаг 7. Описание меридионального сечения лопаточного венца

В появившемся окне *Initial Meridional Configuration Dialog* необходимо выполнить следующие действия:

1. выбрать тип меридионального сечения лопаточной машины *Normal Axial* (обычная осевая), так как в данном примере рассматривается профилирование рабочей лопатки осевой турбины;
2. выбрать метод профилирования *Ang/Thk* (угол/толщина). Включение данной опции означает, что каждое сечение лопатки будет представлять собой симметричный профиль, отложенным от изогнутой средней линии. При этом симметричный профиль определяется законом изменения толщины *Thk* по длине хорды, а форма средней линии – законом изменения угла *Ang* по длине лопатки.
3. необходимо задать меридиональную проекцию лопатки. Для этого следует указать координаты четырёх точек с меридионального сечения компрессора. При этом координата *Z* в программном комплексе *BladeGen* соответствует осевой координате *l* меридионального сечения. Обозначения радиальных координат *R* в программе *BladeGen* и на меридиональном сечении совпадают.

Точки 1 и 2 – это точки пересечений линии периферийного обвода проточной части с линиями, являющимися продолжением входной и выходной кромок соответственно на меридиональном сечении проточной части. Стоит отметить, что при снятии координат точек 1 и 2 радиальный зазор лопатки ПК не учитывается, так как он будет задан позже (в программном комплексе *ANSYS Turbo Grid*).

Точки 3 и 4 – это точки пересечений линии втулочного обвода проточной части с линиями входной и выходной кромок соответственно на меридиональном сечении компрессора.

Соответствие координат на меридиональном сечении и в программном комплексе *BladeGen*, а также 4 характерные точки, необходимые для задания меридиональной проекции лопатки, показаны на рис. 1.11.

4. Нажать кнопку *OK* в окне *Initial Meridional Configuration Dialog*. В результате на экране появится окно *Initial Angle/Thickness Dialog* (начальное профилирование сечений) (рис. 2.2).

Шаг 8. Выбор числа лопаток лопаточного венца

После подтверждения данных, введенных на предыдущем шаге нажатием кнопки *OK*, появится шаблон, в котором задается число лопаток в венце, их толщина и угловая протяженность в тангенциальном направлении. Вся информацию, кроме числа лопаток, можно игнорировать, она будет отредактирована позднее. В этом шаблоне в поле *# Blades* следует ввести число лопаток РК (рис. 1.12).

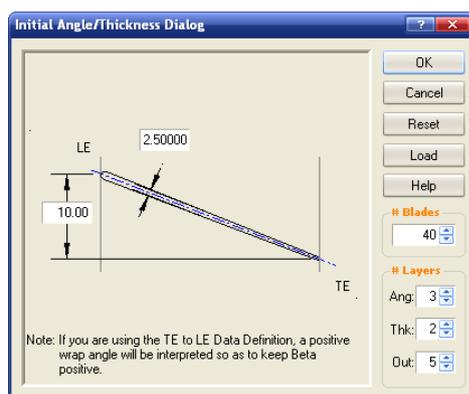


Рис. 1.12. Указание числа лопаток

В результате на экране появится полное окно программного комплекса *BladeGen* (рис 1.13) с геометрией лопатки, полученной в первом приближении.

Как видно из рис.1.13, рабочее поле программного комплекса *BladeGen* состоит из 4 окон:

1. *Меридиональный вид*. На данном виде отображаются и доступны для редактирования меридиональное сечение проточной части лопатки и расчётной области для *CFD*-анализа;

2. *Дополнительный вид*. Данный вид используется для вывода дополнительной информации о профилируемой лопатке. По умолчанию на нём отображён межлопаточный канал (две соседние лопатки). Однако данный вид может быть использован также для отображения трёхмерной модели, вывода графиков распределения геометрических параметров лопатки и межлопаточного канала по высоте канала, хорде лопатки и т.д.

3. *Вид распределения лопаточных углов в сечении*. Данный вид непосредственно используется для профилирования сечений лопатки. С помощью данного вида фактически устанавливаются лопаточные углы на входе и выходе из венца, а также формируется форма средней линии в конкретном сечении лопатки.

4. *Вид распределения толщины в сечениях*. Данный вид используется для определения параметров симметричного профиля, т.е. закона распределения толщины лопатки от входной кромки к выходной.

Стоит отметить, что на видах распределения углов и толщин справа отображаются панели выбора слоя (сечения лопатки). Доступные для редактирования слои на данной панели отображены чёрными точками, а активные в данный момент – красными.

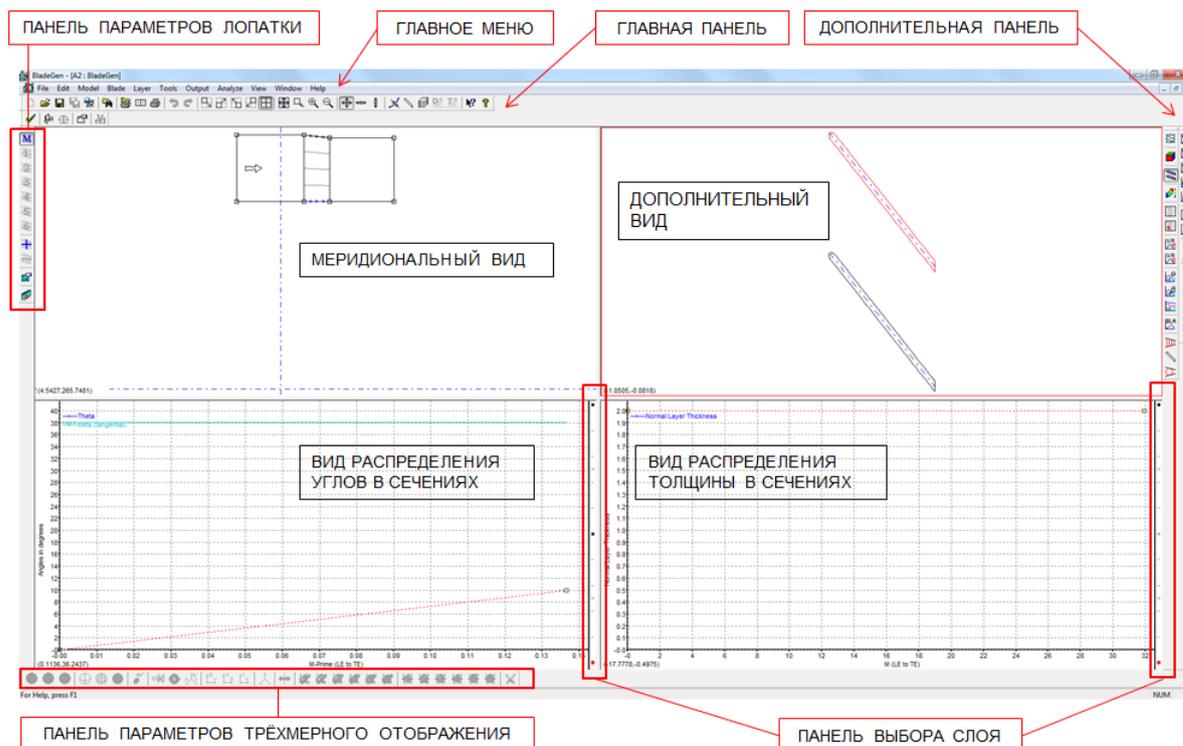


Рис.1.13. Окно программы BladeGen с геометрией лопатки, полученной в первом приближении

Для редактирования, анализа и настройки отображения лопатки в программном комплексе *BladeGen* помимо панелей выбора слоёв также используются следующие панели (меню):

- главное меню;
- главная панель;
- панель параметров лопатки. Используется для редактирования параметров лопатки, например, числа лопаток.
- дополнительная панель. Используется для управления дополнительным видом.
- панель параметров трёхмерного отображения лопатки.

Шаг 9. Отображение трёхмерной геометрии лопатки

Для того чтобы посмотреть объёмную модель созданной начальной лопатки необходимо:

1. на дополнительной панели нажать кнопку *3DView* . На дополнительном виде появится трёхмерное отображение лопатки;
2. при помощи кнопок на панели параметров трёхмерного отображения можно выбрать вид отображения лопатки ( - каркасный,  - в виде сеточных поверхностей,  - в виде матовых поверхностей), а также количество отображаемых лопаток ( - одна,  - две,  - весь межлопаточный венец). Возможные комбинации отображения трёхмерной лопатки представлены на рис. 1.14.

После просмотра трёхмерной лопатки необходимо вернуть отображение межлопаточного канала на дополнительном виде с помощью команды Blade – to – blade View  (межлопаточный канал) на дополнительной панели.

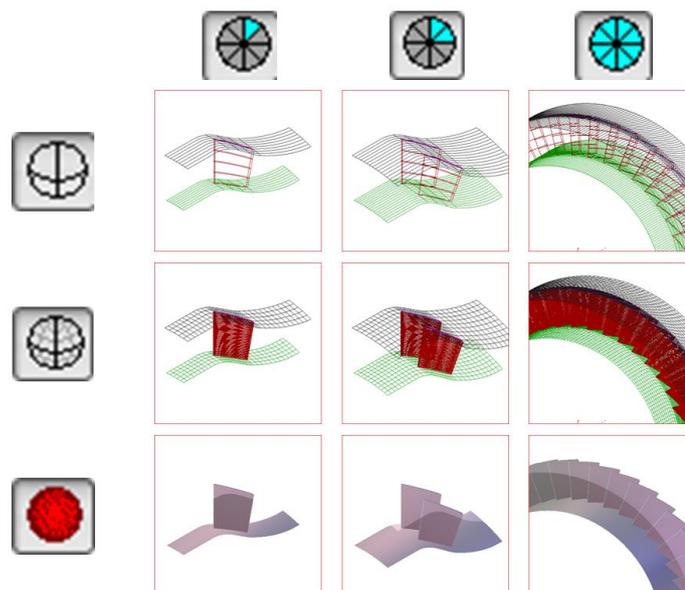


Рис. 1.14. Возможные варианты отображения лопатки

Шаг 10. Определение основных свойств профилируемой лопатки.

На данном шаге вводятся основные свойства проектируемой лопатки, такие как её тип и единицы измерения, в которых производится построение лопатки. Для задания основных свойств лопатки необходимо:

1. оторыть панель свойств модели (*Model Property Dialog*) (рис. 1.15) с помощью команды на главном меню *Model*→*Properties*...
2. в графе *Component Type* (тип лопаточной машины) выбрать *Turbine* (турбина), так как выполняется профилирование лопатки рабочего колеса турбины;
3. в графе *Configuration Type* (вид конфигурации) выбрать *Axial* (осевой), так как профилируется лопатка осевой турбомашины;
4. в графе *Model Units* (единицы измерения) выбрать *MM* (миллиметры);
5. поскольку остальные поля не обязательны для заполнения, нажать на кнопку *OK*.

На этом создание геометрии лопатки в первом приближении можно считать законченным.

1.2.5 Редактирование меридиональных обводов

Шаг 11. Редактирование положения входной и выходной области при численном моделировании рабочего процесса

Специфика работы программного комплекса *BladeGen* такова, что помимо профилирования лопатки в нём также определяются границы расчётной области для *CFD*-анализа.

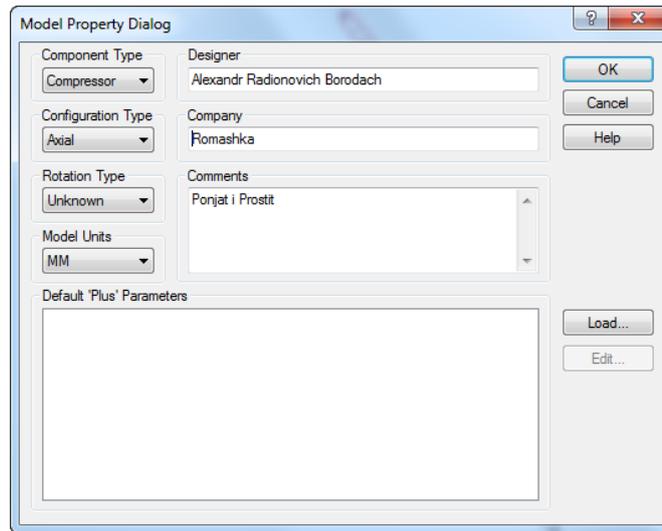


Рис. 1.15. Панель Model Property Dialog

Как правило, расчётная область представляет собой сектор проточной части лопаточного венца вокруг лопатки (рис. 1.16). Построение расчётной области и наложение на неё сетки выполняется в программном комплексе *Ansys Turbo Grid*. Границы домена в окружном направлении (поверхности периодичности) и угловой развор сектора расчётной области определяются автоматически на основании анализа формы средней линии лопаток и их количества. Протяжённость расчётной области в осевом направлении определяется в программном комплексе *BladeGen* на этапе редактирования меридиональных обводов.

На рис. 1.17. показано окно меридионального вида. На нем отображены:

1. меридиональная проекция лопатки, ограниченная проекциями входной и выходной кромок;
2. меридиональная проекция расчётной области, ограниченная втулочным и периферийным обводами и входной и выходной границами.

Между входной границей и входной кромкой лопатки расположена входная область, необходимая для *CFD*-моделирования. Между выходной кромкой и выходной границей – выходная область.

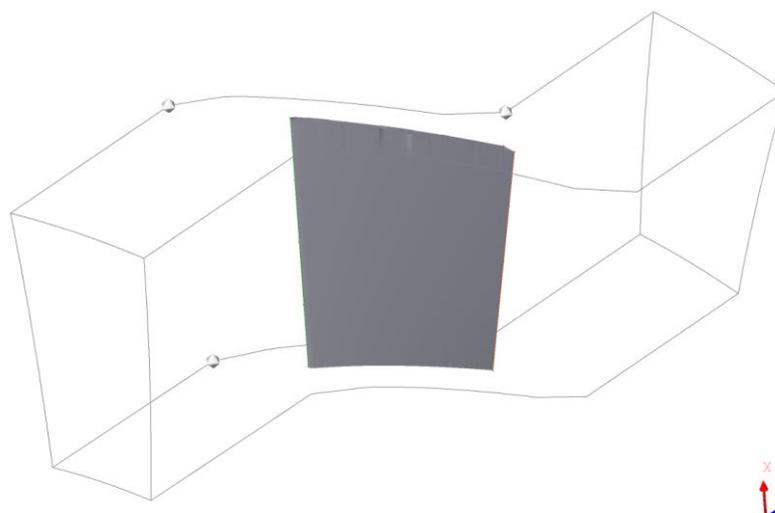


Рис. 1.16. Расчётная область вокруг лопатки

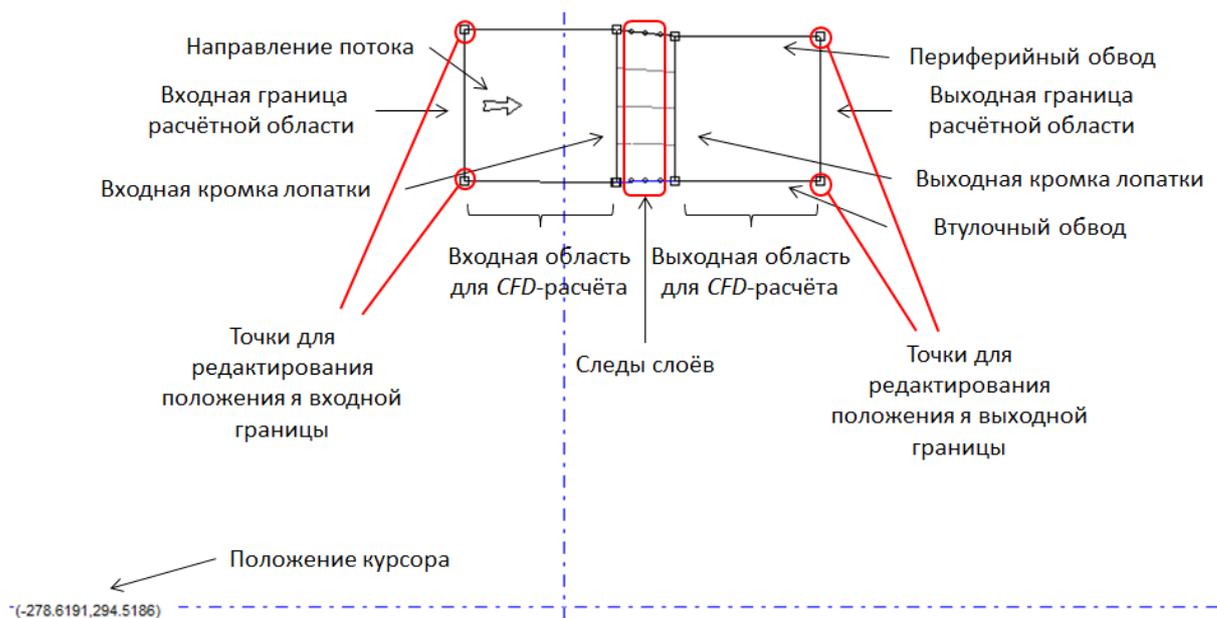


Рис. 1.17. Окно меридионального вида

Редактирование положения входной (выходной) границы осуществляется путем изменения положения точек пересечения указанных границ с периферийным и втулочным обводом (рис. 1.17). Положение данных точек на меридиональном виде (и любых других точек на любых других видах) возможно изменить двумя способами. При первом способе необходимо нажать один раз ЛКМ на точку и, удерживая ее нажатой, перетащить точку в новое положение примерно соответствующее желаемому. При втором способе необходимо дважды щелкнуть ЛКМ по точке и в появившемся окне указать новые координаты точки.

Положение входной и выходной границ расчётной области зависит от постановки задачи *CFD*-моделирования. При выполнении расчёта одного межлопаточного венца (в данном примере рабочего колеса) входная граница должна располагаться перед входной кромкой на расстоянии равном примерно половине осевой хорды (ширины лопаточного венца) профилируемой лопатки, а выходная – на расстоянии половины осевой хорды за выходной кромкой. При этом меридиональные обводы проточной части должны соответствовать исходному меридиональному сечению компрессора (показано пунктиром). Схематично данное правило продемонстрировано на рис. 1.18. Так, на данном рисунке входная граница представляет собой линию, перпендикулярную оси вращения, отложенную на расстоянии половины ширины лопаточного венца рабочего колеса. Определяющие входную границу точки получены путём пересечения данной линии с меридиональными обводами проточной части. Аналогичным образом были определены выходная граница и её определяющие точки. Границы расчётной области на рис. 1.18 показаны жирной бирюзовой линией.

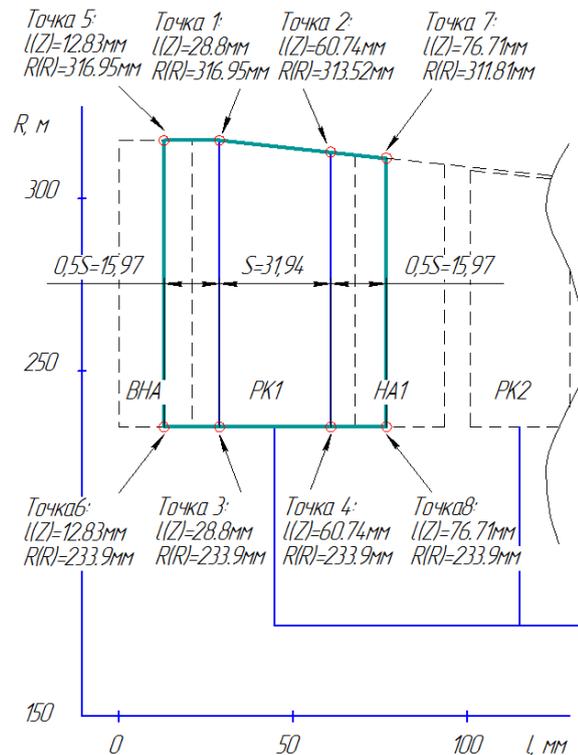


Рис. 1.18. Определение положения границ расчётной области

В случае *CFD*-моделирования нескольких лопаточных венцов (ступени) необходимо придерживаться следующих правил:

- входная граница первого лопаточного венца должна располагаться на расстоянии половины ширины данного лопаточного венца перед его входной кромкой;
- выходная граница из лопаточного венца, в случае если за ним в расчётной модели располагается следующий лопаточный венец, должна располагаться на середине осевого зазора между венцами. При этом входная граница последующего лопаточного венца должна совпадать с выходной границей предыдущего лопаточного венца;
- выходная граница последнего лопаточного венца модели должна располагаться на расстоянии половины его ширины от его же выходной кромки.

Рассмотрим более подробно данное правило на примере расчёта ступени компрессора.

При расчёте ступени компрессора расчётная модель должна состоять из домена рабочего колеса и домена следующего за ним направляющего аппарата (рис 1.19). При этом границы каждого из доменов определяются в программном комплексе *BladeGen* при профилировании соответствующих лопаток. Поскольку домен РК является первым лопаточным венцом в модели, то его входная граница располагается на расстоянии половины ширины венца от его входной кромки. Выходная граница домена РК располагается по середине осевого зазора между лопаткой РК и НА. Входная граница домена НА также располагается на середине осевого зазора между РК и НА, а выходная граница расположена на расстоянии половины ширины лопаточного венца НА за выходной кромкой. Расположение входных и выходных границ доменов РК и НА для указанного случая показаны на рис. 1.20.

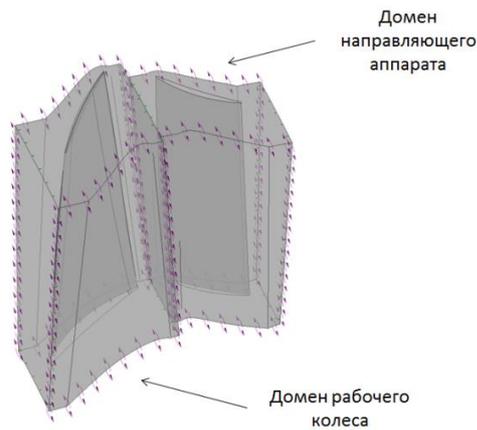


Рис. 1.19. Определение положения границ расчётной области (Пример)

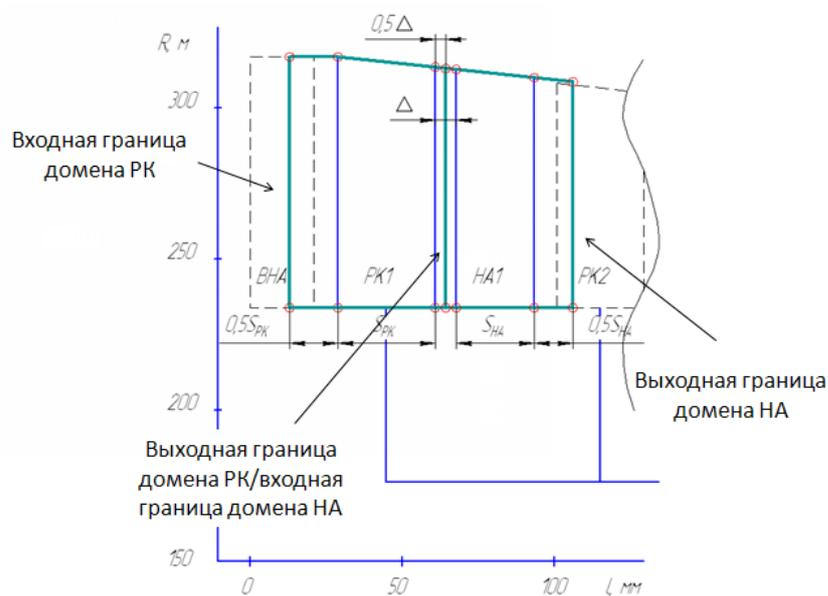


Рис. 1.20. Определение границ доменов ПК и НА при расчёте ступени

В данном примере будет рассмотрено редактирование меридиональных обводов для случая CFD-моделирования одного лопаточного венца – РК компрессора. Соответственно границы расчётной области РК должны соответствовать рис. 1.18.

Шаг 12. Редактирование входной и выходной границ расчётной области на меридиональном виде

Для редактирования входной границы расчётной области необходимо:

1. Дважды щелкнуть ЛКМ по точке пересечения входной границы с периферийным обводом (точка 5 на рис. 1.21). В результате на экране появится окно *Point Location Dialog* (панель позиционирования точки) (рис.1.22).
2. В указанном окне в графе *Horizontal* (горизонтальная координата) ввести значение осевой координаты точки 5 в соответствии с рис. 1.18. В поле *Vertical* (вертикальная координата) значение радиальной координаты точки 5 в соответствии с рис. 1.18.
3. Аналогичным образом выполнить редактирование координат точки 6 (пересечение границы входа и втулочного обвода), точки 7 (пересечение границы выхода с периферийным обводом) и точки 8 (пересечение границы выхода с втулочным обводом). В

результате, отображение расчётной области на меридиональном виде (рис.1.23) должно соответствовать рис.1.18.

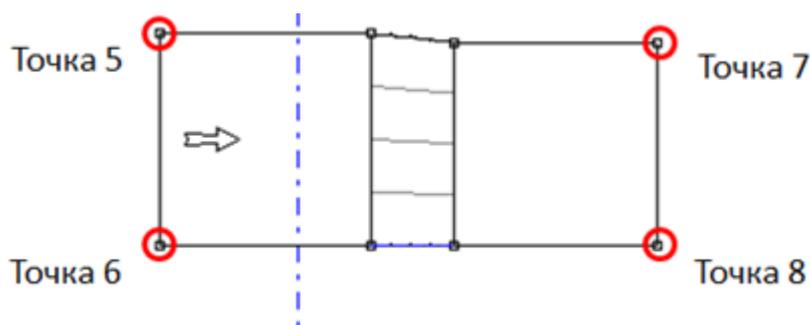


Рис. 1.21. Определение границ доменов РК и НА при расчёте ступени

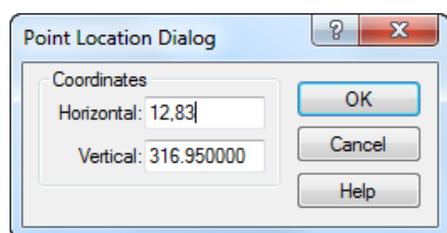


Рис. 1.22. Панель Point Location Dialog

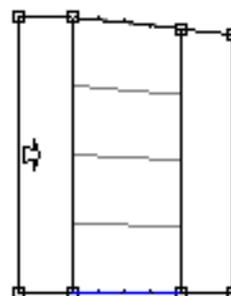


Рис. 1.23. Результат редактирования меридиональных обводов.

1.2.6 Настройка формы входной и выходной кромки

После того, как выполнено редактирование меридионального вида расчётной области, можно начинать непосредственно профилирование лопатки. На первом этапе необходимо определить форму входной и выходной кромок. Как правило, входные и выходные кромки турбинных лопаток выполняются в виде окружностей.

Шаг 13. Описание форм входной и выходной кромок лопатки.

Для того чтобы задать форму входной и выходной кромки лопатки, необходимо:

1. На панели параметров лопатки (данная панель располагается с правой стороны рабочего окна программного комплекса *BladeGen*) нажать на кнопку *Blade Properties* (свойства лопатки) . В результате на экране появится панель свойств лопатки *Blade Property Dialog* (рис. 1.24).
2. В этой панели необходимо выбрать вкладку *LE/TE Ellipse* (эллипсы входной и выходной кромок) (рис. 1.25).
3. В данной вкладке в меню *LE Type* (тип входной кромки) следует выбрать *Ellipse* (эллипс), так как окружность является частным случаем эллипса.
4. В меню *LE Elliptic Ratio* поля *Hub*: необходимо ввести отношение осей эллипса входной кромки на втулке. Для окружности данное отношение равно 1.
5. В меню *LE Elliptic Ratio* поле *Shroud*: необходимо ввести отношение осей эллипса входной кромки на периферии. Данный параметр также равен 1.



Рис. 1.24. Панель Blade Property Dialog

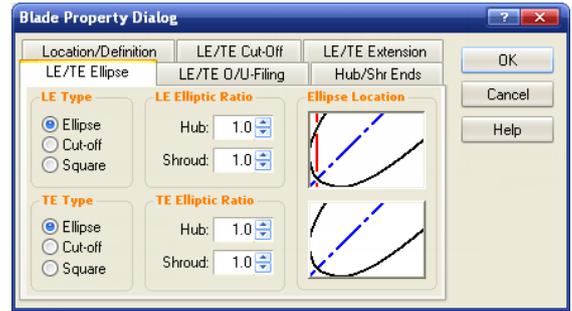
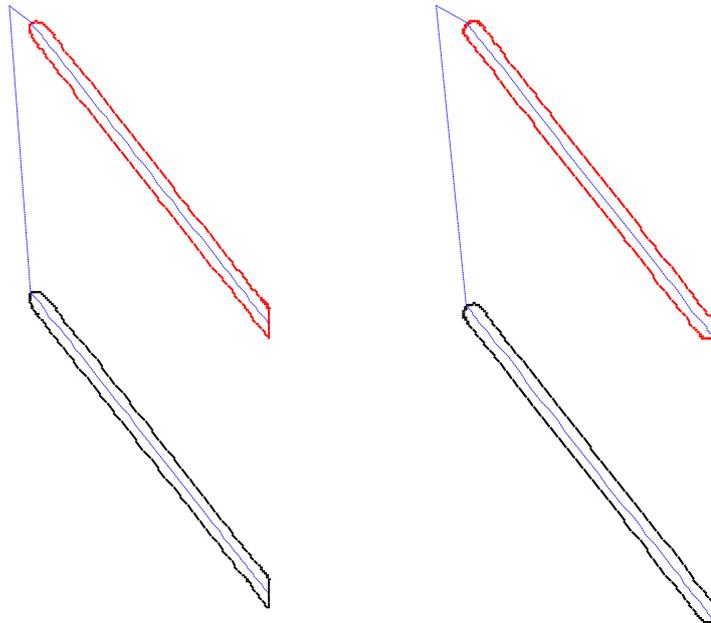


Рис. 1.25. Панель Blade Property Dialog вкладка LE/TE Ellipse

6. Таким образом, задана форма входной кромки в виде окружности.

7. Для определения формы выходной кромки в виде окружности необходимо повторить действия 3 – 5, но уже в меню *TE Type* (тип выходной кромки) и *TE Elliptic Ratio* (отношение осей эллипсов выходной кромки).

После завершения редактирования формы входной и выходной кромок можно заметить, что поменялось отображение лопаток в окне дополнительного вида (рис. 1.26).



а – до редактирования формы кромок

б – после редактирования формы кромок

Рис. 1.26. Результат редактирования формы кромок

1.2.7 Редактирование формы средней линии лопатки

На следующем этапе необходимо описать форму средней линии лопатки. Именно средняя линия лопатки во многом определяет газодинамические и геометрические характеристики лопатки, в том числе углы на входе и на выходе.

Форма средней линии лопатки задаётся в виде распределения углов в слоях (сечениях) лопатки (рис. 1.27), расположенного в левом нижнем углу рабочего окна программного комплекса *BladeGen*.

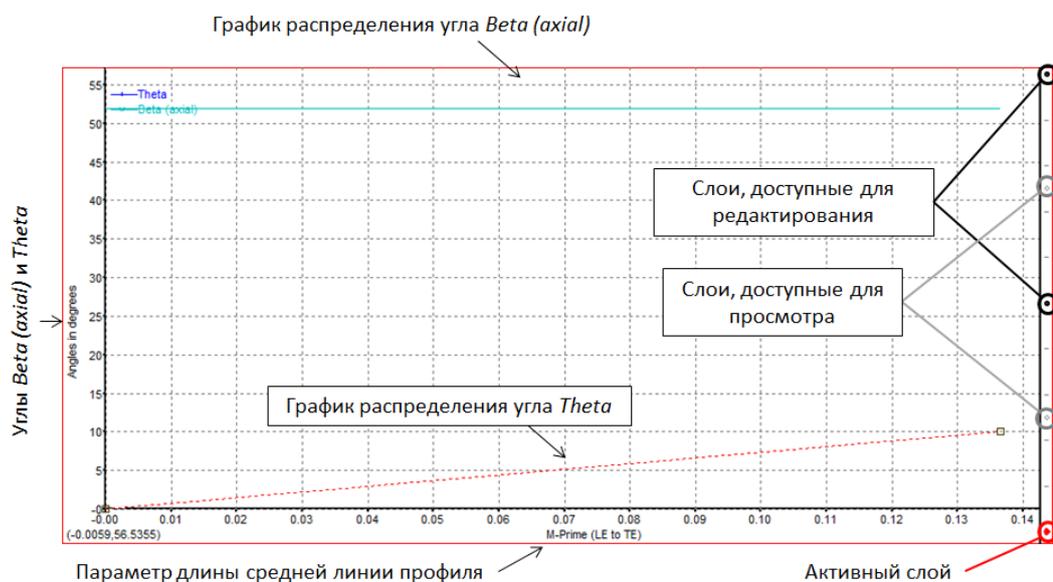


Рис. 1.27. Вид распределения углов в сечении

Слои, в которых выполняется профилирование в программном комплексе *BladeGen*, представляют собой поверхности вращения с осью, совпадающей с осью турбомшины. Каждый слой расположен на фиксированной относительной высоте лопатки, а их следы отображаются на меридиональном виде (рис. 1.13). Форма средней линии в контрольных слоях может быть задана при помощи зависимостей изменения по ширине лопаточного венца от входной до выходной комки двух углов: $Beta$ (axial) или $Theta$. Геометрический смысл данных углов показан на рис. 1.28.

Угол $Beta$ (axial) является углом между касательной к средней линии профиля и осью лопаточной машины. Угол $Tang Beta$ является углом между касательной к средней линии профиля и фронтом лопаточного венца. Таким образом, угол $Tang Beta$ соответствует терминологии, применяемой при изучении курса теории и расчёта лопаточных машин [6]. Угол $Theta$ представляет собой окружную координату точек средней линии в цилиндрической системе координат, ось которой совпадает с осью двигателя. Стоит отметить, что данные углы являются взаимозависимыми, и при изменении одного из них автоматически происходит изменение других.

С правой стороны окна вида управления углами находится панель выбора слоя. Данная панель представляет собой символическую шкалу лопатки высоты лопатки (низ – втулка, верх – периферия), на которой точками отмечены слои (сечения) лопатки. Активный слой (для которого в данный момент на экране выводится закон распределения толщины вдоль средней линии) отображается красной точкой. На рис. 1.27 таким слоем является втулочный (0 от относительной высоты лопатки). Слои, в которых возможно редактирование параметров симметричного профиля отображаются чёрными жирными точками. В данном примере таких слоёв три и располагается они на периферии, середине и втулке лопатки. Слои, в которых невозможно редактирование, но доступен просмотр графиков углов, отображаются на панели выбора слоёв серыми точками.

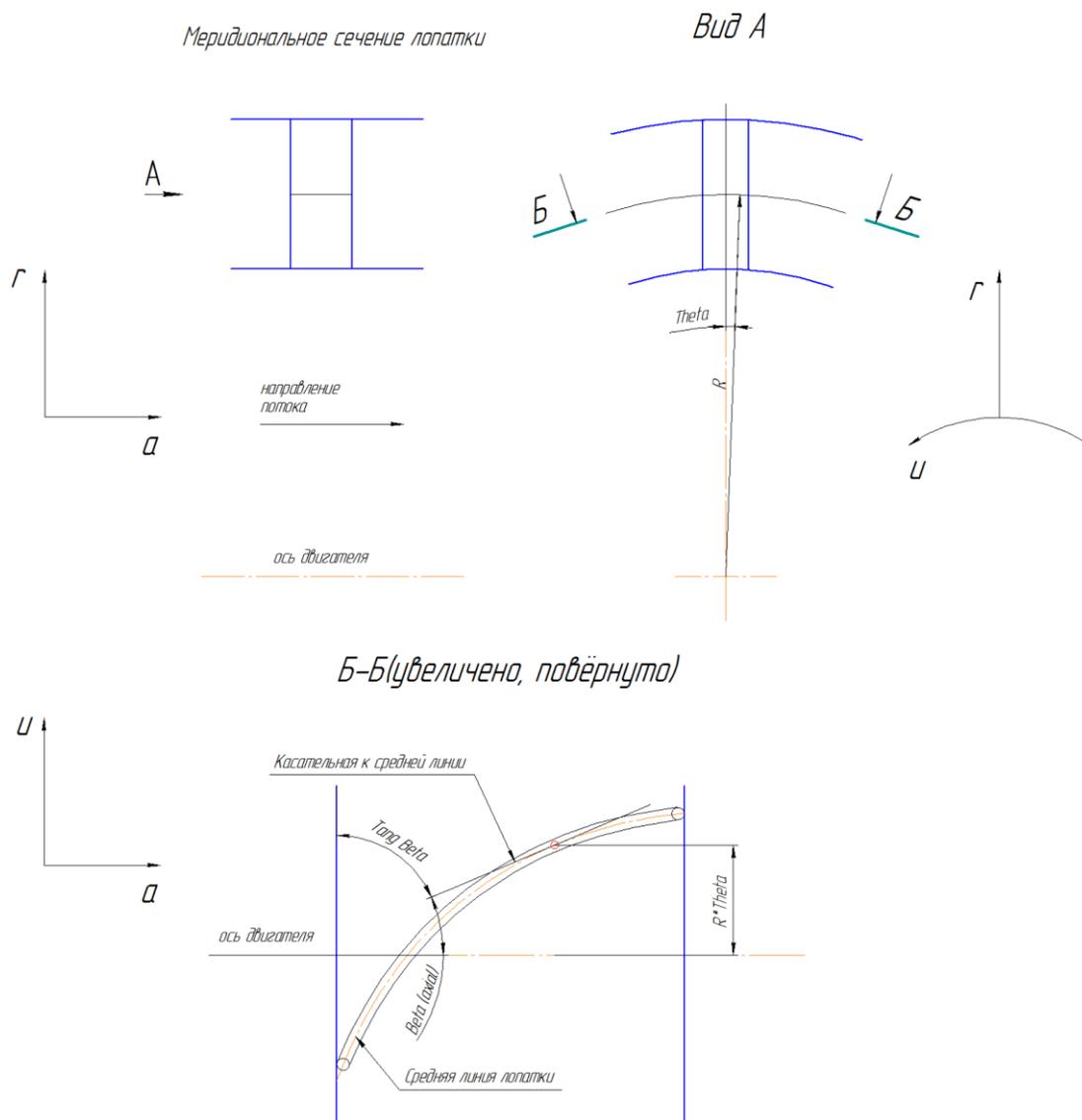


Рис. 1.28. Геометрический смысл углов, используемых для задания геометрии лопатки

Шаг 14. Выбор редактируемых сечений

Разрешить/запретить редактирование параметров на конкретных слоях можно при помощи панели *Layer Control Dialog* (панель управления слоями). Данную панель можно вызвать, нажав правой кнопкой мышки на свободном поле вида распределения углов. В выпадающем меню (рис. 1.29) необходимо выбрать пункт *Layer Control...* (управление слоями). В результате на экране появится панель *Layer Control Dialog* (рис. 5.4). Во вкладке *Ang Crv* (графики углов) перечислены слои в порядке их следования от втулки до периферии. Каждый слой характеризуется своей высотой расположения в безразмерном виде относительно высоты лопатки. К примеру, *Span: 0.0000* – втулочное сечение, *Span: 0.5000* – среднее, *Span: 1.0000* – периферия. Для того чтобы сделать слой доступным (недоступным) для редактирования, необходимо в квадрате напротив его имени поставить (убрать) галочку.

Шаг 15. Коррекция формы средней линии во втулочном сечении лопатки.

Для того, чтобы скорректировать форму лопатки во втулочном сечении в соответствии с желаемыми лопаточными углами необходимо выполнить следующие действия:

1. Убедиться, что на панели выбора слоёв активным является втулочный слой. Для этого необходимо, чтобы красным цветом была подсвечена точка, относящаяся ко втулочному слою (рис. 1.31).

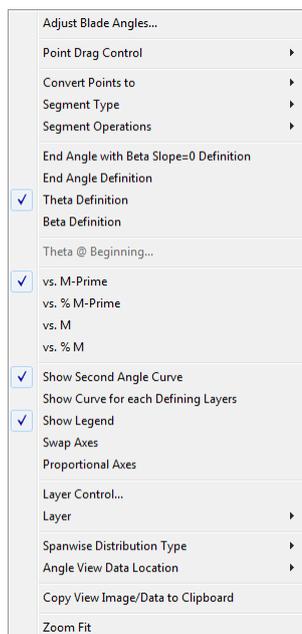


Рис. 1.29. Выпадающее меню

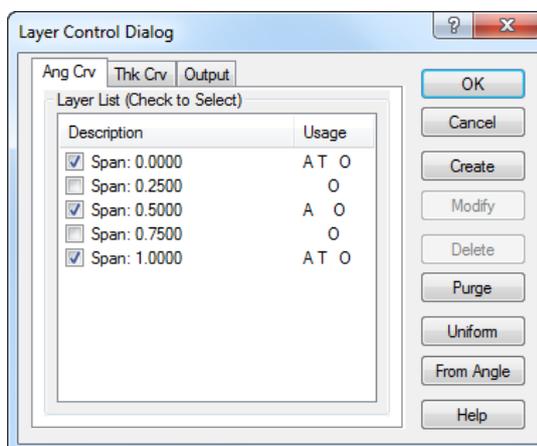


Рис. 1.30. Панель Layer Control Dialog

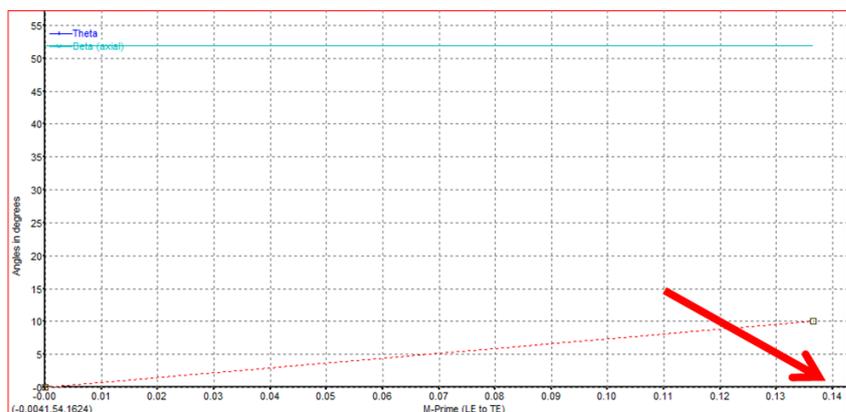


Рис. 1.31. Выбранный втулочный слой

2. На следующем этапе необходимо определить значение входных и выходных лопаточных углов. Для этого необходимо:

- правой кнопкой мышки вызвать выпадающее меню;
- выбрать в нём команду *Adjust Blade Angles ...* (настройка лопаточных углов);
- в выпадающей панели *Blade Angle Dialog* (панель установки углов) необходимо на вкладке *Leading Edge* (входная кромка) в поле (*Tang Beta*) ввести значение лопаточного угла на входе во втулочном сечении из таблицы 1.1.
- на вкладке *Trailing Edge* (выходная кромка) ввести значение лопаточного угла на выходе во втулочном сечении из таблицы 1.1.
- нажать на кнопку *OK*.

Схематично последовательность данных операций показана на рис. 1.32. В результате выполнения данной операции изменятся графики распределения углов (рис. 1.33), а также отображение межлопаточного канала на дополнительном виде (рис. 1.34).

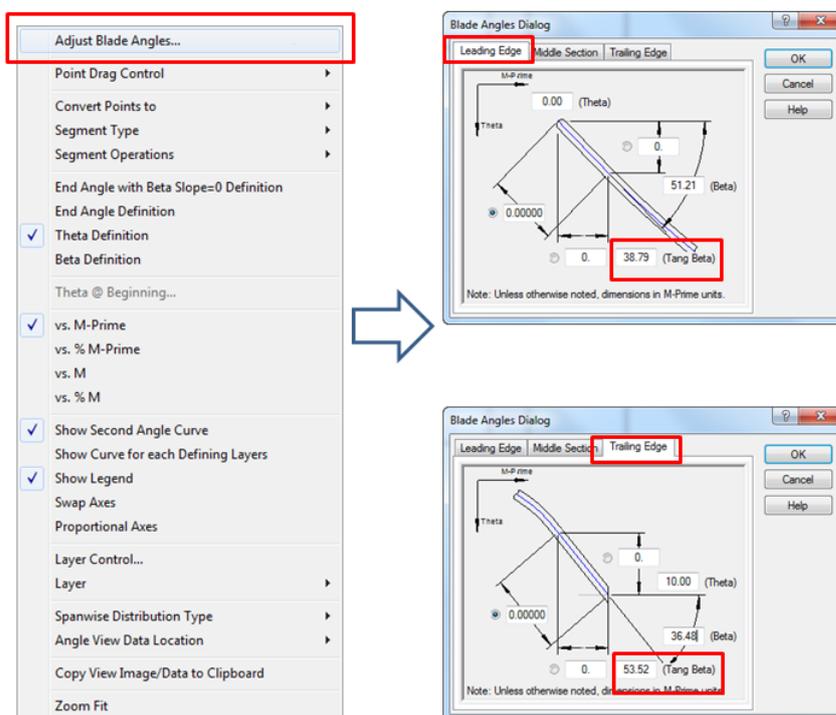


Рис. 1.32. Редактирование лопаточных углов во втулочном сечении

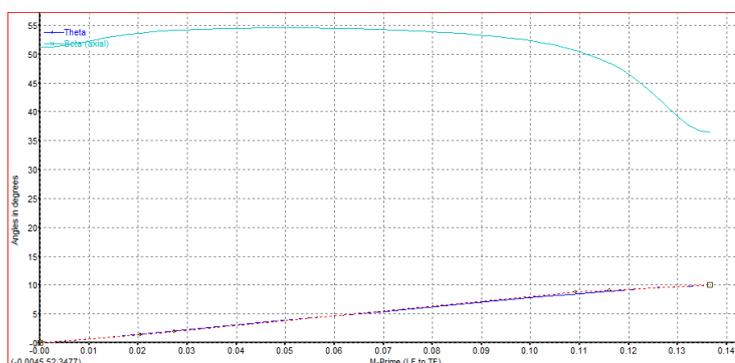
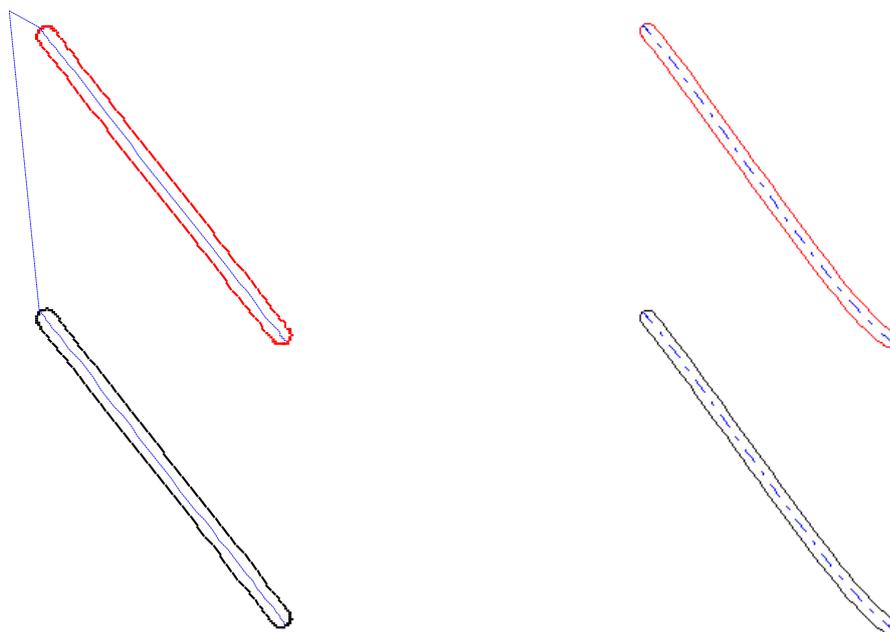


Рис. 1.33. Изменение графиков распределения углов после назначения входного и выходного углов

3. После назначения входного и выходного углов во втулочном сечении необходимо перейти к редактированию формы средней линии по всему сечению. Удобнее всего это делать при помощи редактирования графика изменения угла $Beta$ (*axial*) в том случае, когда данный график описывается сплайном, форма которого определяется 4 точками. Для того чтобы подготовить график $Beta$ (*axial*) к такому виду необходимо:

- правой кнопкой мышки вызвать выпадающее меню;
- в выпадающем меню выбрать опцию $Beta$ Definition (определение угла $Beta$). Это означает, что форма средней линии лопатки будет задаваться с помощью закона изменения угла $Beta$ (*axial*). В результате включения данной опции график изменения угла $Beta$ (*axial*) будет подсвечен красным цветом (рис. 1.35).

- ещё раз с помощью ПКМ вызвать выпадающее меню;
- выбрать в нём команду *Convert Points to* (конвертировать точки в);
- в выпадающем меню выбрать опцию *Spline Curve Point...* (точки сплайна);
- в появившемся окне *Point Count Dialog* (панель количества точек) необходимо в графе *#Point* значение 4 и нажать на кнопку *OK*.



а – до назначения входного и выходного углов

б – после входного и выходного углов

Рис. 1.34. Изменение отображение межлопаточного канала во втулочном сечении после назначения входных и выходных углов

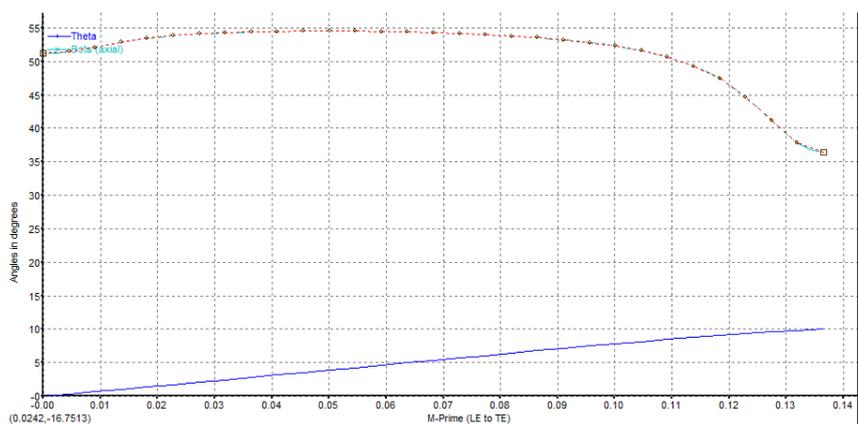


Рис. 1.35. Результат включения опции *Beta Definition*

Данная последовательность команд символично отображена на рис. 1.36, а результат её выполнения показан на рис. 1.37. Видно, что на данном рисунке на график изменения угла *Beta (axial)* описывается линией (сплайном) с 4 точками, с помощью которых возможно выполнение редактирования данного графика. Крайние точки графика отображаются в виде квадратов и соответствуют входной и выходной кромке, а их перемещение возможно лишь в вертикальном направлении: допускается изменение лишь значения угла, но

не параметра ширины лопаточного венца. Две средние точки отображаются в виде кругов, и для них возможно производить перемещение как в вертикальном, так и в горизонтальном направлении: доступно изменение значения величины угла, а также параметра ширины лопатки.

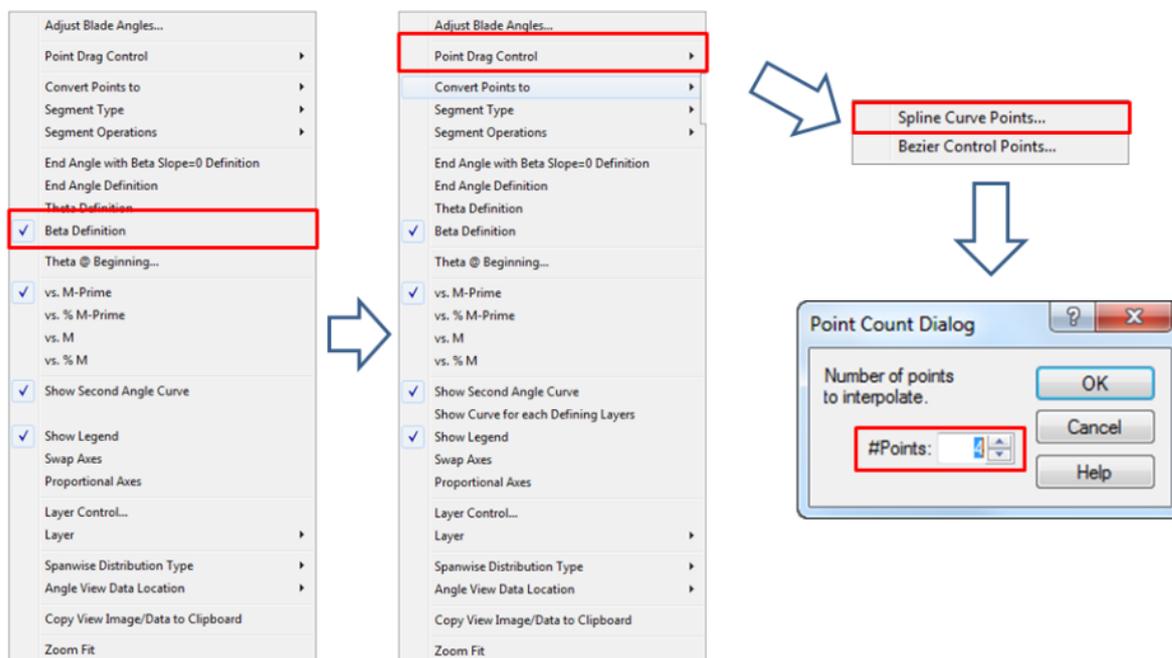


Рис. 1.36. Последовательность команд для преобразований графика в сплайн

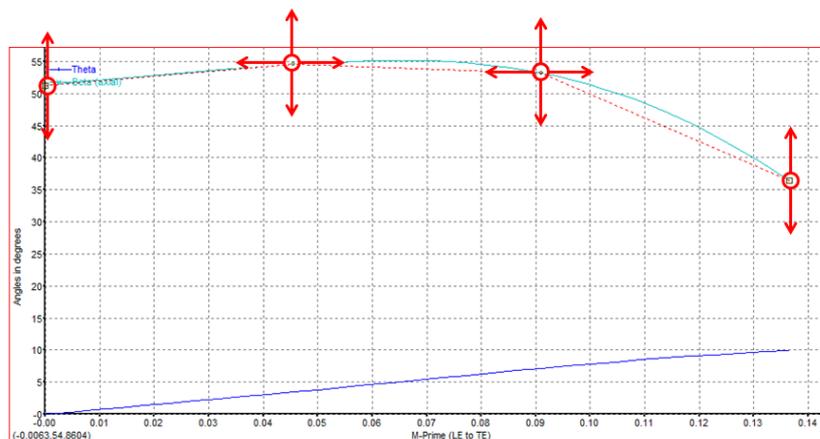


Рис. 1.37. Результат конвертации графика в сплайн с 4 точками

4. После подготовки сплайна необходимо непосредственно выполнить редактирование формы средней линии за счёт смещения средних точек графика изменения угла *Beta (axial)*. Стоит отметить, что крайние точки графика смещать не следует, так как их положение определяется значением входного и выходного угла из лопаточного венца и было задано ранее.

Для того чтобы выполнить смещение точки графика, необходимо нажать на неё левой кнопкой мышки и, удерживая кнопку нажатой, перетащить её на новое положение. Средние точки графика изменения *Beta (axial)* необходимо сместить таким образом, чтобы

данный график по форме был похожим на график функции $y = \sin(x)$ на участке от $\frac{\pi}{2}$ до $\frac{3\pi}{2}$ (рис. 1.38).

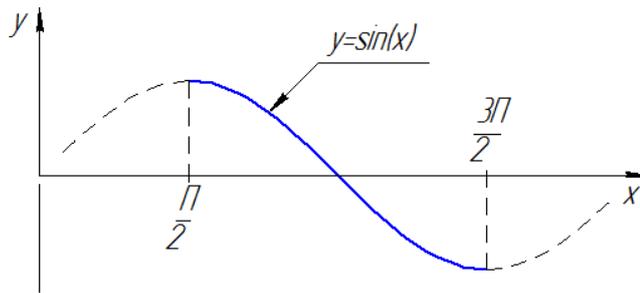


Рис. 1.38. График функции $y = \sin x$

На рис. 1.39 показано, каким должен быть график изменения угла $Beta$ (*axial*) после смещения средних точек, а на рис. 1.40 изменение формы межлопаточного канала на дополнительном виде.

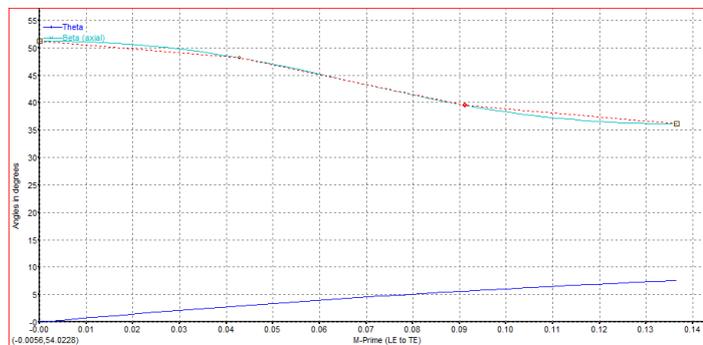
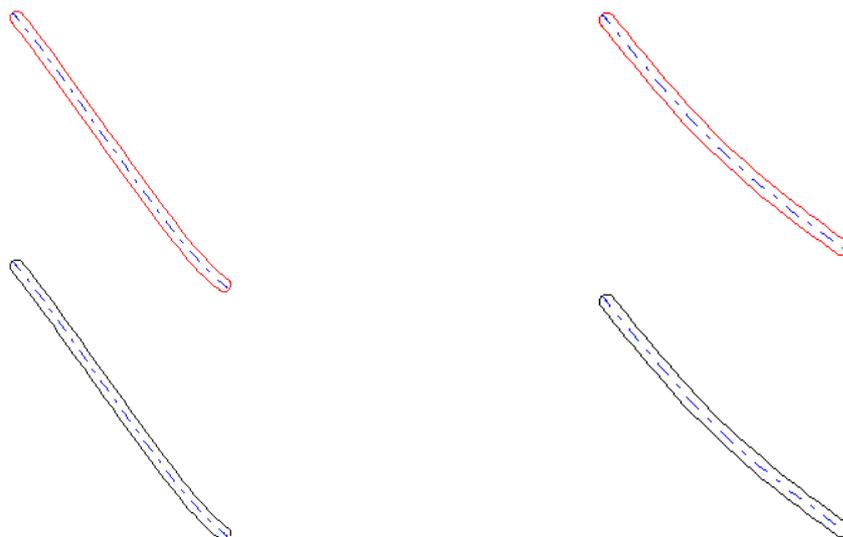


Рис. 1.39. График $Beta$ (*axial*) во втулочном сечении после редактирования



а – до назначения входного и выходного углов

б – после входного и выходного углов

Рис. 1.40. Изменение отображение межлопаточного канала во втулочном сечении после редактирования графика $Beta$ (*axial*)

На этом определение формы средней линии профиля во втулочном сечении можно считать законченным.

Шаг 16. Коррекция формы средней линии лопатки в среднем сечении

Процесс коррекции формы средней линии лопатки в среднем сечении аналогичен процессу коррекции во втулочном сечении и состоит из следующих действий.

1. На панели выбора слоёв нужно активировать средний слой. Для этого необходимо кликнуть левой кнопкой мышки по точке, соответствующей среднему слою на указанной панели. После того как данный слой станет активным, точка должна стать красной (рис. 1.41).

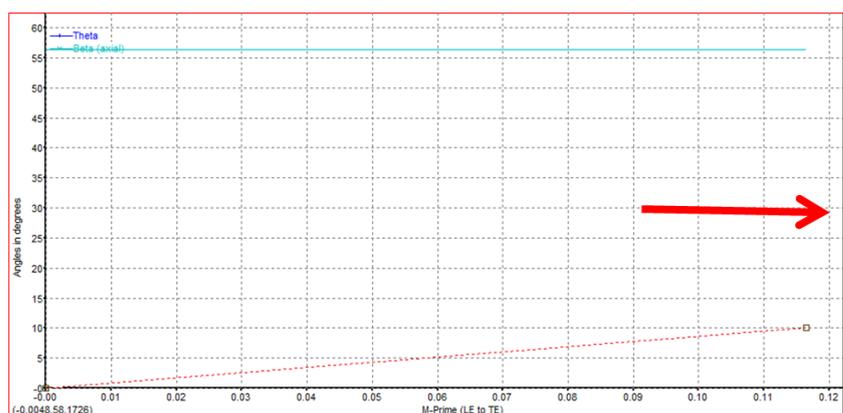


Рис. 1.41. Активный средний слой

2. Повторить пункты 2...4 шага 15 применительно к среднему сечению. На рис. 1.42 показан график *Beta (axial)*, который должен получиться, а на рис. 1.43 – форма межлопаточного канала в среднем сечении.

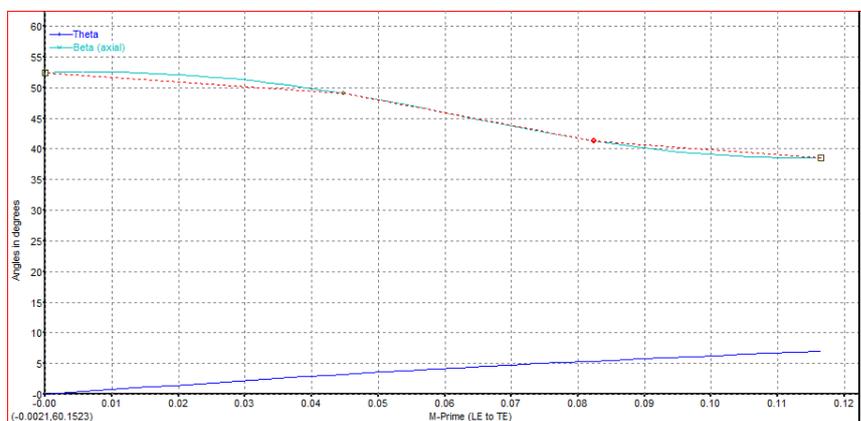


Рис. 1.42. График угла Beta (axial) после редактирования в среднем сечении

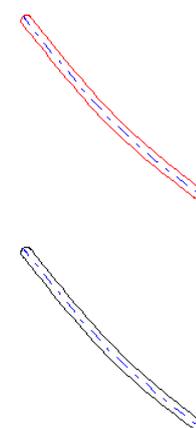


Рис. 1.43. Форма межлопаточного канала в среднем сечении после определения формы средней линии

Шаг 17. Коррекция формы средней линии лопатки в периферийном сечении

Коррекция формы средней линии в периферийном сечении проводится аналогично тому как это делалось на втулочном и среднем сечениях (шаги 15 и 16). На рис. 1.44 пока-

зано, как должен выглядеть после редактирования график *Beta (axial)* на периферийном сечении, а на рис. 1.45– форма межлопаточного канала на дополнительном виде.

После этого настройку формы средней линии во всех сечениях лопатки можно считать завершённой.

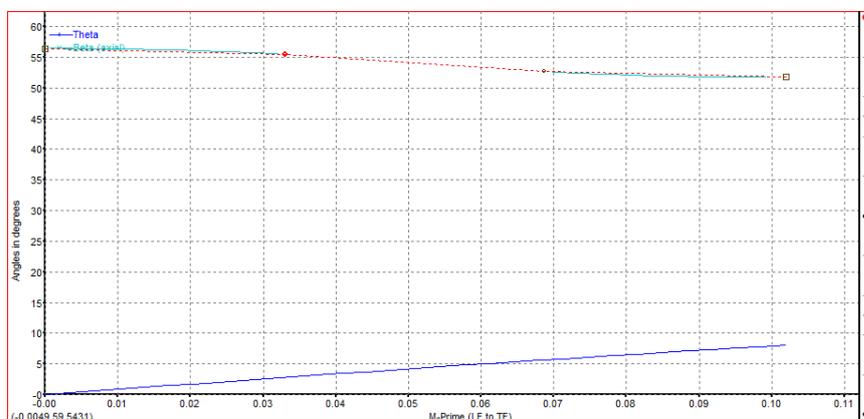


Рис. 1.44. График угла *Beta (axial)* после редактирования в периферийном сечении

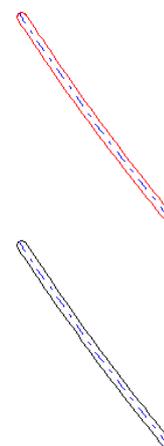


Рис. 1.45. Форма межлопаточного канала в периферийном сечении после определения формы средней линии

1.2.8 Настройка параметров симметричного профиля

Как было отмечено выше, при профилировании лопаток активно используется метод симметричного профиля. Для выполнения курсового проекта достаточно настроить параметры симметричного профиля в двух сечениях лопатки: втулочном и периферийном.

Настройка параметров симметричного профиля осуществляется с помощью окна вида распределения толщины в сечениях (рис. 1.46), расположенного в правом нижнем углу рабочего окна программного комплекса *BladeGen*.

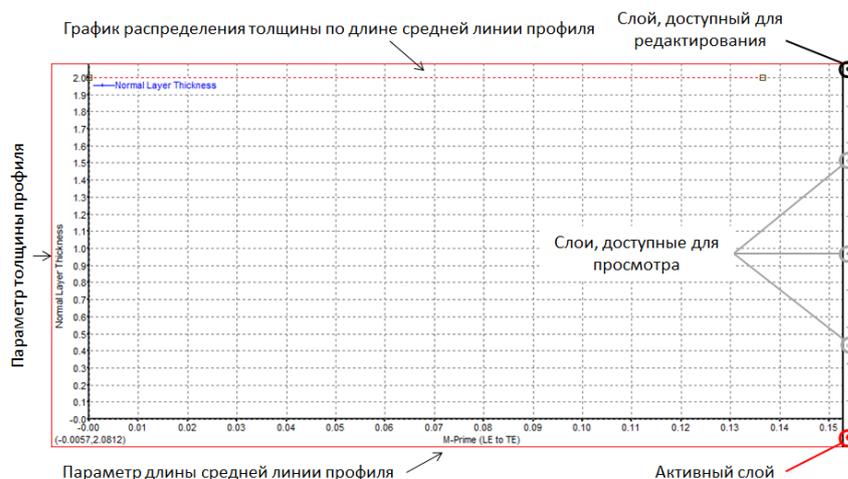


Рис. 1.46. Окно вида распределения толщины

По сути, симметричный профиль представляет собой некий закон распределения толщины сечения вдоль средней линии профиля, а очертания симметричного профиля – график данного закона. По этой причине вид распределения толщины представляет собой указанный график, по вертикальной оси которого отложен параметр толщины (непосредственно толщина *Normal Layer Thickness* или половины толщины к длине средней линии $\frac{1}{2} Norm Layer Thick (\% Camber Len)$), а по горизонтальной – параметр, характеризующий длину средней линии (осевая хорда M , относительная осевая хорда $M\%$ и другие). Сам график (профиль) отображается красной пунктирной линией.

С правой стороны окна находится панель выбора слоя. Данная панель полностью аналогична панели выбора слоя на виде распределения углов в сечениях лопатки (раздел 1.2.7).

Также как и на виде распределения углов разрешить/запретить редактирование распределения толщины по профилю на необходимых слоях возможно с помощью команды *Layer Control* выпадающего меню (рис.1.47) и вкладки *Thk Crv* панели *Layer Control Dialog* (рис.1.48).

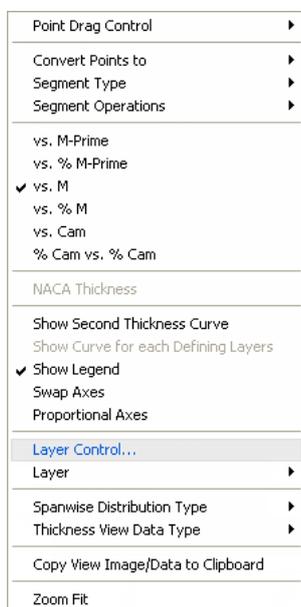


Рис. 1.47. Выпадающее меню

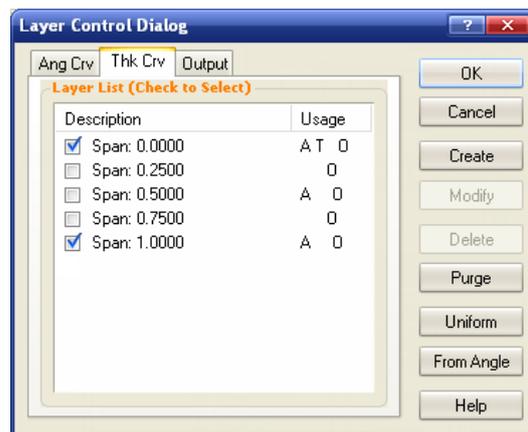


Рис. 1.48. Панель Layer Control Dialog

Стоит отметить, что распространенной практикой при профилировании лопаток является использование так называемых стандартных симметричных профилей. В программном комплексе *BladeGen* используется так называемый стандартный профиль *NASA* (рис. 1.49). Данный профиль является безразмерным, так как большинство параметров отнесены к длине средней линии симметричного профиля C (в русской терминологии данный параметр имеет обозначение $b_{сум}$), и характеризуется следующими безразмерными параметрами:

1. Отношением максимальной толщины профиля к длине средней линии симметричного профиля. В программном комплексе *BladeGen* данный параметр обозначается *Max Thk (T/C)*, в Российской практике данный параметр имеет обозначение [8, 9, 10]. Рекомендации по выбору параметра (*Max Thk (T/C)*) для осевых турбин следующие: для втулочного сечения $0,1 \dots 0,2$, для периферийного $0,5 \dots 0,1$.

2. Относительным положением максимальной толщины профиля вдоль его средней линии (*Max Location (X/C)*). Русский аналог данного параметра - [8, 9, 10]. Обычно данная величина находится в интервале $0,25 \dots 0,35$.

3. Безразмерным параметром *LE Param*, который характеризует радиус входной кромки. При *LE Param = 0*, входная кромка имеет нулевой радиус (острая). По мере увеличения данного параметра (рис. 1.49), радиус входной кромки возрастает. Диапазон возможного изменения данного параметра от 0 до 9.

4. Безразмерным параметром *Clip (x/C)* (дословно – относительная обрезка профиля). При значении данного параметра 1, выходная кромка имеет нулевой радиус. По мере уменьшения данного параметра профиль «подрезается» со стороны выходной кромки и её радиус увеличивается (рис.1.49). Таким образом, данный параметр позволяет хотя и косвенно, но контролировать радиус выходной кромки.

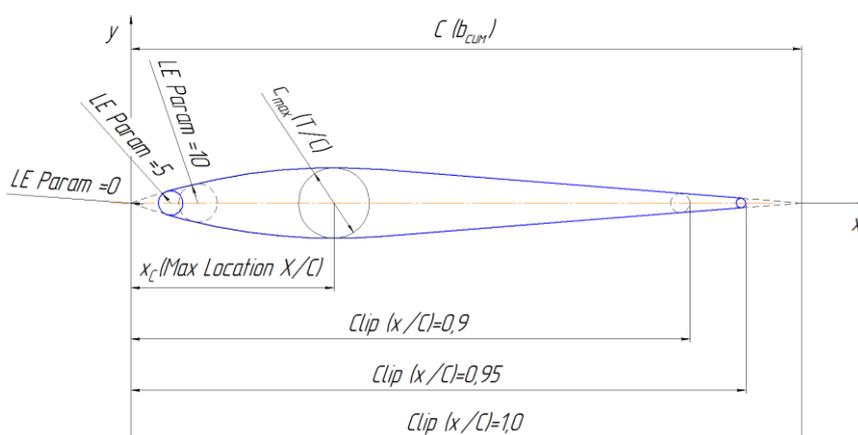


Рис. 1.49. Стандартный профиль NASA

Необходимо отметить, что отсутствие возможности непосредственно задавать значение радиуса входной/выходной кромки является одним из недостатков данного метода. Так как на величины радиусов входных/выходных кромок существуют определённые технологические ограничения (их значение должно быть не менее $0,25 \text{ мм}$), то при настройке параметров симметричного профиля необходимо контролировать значения радиусов входной и выходной кромки.

Шаг 18. Настройка толщины втулочного сечения

Для описания распределения толщины профиля втулочного сечения необходимо выполнить следующие действия:

1. Убедиться, что в панели выбора слоёв активным является втулочный слой. Для этого необходимо, чтобы красным цветом была подсвечена точка, относящаяся ко втулочному слою (рис. 1.50).

2. Щелкнуть ПКМ по свободному полю в окне вида настройки толщины и в выпадающем меню (рис. 1.47) выбрать команду *NASA Thickness*. В результате на экране появится меню *NASA Thickness Dialog* (рис. 1.51).

3. В меню *NASA Thickness Dialog* необходимо активировать опцию *Mod 4 Digit* (настройка профиля по 4 параметрам).

4. В меню *NASA Thickness Dialog* необходимо ввести следующие параметры:
 – в поле *Max Thk (T/C)* ввести значение относительной толщины лопатки, например $0,15$;

- в поле *Max Location (X/C)* ввести значение относительного положения максимальной толщины, например 0,3;
 - в поле *LE Param* ввести значение 8;
 - в поле *Clip (x/c)* оставить значение по умолчанию: 0,95.
5. Сделанные настройки подтверждаются нажатием кнопки *OK*.

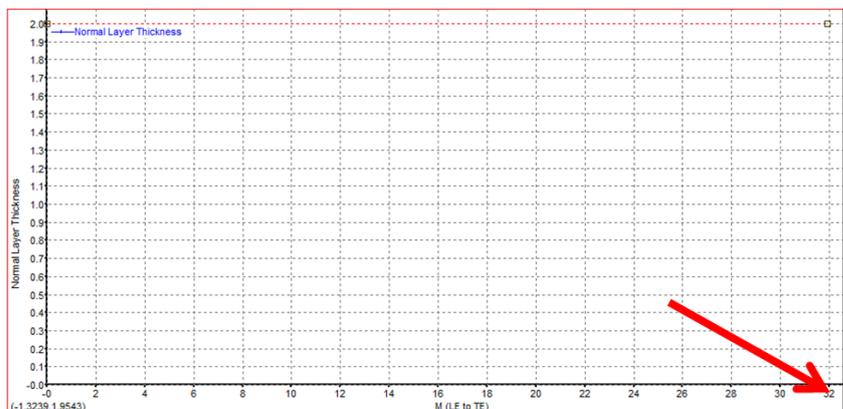


Рис. 1.50. Выбранный втулочный слой

В результате будет создан симметричный профиль *NASA* с указанными выше параметрами. Для того чтобы увидеть созданный профиль, необходимо щелкнуть ПКМ по свободному полю в окне вида распределения толщины и из выпадающего меню (рис. 1.47) и выбрать команду *Zoom Fit* (вписать в окно). На окне распределения толщины появится отображение симметричного профиля, точнее, его верхней половины (рис.1.52). Стоит отметить, что симметричный профиль на виде распределения толщины отображается в безразмерном виде: по вертикальной оси – половина толщины, отнесённая к длине средней линии *S* в процентах, по горизонтальной – относительная длина средней линии также в процентах. Отображение межлопаточного канала во втулочном сечении также поменяется после определения параметров симметричного профиля *NASA*.

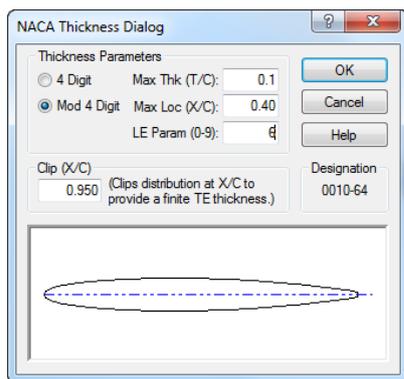


Рис. 1.51. Диалоговое окно NASA Thickness Dialog

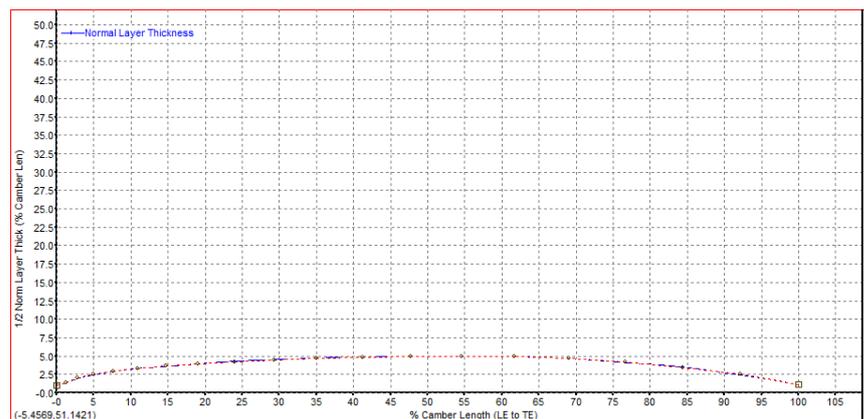
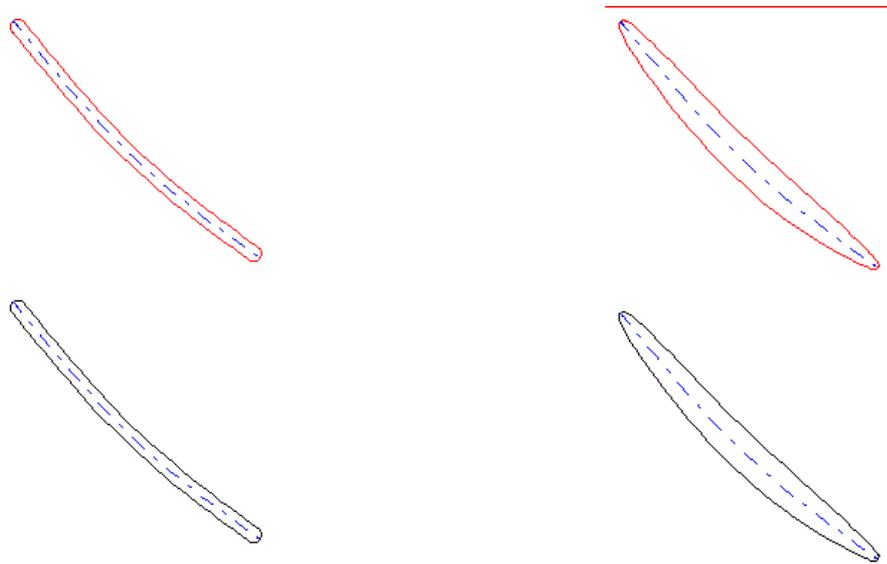


Рис. 1.52. Распределение толщины лопатки вдоль хорды построено согласно принятым настройкам

Для оценки величины радиусов входной и выходной кромок необходимо на дополнительной панели нажать на кнопку *LE/TE Parameter Graph*  (график параметров входной/выходной кромок). В результате в окне дополнительного вида появится график рас-

пределения по высоте малых и больших радиусов эллипсов входной и выходной кромок (рис. 1.54). Поскольку входные и выходные кромки выполнены в виде окружностей, значения малых и больших радиусов совпадают и равны радиусу окружности входной и выходной кромки.



а – межлопаточный канал до редактирования симметричного профиля

б – межлопаточный канал после редактирования симметричного профиля

Рис. 1.53. Результаты редактирования симметричного профиля

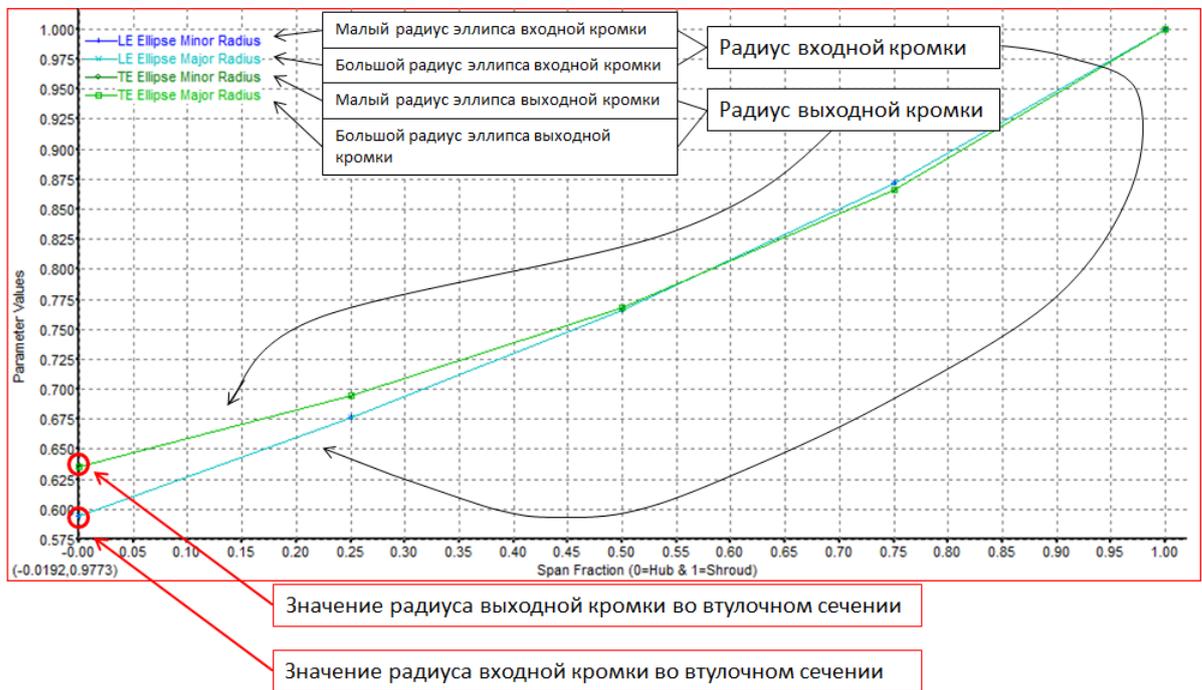


Рис. 1.54. График распределения по высоте лопатки радиусов входной и выходной кромок

По горизонтальной оси данного графика отложена относительная высота лопатки (*Span Fraction*). Значение относительной высоты лопатки равно 0 соответствует втулочному сечению, а равно 1 – периферийному. Вертикальная шкала – значение радиусов

кромки в мм. Как видно из рис. 1.54, радиусы входной кромки во втулочном сечении (*Span Fraction 0*) примерно равен 0,6 мм, а радиус выходной кромки – примерно 0,63мм. С точки зрения технологических ограничений данные значения радиусов входной и выходной кромок являются приемлемыми, соответственно, настройку параметров симметричного профиля во втулочном сечении можно считать завершённым.

В случае если радиус входной или выходной кромки не удовлетворяет технологическим ограничениям, их значения можно отредактировать с помощью параметра *LE Param* (для входной кромки) или параметра *Clip (x/C)* (для выходной кромки).

Как было показано выше, для увеличения радиуса входной кромки необходимо увеличить параметр *LE Param*. Для увеличения радиуса выходной кромки параметр *Clip (x/C)* необходимо уменьшить.

Шаг 19. Настройка толщины втулочного сечения

Настройка толщины периферийного сечения производится аналогично тому как это делалось применительно к втулочному сечению:

1. На панели выбора сечений активировать периферийное. Для этого необходимо щелкнуть ЛКМ по точке, советующей периферийному слою на указанной панели. После того как данный слой станет активным, точка должна стать красной (рис. 1.55).
2. Повторить действия, описанные в пунктах 2...5 шага 18.

После завершения редактирования симметричного профиля периферийного сечения график изменения радиусов входной и выходной кромок по высоте лопатки примет вид, показанный на рис. 1.56. На данном рисунке видно, что радиусы входных и выходных кромок лопатки во всех сечениях удовлетворяют технологическим ограничениям.

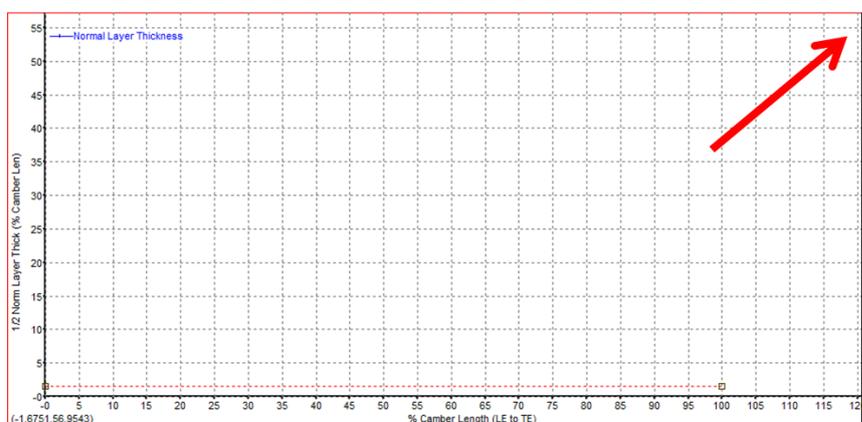


Рис. 1.55. Выбор периферийного сечения для редактирования

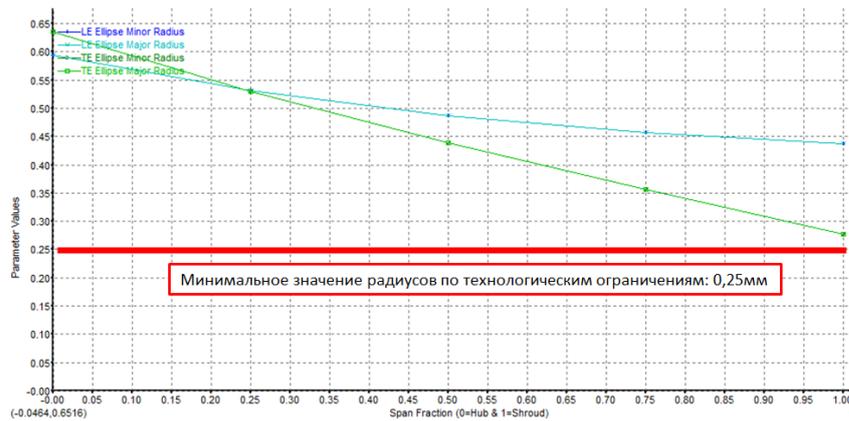


Рис. 1.56. Распределение по высоте радиусов входной и выходной кромок после настройки параметров втулочного и периферийного сечений

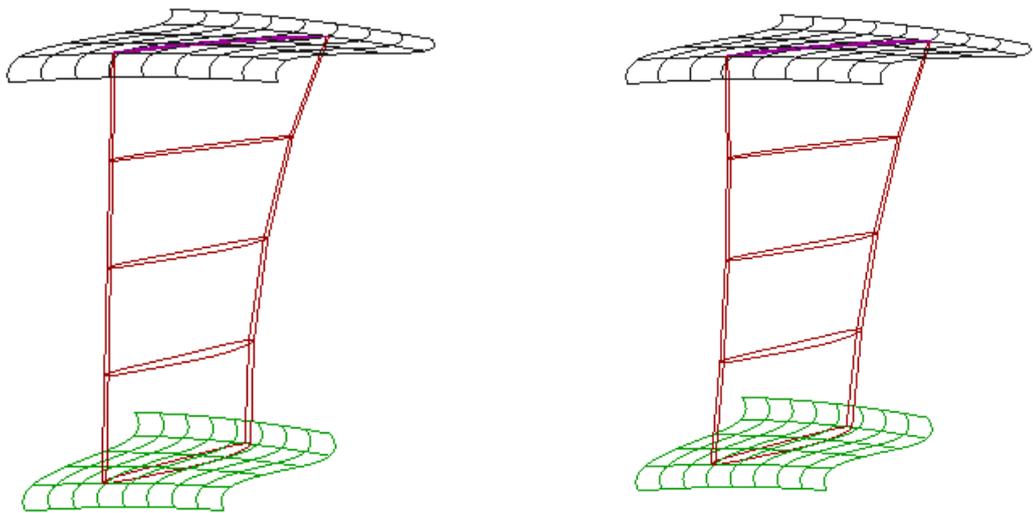
1.2.9 Увязка сечений лопатки по центрам масс

Основной нагрузкой, действующей на рабочую лопатку в процессе работы, является центробежная сила. С точки зрения прочности сечения лопатки в первом приближении целесообразно располагать друг относительно друга таким образом, чтобы центры их масс лежали на одном радиусе. В этом случае на лопатку будет действовать в основном только растягивающее напряжение от центробежных сил, а изгибающие силы будут минимальны.

Шаг 20. Расположение центров тяжести сечений лопатки вдоль радиуса

Для того, чтобы расположить сечения лопатки друг относительно друга таким образом чтобы из центры тяжести лежали на одном радиусе необходимо нажать на кнопку *3D View*  находящуюся на дополнительной панели. При помощи кнопок  и  на панели параметров трёхмерного отображения вывести в окне дополнительного вида каркасное отображение одной лопатки (рис. 1.57а).

На главном меню нажать перейти в меню *Tools* (инструменты) и в выпадающем списке выбрать команду *Stack Blade on Centroid* (центрировать лопатку) (рис. 1.58). Отображение лопатки в окне дополнительного вида хоть и незначительно, но изменится (рис. 1.57б). Стоит отметить, что характеристики сечений при этом не поменяются: изменится лишь взаимное расположение сечений лопатки друг относительно друга.



a – лопатка до центрирования

б – лопатка после центрирования

Рис. 1.57. Каркасное отображение лопатки

1.2.10 Анализ геометрических характеристик спрофилированной лопатки

После выполнения операции центрирования лопатку можно считать спрофилированной. Однако на заключительном этапе необходимо выполнить анализ основных геометрических характеристик лопатки.

Шаг 21. Анализ распределения площади сечений по высоте лопатки

По прочностным соображениям необходимо, чтобы по мере увеличения радиуса площадь сечений лопатки снижалась. Максимальная площадь должна быть во втулочном сечении, минимальная – на периферийном. Для того чтобы оценить закон изменения площади сечений по высоте лопатки необходимо нажать на кнопку *Airfoil Area Graph* (график изменения площади сечений)  на дополнительной панели. В результате в окне дополнительного вида появится график изменения площади сечений по высоте лопатки (рис. рис. 1.59). По горизонтальной оси данного графика отложена относительная высота лопатки (*0* - втулочное сечение, *1* - периферийное), по вертикальной – площадь сечения пера лопатки в $мм^2$. По графику, изображенному на рис. 1.59, видно, что:

1. площадь сечений лопатки снижается по мере увеличения её высоты;
2. площадь втулочного сечения составляет примерно $160 мм^2$, периферийного - $100 мм^2$, а отношение площади втулочного сечения к периферийному равно $160/100=1,6$.

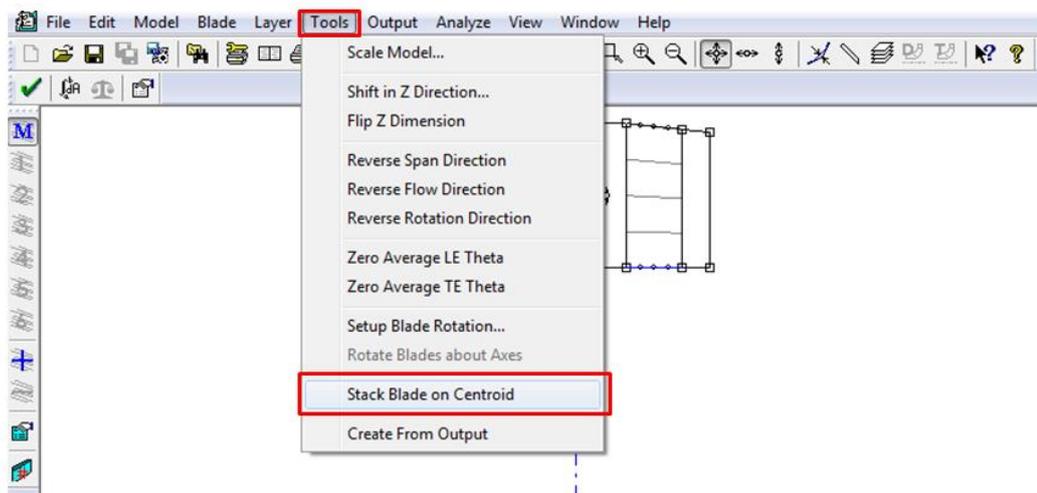


Рис. 1.58. Команда Stack Blade on Centroid

Для рабочих лопаток осевых турбин для достижения приемлемого уровня напряжения во втулочных сечениях целесообразно, чтобы площадь данного сечения была не менее чем в 3...4 раза больше, чем площадь периферийного.

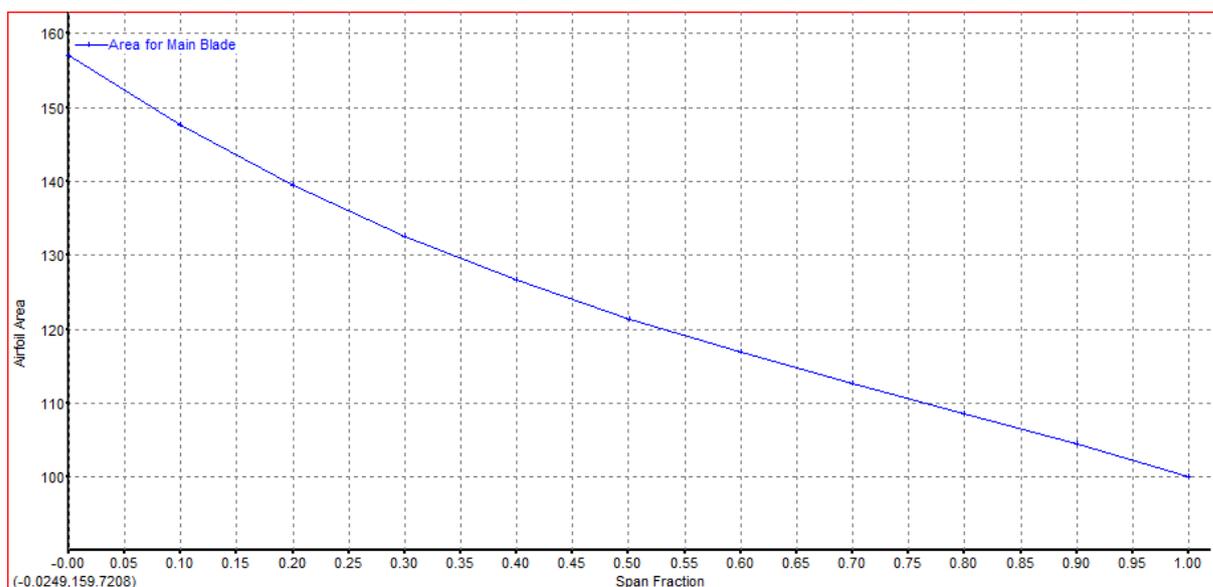


Рис. 1.59. График изменения площади сечений лопатки по ее высоте

В случае если на графике изменения площади сечений по высоте лопатки площадь периферийного сечения окажется больше, чем втулочного, возможно несколько способов корректировки формы лопатки:

1. Редактирование толщин лопаток в контрольных сечениях. Для этого нужно вернуться на шаг 18 (настройка параметров симметричного профиля во втулочном сечении) и ввести более высокое значение параметра максимальной толщины *Max Thk (T/C)* втулочного сечения. На шаге 19 (настройка параметров симметричного профиля в периферийном сечении) ввести более низкое значение параметра максимальной толщины *Max Thk (T/C)* для периферийного сечения. При выполнении данных корректировок не стоит забывать о контроле радиусов входных и выходных кромок.

2. Уменьшение ширины лопаточного венца в периферийном сечении. Для этого необходимо нажать левой кнопкой мышки на точку пересечения входной кромки с периферийным обводом и, не отжимая левую кнопку, сместить данную точку по потоку примерно на $1/6$ часть ширины лопатки в периферийном сечении. Затем аналогичным образом передвинуть вверх по потоку точку пересечения выходной кромки с периферийным обводом. В результате, лопатка должна принять вид, похожий на рис. 1.60. После этого необходимо заново повторить все шаги, начиная с 18.

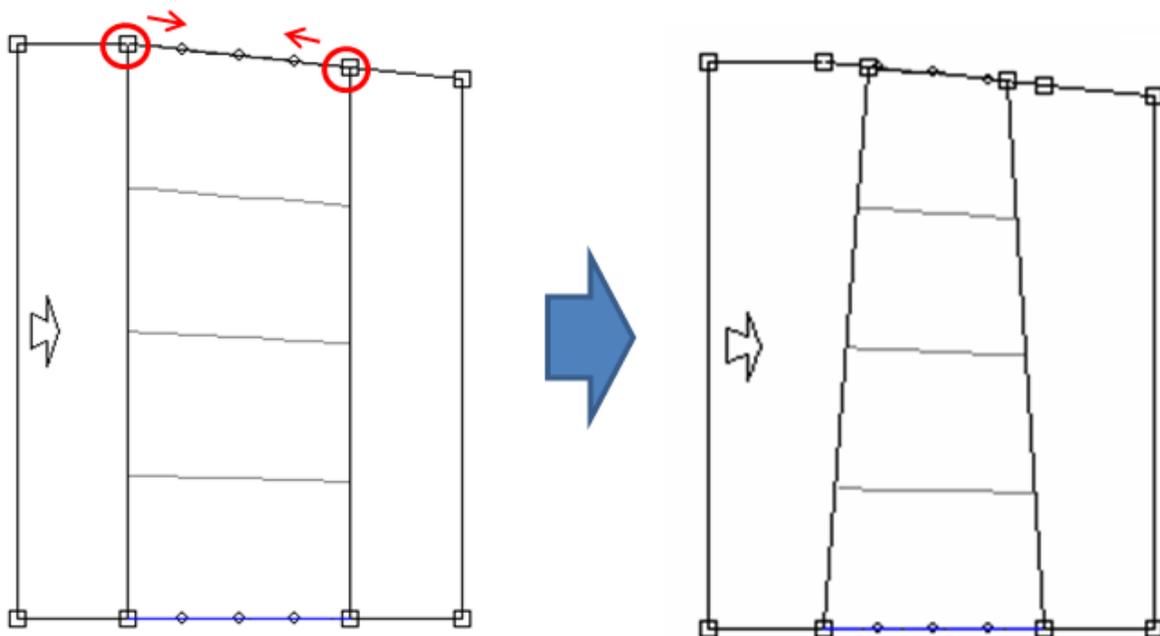


Рис. 1.60. Редактирование ширины лопаточного венца в периферийном сечении

Шаг 21. Анализ основных интегральных характеристик сечений лопатки

Для того чтобы просмотреть основные интегральные характеристики сечений профилированной лопатки необходимо нажать на кнопку *Information Table, All Layers*  (информационное окно, все слои).

В окне дополнительного вида появится в текстовом виде информация о геометрических параметрах сечений лопатки (рис. 1.61).

Массив данных о каждом конкретном сечении начинается с информации о сечении, а именно о его расположении в величинах относительной высоты лопатки (*Layer:Span*). Значение относительной высоты лопатки 0 соответствует втулочному сечению, $0,5$ – среднему, 1 – периферийному.

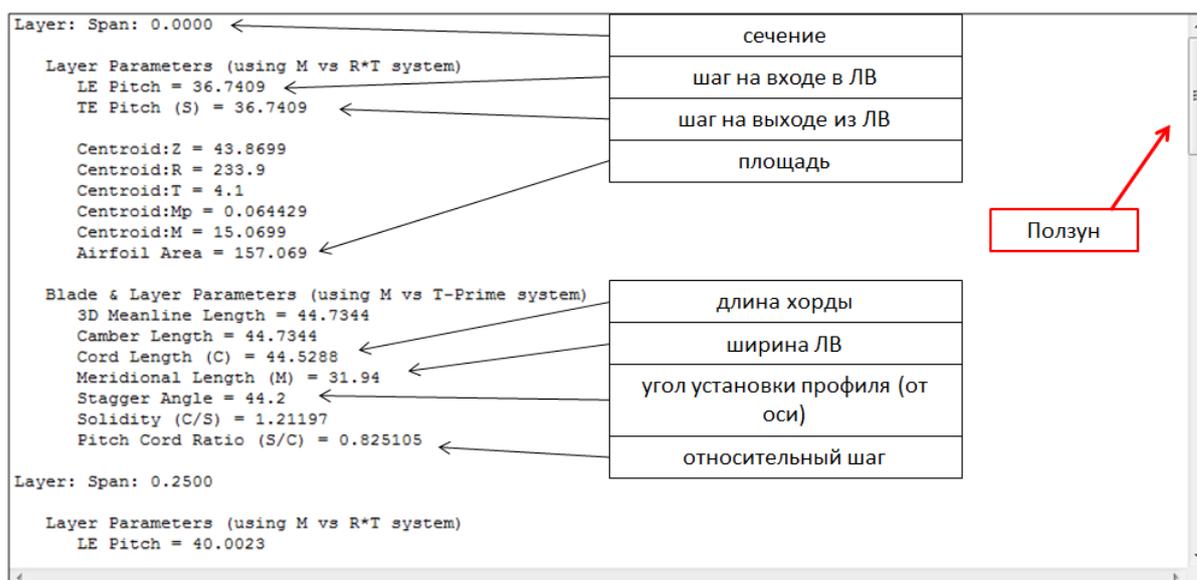


Рис. 1.61. Окно дополнительного вида с информацией о сечениях лопаток

Среди геометрических данных, которые выводятся, особое внимание необходимо обратить на следующие параметры:

- шаг по выходному фронту ЛВ (*TE Pitch (S)*);
- площадь сечения (*Airfoil Area*);
- длина хорды сечения (*Cord Length (C)*);
- ширина лопатки в данном сечении (*Meridional Length (M)*);
- угол установки профиля, отсчитываемый от оси компрессора (*Stagger Angle*);
- относительный шаг (*Pitch Cord Ratio (S/C)*).

На этом профилирование лопаточного венца можно считать завершённым и необходимо выполнить сохранение работы. Для этого необходимо нажать на кнопку *Save* (сохранить)  на главной панели, либо в главном меню выполнить команду *File* → *Save*. После этого рабочее окно программного комплекса *BladeGen* можно закрыть.

1.3 Передача геометрии созданного лопаточного венца в программу TurboGrid для построения сетки конечных элементов

Шаг 22. Передача геометрии созданного лопаточного венца в программу TurboGrid для построения сетки конечных элементов

На текущем этапе имеется полностью описанная геометрия лопатки РК в программе *BladeGen*. Необходимо, опираясь на нее, создать расчетную модель течения газа в РК и разбить ее структурной сеткой КЭ. Эти действия удобно проводить в программе *TurboGrid*.

Как было отмечено выше, создание конечноэлементной модели течения в РК ЦБК происходит под управлением программной оболочки *Ansys Workbench*. Ее использование позволяет полностью автоматизировать процесс передачи информации о геометрии лопаток из *BladeGen* в *TurboGrid* и далее.

Чтобы организовать процесс передачи данных, необходимо в окне построения структурных схем в блоке *BladeGen* щелкнуть ПКМ на пункте *Blade Design*. В результате появится меню, в котором следует выбрать команду *Transfer Data to New* (передать данные) → *TurboGrid* (рис. 1.62). После этого в структурной схеме, правее блока *BladeGen*, появится блок *Turbo Grid*, связанный с первым (рис. 1.63).

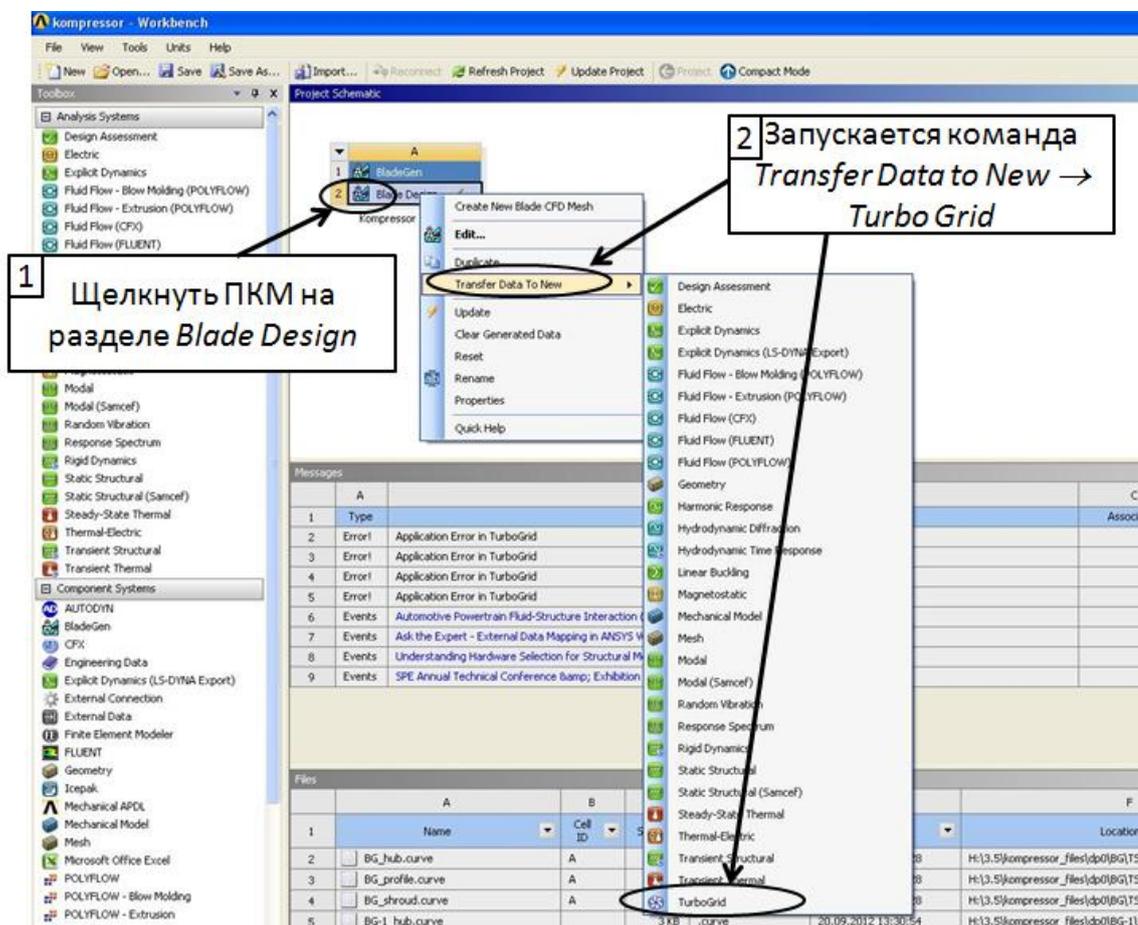


Рис. 1.62. Установление связи программ *BladeGen* и *TurboGrid* в *Ansys Workbench*

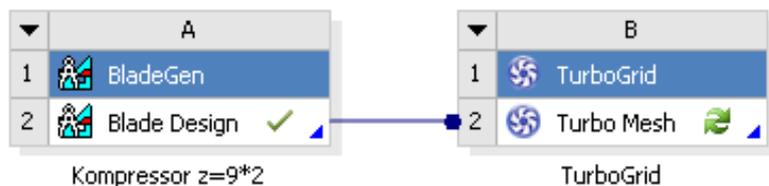


Рис. 1.63. Связанные блоки программ *BladeGen* и *TurboGrid* на структурной схеме *Ansys Workbench*

После этого необходимо запустить программу *TurboGrid*, дважды щелкнув ЛКМ на пункте *Turbo Mesh*. В эту программу будет автоматически загружена лопатка РК ЦБК, описанная в *BladeGen*, и на ее основе будет сформирована геометрия расчетной области (рис. 1.64).

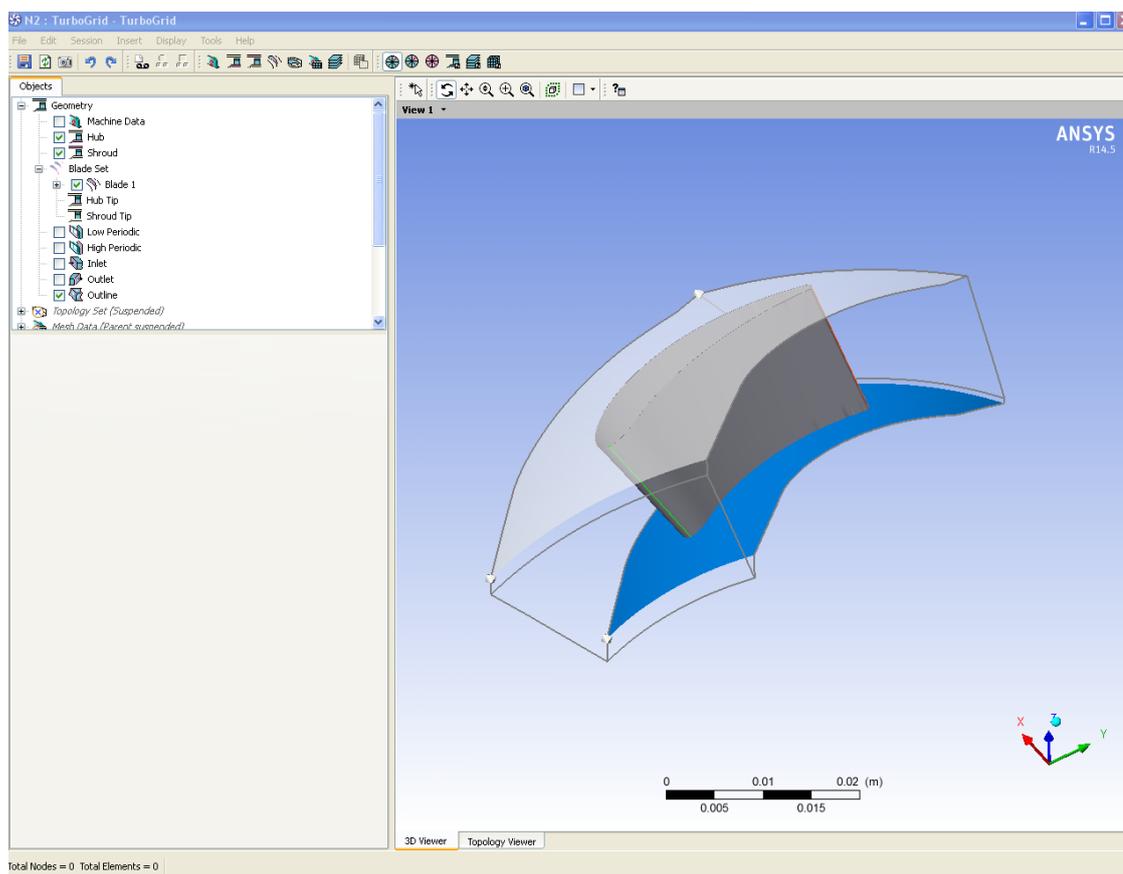


Рис. 1.64. Окно программы TurboGrid с автоматически сформированной расчетной областью

1.4 Создание конечно-элементной модели рабочего процесса в лопаточном венце в программе Turbo Grid

1.4.1 Коррекция геометрии расчетной области

Шаг 23. Проверка и коррекция свойств элементов загруженной геометрии

Загруженная геометрия была отображена с настройками, заданными по умолчанию. Можно просмотреть эти настройки детально, дважды кликнув ЛКМ по элементам в дереве проекта: *Machine Data*, *Hub*, *Shroud*, *Blade Set*, *Blade 1*. При этом открываются соответствующие диалоговые окна (рис. 1.65), где можно увидеть введенные ранее данные: число лопаток и ось вращения - в *Machine Data*, единицы измерения и соответствующие файлы в *Hub*, *Shroud* и *Blade Set*.

Кроме того, в данном меню задаются и другие свойства элементов. Так, например, раскрыв закладку *Hub*, можно настроить свойства втулочного меридионального обвода. В частности, можно видеть, что тип кривой (*Curve Type*), проходящей через точки, взятые из файла, по умолчанию установлен как *BSpline*. Это означает, что точки соединяются базисным сплайном (в *TurboGrid* используется кубический сплайн Безье). Если втулочный обвод состоит из отрезков прямых отрезков, то в поле *Curve Type* выбирается элемент *Piecewise Linear* (кусочно-линейное представление). Выбор следует подтвердить, нажав кнопку *Apply* (Применить).

Описанные действия нужно повторить для периферийного обвода (*Shroud*), иначе неправильное соединение точек приведет к неправильному представлению геометрии (рис. 1.66).

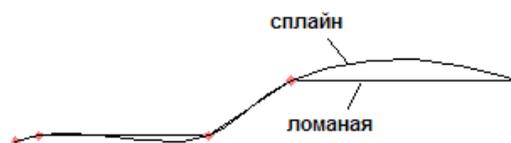
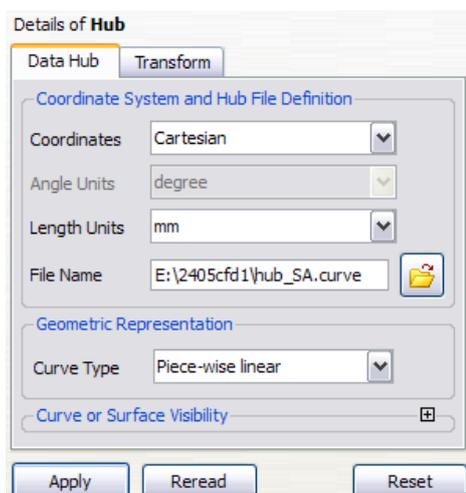


Рис. 1.66. К описанию ошибок задания геометрии из-за неверного типа линии

Рис. 1.65. Окно редактирования свойств втулочного обвода

Шаг 24. Задание величины радиального зазора

У рабочих лопаток между верхним торцом и корпусом имеется радиальный зазор, оказывающий существенное влияние на рабочий процесс в ступени. Поэтому при моделировании газодинамических процессов в турбомашине его следует обязательно учитывать. Для того, чтобы в программе *TurboGrid* описать наличие радиального зазора и его величину, необходимо в дереве объектов дважды щелкнуть ЛКМ по элементу *Shroud Tip* (зазор на периферии), находящимся в элементе *Blade Set*. В появившемся меню следует задать способ описания зазора: расстояние по нормали (*Tip Option* → *Normal Distance*) и ввести величину зазора (*Tip Clearance* → *0,3 [mm]*), не забыв нажать кнопку *Apply* (рис. 1.67) для принятия изменения. После этого зазор станет заметным в окне визуализации.

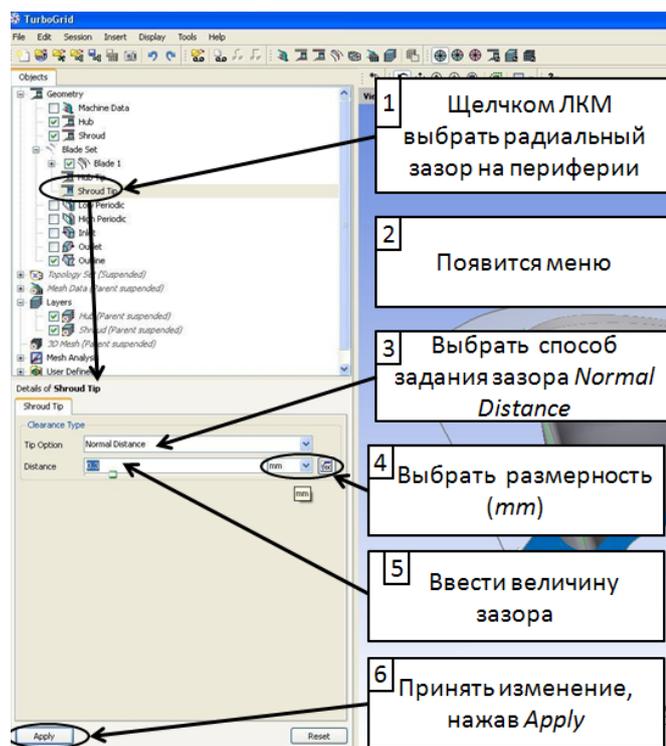


Рис. 1.67. Задание величины радиального зазора в лопаточном венце

Шаг 25. Коррекция входной и выходной границ расчетной области

Положение входной и выходной границ расчетной области для численного моделирования через РК компрессора было задано в программе *Blade Gen* в разделе 1.2.6. Именно на основании этих данных в программе *TurboGrid* был сформирован каркас, в пределах которого может находиться расчетная область (рис. 1.64). Однако из рис. 1.65 видно, что втулочные и периферийные поверхности, построенные автоматически, не доходят до желаемых границ расчетной области. Для устранения данного несоответствия пользователю необходимо уточнить положение входной или выходной границ расчетной области и при необходимости скорректировать его.

Для коррекции входной границы необходимо ЛКМ выбрать пункт *Inlet* в дереве проекта. В поле *Curve*, которое появится ниже, следует выбрать точку входной границы, лежащую на втулке *Low Hub Point*. Чтобы исправить осевую координату выбранной точки необходимо в левом окне поля *Location* ввести желаемое значение и подтвердить выбор нажатием кнопки *Apply* (рис.1.68).

Аналогичным образом следует скорректировать осевую координату точки лежащей на периферийном обводе (*Low Shroud Point*) (рис.1.68).

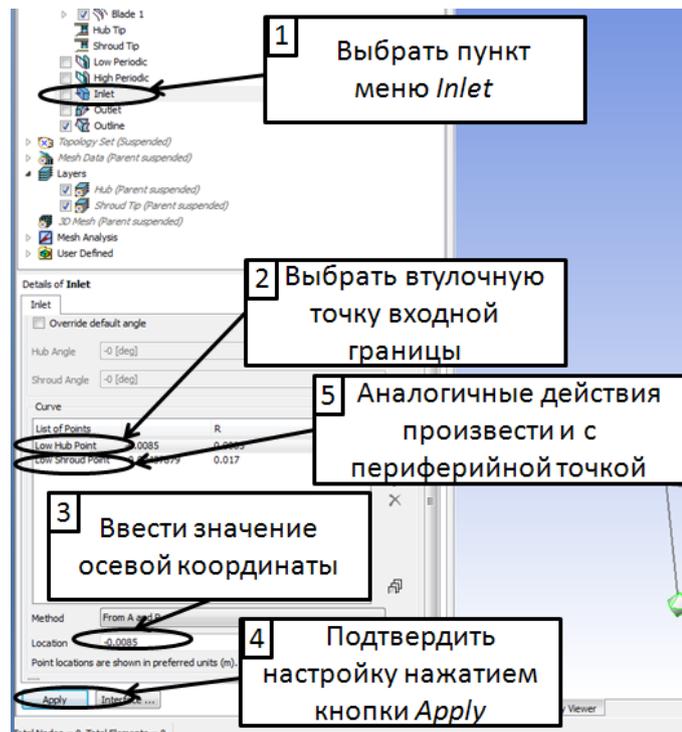


Рис. 1.68. Коррекция входной границы расчетной области

Коррекция выходной границы расчетной области осуществляется в пункте *Outlet* дерева проекта так же, как это делалось для входа. Для этой границы важно чтобы радиальный размер соответствовал принятому значению (рис. 1.69).

1.4.2 Построение конечно-элементной модели

На следующем этапе следует, опираясь на полученную геометрическую модель, дискретизировать область течения, разделив ее на конечные элементы (КЭ). При этом для повышения точности расчета, сетка КЭ должна быть структурированной. То есть конечные элементы должны иметь форму гексаэдра, его грани должны быть ориентированы параллельно или перпендикулярно линиям тока, а форма фигуры должна стремиться к параллелепипеду.

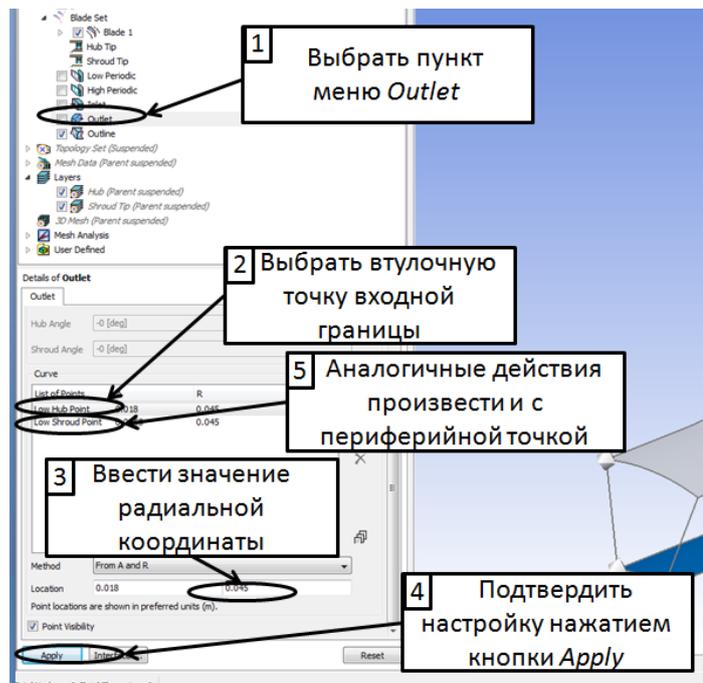


Рис. 1.69. Коррекция выходной границы расчетной области

Построение сетки в программе *TurboGrid* выполняется в полуавтоматическом режиме.

Шаг 26. Включение автоматического обновления сетки

Внимание! Данный шаг следует выполнить обязательно, без него дальнейшее построение сетки невозможно.

После выполнения каждой операции *TurboGrid* полностью автоматически перестраивает расчетную модель, а также связанные с ней топологию и сетку (если они были ранее описаны). Этот процесс при редактировании созданной модели занимает продолжительное время и мешает работе. Поэтому по умолчанию автоматическое перестроение модели отключено. При этом становятся недоступными опции настройки топологии и сетки конечных элементов. В этой связи, прежде чем переходить к построению сетки, автоматическое перестроение расчетной модели следует включить.

Для этого нужно щелкнуть ПКМ на элементе *Topology Set*, находящемся в дереве проекта, и в появившемся всплывающем меню убрать галочку *Suspend Object Updates* (подавить обновления объекта) (рис. 1.70). При этом элемент *Topology Set* из неяркого станет ярким (активным), напротив него исчезнет надпись *Suspended* (подавлено), и произойдет построение топологии сетки в соответствии с настройками, имеющимися в программе по умолчанию. Этот процесс занимает некоторое время (рис. 1.70).

Шаг 27. Описание топологии сетки

При наложении сетки конечных элементов на расчетные области сложной геометрии, например, турбомашин, зачастую единственным способом получить качественную ортогональную сетку является применение блочной структуры. Смысл такого подхода заключается в разделении геометрии расчетной области на блоки, каждый из которых может быть гарантировано разбит качественной сеткой. Этот подход в автоматизированном режиме реализуется в программе *TurboGrid*.

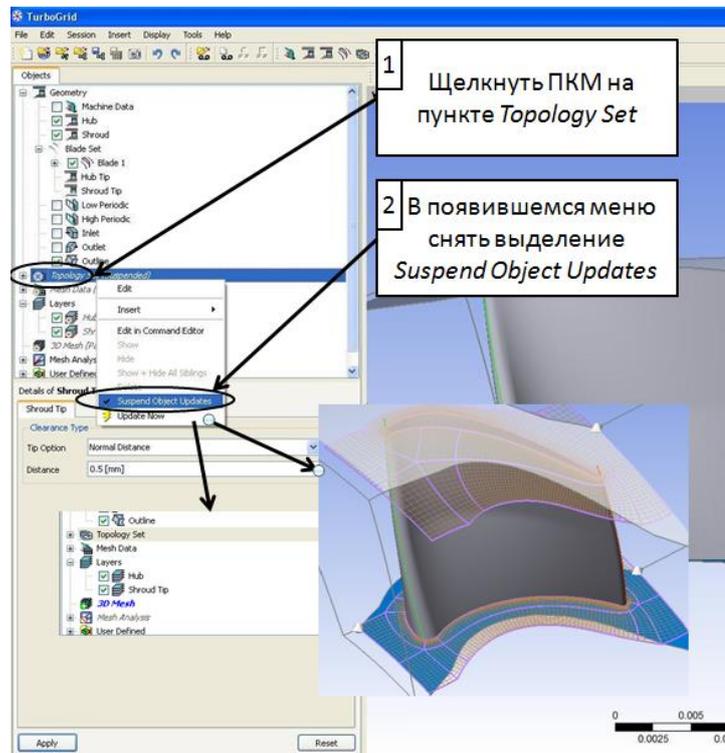


Рис. 1.70. Включение автоматического обновления сетки

В ней построение сетки конечных элементов начинается с разделения геометрии на структурные блоки. Принципиальная схема разделения геометрии на блоки в программе носит название топологии (*Topology*). В программе *TurboGrid* построение топологии может быть произведено в полностью автоматическом режиме. Причем его использование в подавляющем большинстве случаев позволяет получить высококачественную сетку конечных элементов в межлопаточном канале без вмешательства со стороны пользователя.

Для того, чтобы произвести построение топологии в автоматическом режиме необходимо дважды щелкнуть ЛКМ в дереве объектов на пункте *Topology Set*. В появившемся меню, в списке *Topology Definition*→*Placement*, следует выбрать пункт *ATM Optimized* и подтвердить выбор нажатием кнопки *Apply* (рис. 1.71 и 1.72).

Шаг 28. Задание густоты сетки.

После того как топология определена необходимо задать число узлов в КЭ-сетке и места ее сгущения. Это производится в меню *Mesh Data* (рис. 1.73), которое вызывается двойным щелчком ЛКМ на соответствующем пункте в дереве. В появившемся меню следует выбрать требуемое число узлов сетки.

По умолчанию в меню *Mesh Data* выбрана опция *Coarse*, что соответствует грубой сетке, имеющей 20000 узлов. Для качественных расчетов такое число элементов является недостаточным, однако, для решения учебного примера это вполне приемлемо. Остальные настройки в меню *Mesh Data* можно оставить по умолчанию. Единственное, что нужно изменить - это задать опцию *Near Wall Element Size Specification* (Описание размера пограничного элемента). Метод задания (*Method*) нужно поставить *y+*, значение числа Рейнольдса, характерного для данного венца – 510000. Эта опция позволяет сгустить сетку конечных элементов в области пограничного слоя, для более качественного его описания.

По завершении задания всех полей нужно подтвердить кнопкой *Apply* все выбранные настройки.

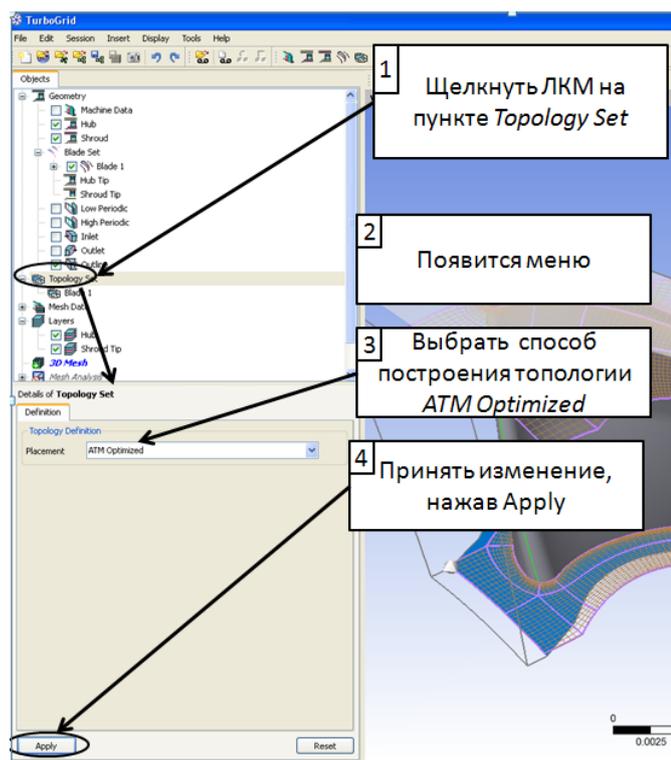


Рис. 1.71. Описание топологии сетки в автоматическом режиме

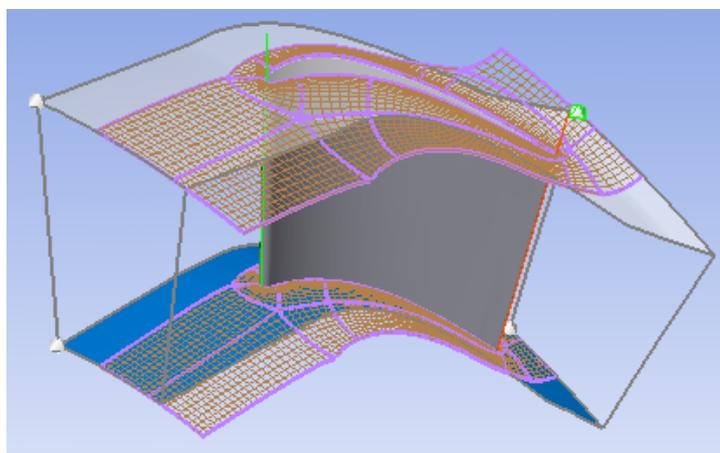


Рис. 1.72. Геометрия расчетной области с нанесенной топологией сетки

После задания параметров сетки можно перейти в меню *3D Mesh* (трехмерная сетка), дважды щелкнув по нему в дереве проекта (рис. 1.73). В нем приводится точная информация о количестве узлов (*Node Count*) и элементов (*Element Count*) в расчетной области и её отдельных элементах.

Шаг 29. Генерация сетки конечных элементов

Теперь, когда топология сетки была полностью определена и выбрано число конечных элементов, можно ее сгенерировать, нажав кнопку *Mesh* в главном меню программы *TurboGrid* (рис. 1.75).

При этом будет создана трехмерная сетка заданной густоты (рис. 1.76) и станет активным анализ качества сетки (*Mesh Analysis*) в дереве проекта.

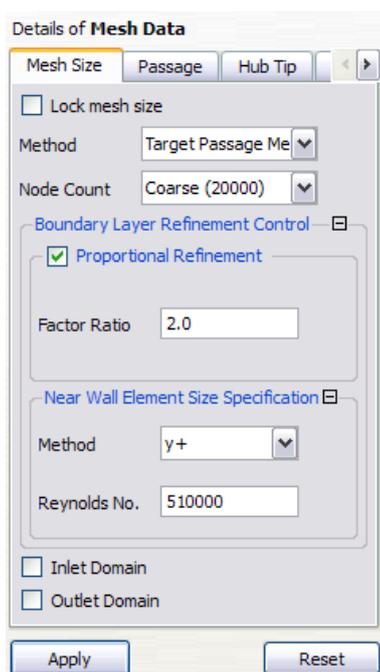


Рис. 1.73. Меню Mesh Data

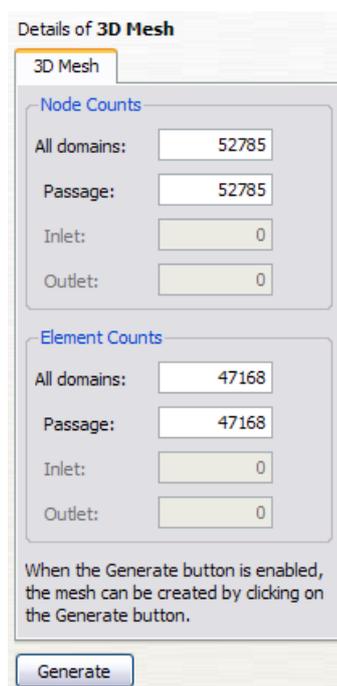


Рис. 1.74. Меню 3D-Mesh

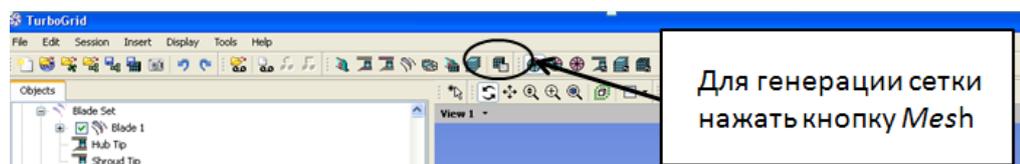


Рис. 1.75. Генерация сетки конечных элементов

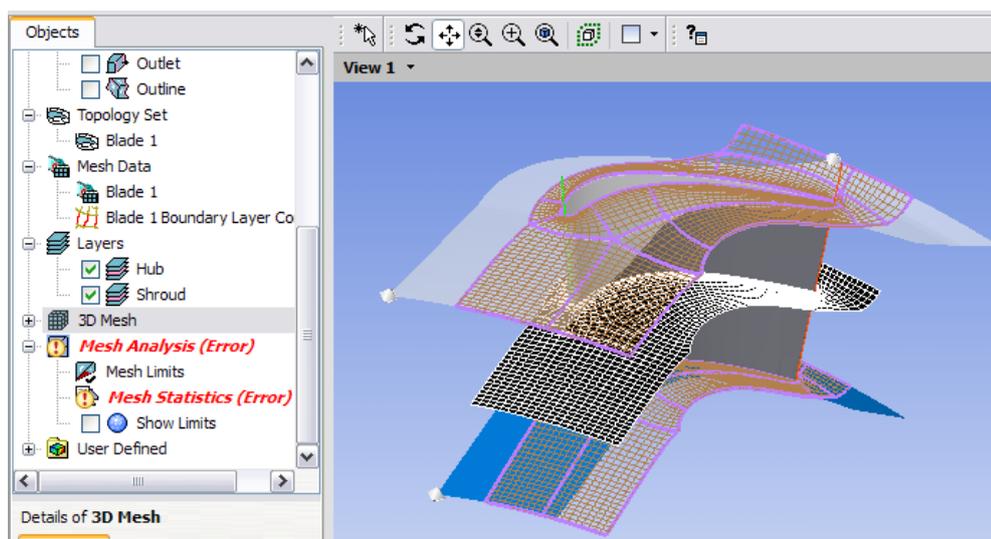


Рис. 1.76. Сетка конечных элементов и активный элемент Mesh Analysis

Шаг 30. Анализ качества сетки

После построения сетки необходимо оценить качество сетки. Он выполняется с помощью следующих критериев:

- *Maximum (Minimum) Face Angle* – максимальный (минимальный) угол между ребрами всех ячеек, которые сходятся в узле, мера скошенности сетки, для абсолютно ортогональной сетки равен 90° .
- *Maximum Element Volume Ratio* – отношение объемов максимальной и минимальной ячеек, касающихся узла.
- *Minimum Volume* – минимальный объем ячейки, должен иметь неотрицательное значение.
- *Maximum Edge Length Ratio* – отношение длин наибольшего и наименьшего ребер ячеек, касающихся узла.
- *Maximum Connectivity Number* – максимальное количество соединений ячейки.

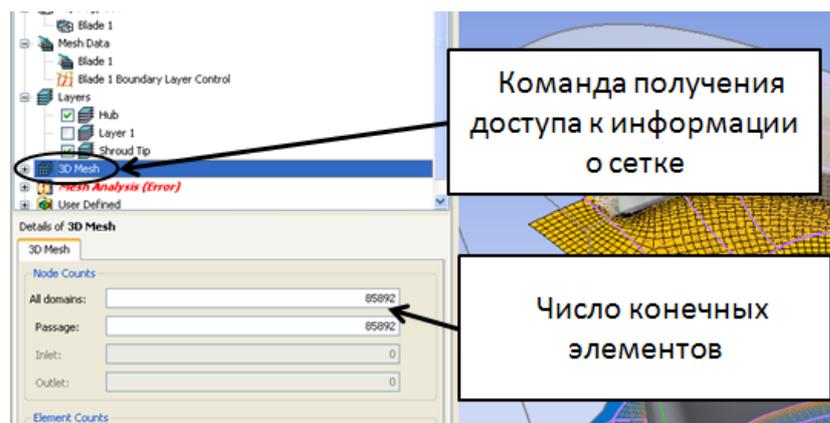


Рис. 1.77. Просмотр информации о секте конечных элементов

Для всех параметров установлены рекомендуемые диапазоны значений. Если один из параметров имеет значение, выходящее за пределы рекомендованных по умолчанию диапазонов, то повышается погрешность расчета и появляется вероятность отказа решателя.

Для оценки качества построенной сетки в программе *TurboGrid* производится с помощью команды *Mesh Analysis*, вызов которой происходит двойным щелчком ЛКМ на соответствующем пункте в дереве проекта.

Параметры качества сетки, величина которых выходит из рекомендованных диапазонов в меню *Mesh Analysis* (рис. 1.78) также окрашивается красным цветом и выделяется восклицательным знаком. Если щелкнуть на любой из них ЛКМ, то в окне визуализации будут показаны ячейки, в которых значения выбранного критерия качества выходят за рекомендованные пределы (рис. 1.79).

Критерии качества сетки в зависимости от важности ранжируются следующим образом (в порядке убывания важности):

- минимальный объем – всегда должен быть неотрицательным;
- максимальный/минимальный угол ячейки – максимальное значение - 165 , минимальное - 15 . Тем не менее, приемлем выход за рамки.
- отношение длин ребер – допустим перебор свыше 100 единиц;
- отношение объемов элементов с одним узлом – это требование не является обязательным;
- число связей – это требование не является обязательным.

Критерии *Maximum Element Volume Ratio* и *Maximum Edge Length Ratio* не являются критичными и, если они выходят за допустимые пределы, на это можно закрыть глаза (рис. 1.79).

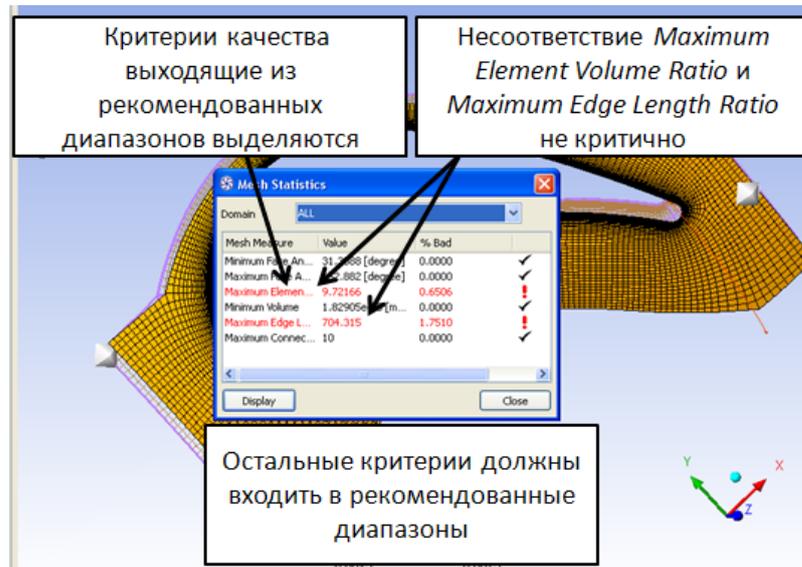


Рис. 1.78. Меню проверки качества сетки

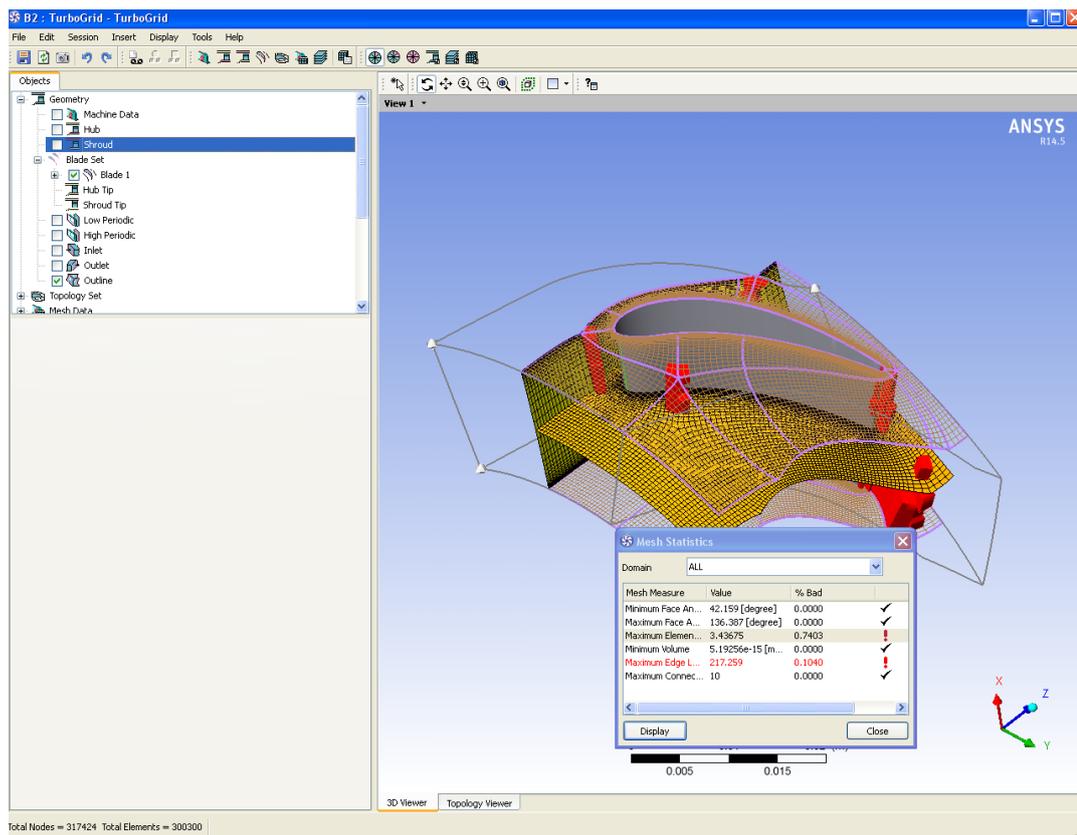


Рис. 1.79. Ячейки, значение выбранного параметра качества которых выходят за рекомендованный диапазон

Если величины других критериев качества сетки выходят за рекомендованные значения, то требуется коррекция топологии. Однако при использовании топологии *ATM Optimized* в большинстве случаев качество сетки получается приемлемым.

Шаг 31. Сохранение конечно элементной модели

На этом построение сетки завершено, ее нужно сохранить, нажав кнопку *Save Mesh As* (). В появившемся окне нужно указать имя файла – «SA» и нажать кнопку *Save* (сохранить). При этом по умолчанию создается файл для *Ansys CFX* с расширением *.gtm - SA.gtm. После этого можно сохранить настройки *TurboGrid*, нажав на клавиатуре сочетание клавиш *Ctrl+S* (или выбрав пункт меню *File->Save State*).

Таким образом, была создана расчетная сетка для одного лопаточного венца ступени. Аналогичным образом необходимо сделать расчетные модели всех остальных венцов, входящих в исследуемую турбину.

1.5 Создание расчётной модели ступени турбины в препроцессоре *Ansys CFX-Pre*

Для того, чтобы провести расчет течения в ступени турбины, необходимо на базе созданных в разделе 1.1...1.4 конечно-элементных моделей СА и РК создать расчётную модель турбины. Для этого нужно специальным образом соединить КЭ-модели СА и РК, задать соответствующие параметры расчёта (свойства рабочего тела, скорость вращения РК) и наложить граничные условия. Это делается в модуле *Ansys CFX-Pre*.

Шаг 32. Запуск программы *Ansys CFX*

Создание численной модели исследуемой турбины на базе, созданных ранее расчетных моделей ее компонентов, расчет и обработка его результатов осуществляется в программе *Ansys CFX*, входящей в состав программного комплекса *Ansys Workbench*.

Для того чтобы запустить *Ansys CFX* таким образом, чтобы созданные ранее расчетные модели венцов были автоматически загружены в программу необходимо выполнить следующие действия.

- щелкнуть ПКМ на пункте *Turbo Mesh* подблока *Turbo Grid*;
- в появившемся списке выбрать команду *Transfer Data to New*;
- во втором открывшемся списке выбрать *CFX* (рис. 1.80).

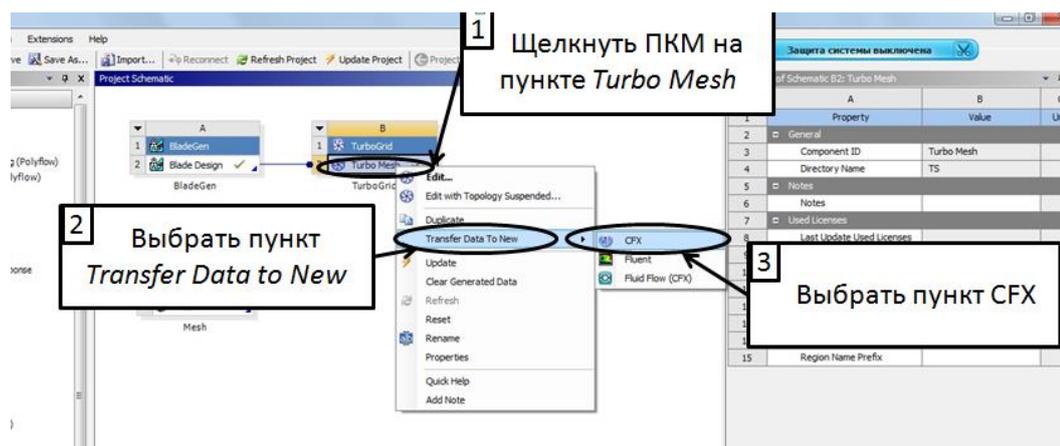


Рис. 1.80. Добавление программы *Ansys CFX* в проект

В результате, в окне построения структурных схем *Ansys Workbench*, появится блок *CFX*, связанный с блоком *TurboGrid* (рис. 1.81).

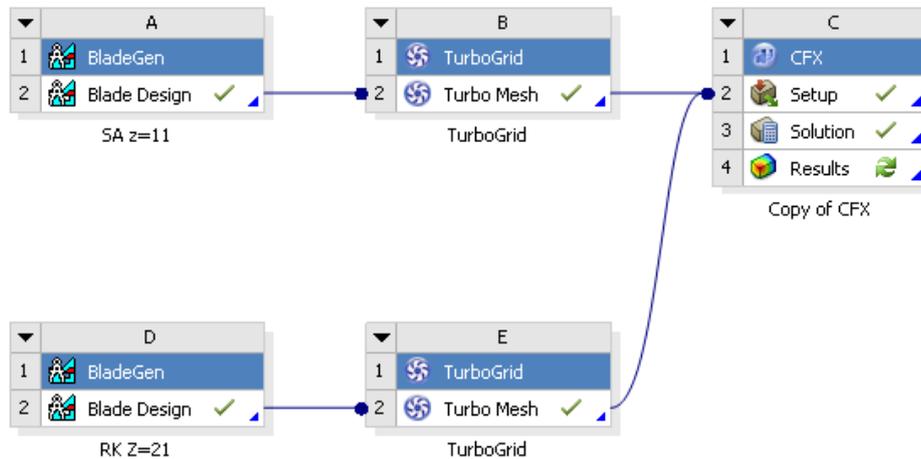


Рис. 1.81. Вид области построения структурных схем после добавления модуля *Ansys CFX*

После этого следует дважды щелкнуть ЛКМ на строке *Setup* блока *CFX*. В результате откроется окно препроцессора (модуля создания численной модели) программы *Ansys CFX Pre* с загруженной в нее расчетной моделью РК (рис. 1.82).

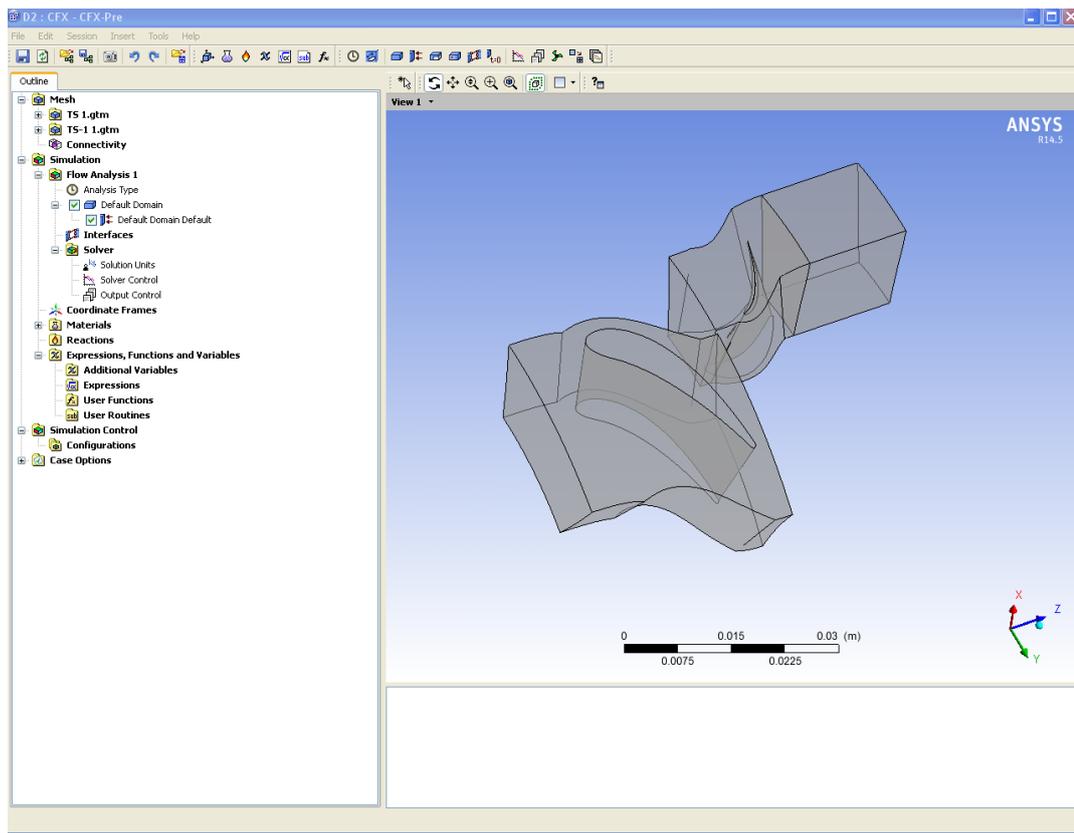


Рис. 1.82. Окно программы *Ansys CFX Pre* с загруженными моделями лопаточных венцов

Шаг 33. Запуск турбошаблона

Программный комплекс *Ansys CFX Pre* имеет специальный шаблон *Turbo*, который помогает пользователю в автоматизированном режиме создать расчетную модель рабочего процесса в турбомашине, значительно сократив трудоемкость ее описания. Для запуска

турбошаблона необходимо в верхнем меню выбрать пункт *Tools* и в появившемся списке активировать команду *Turbo Mode* (рис. 1.83).

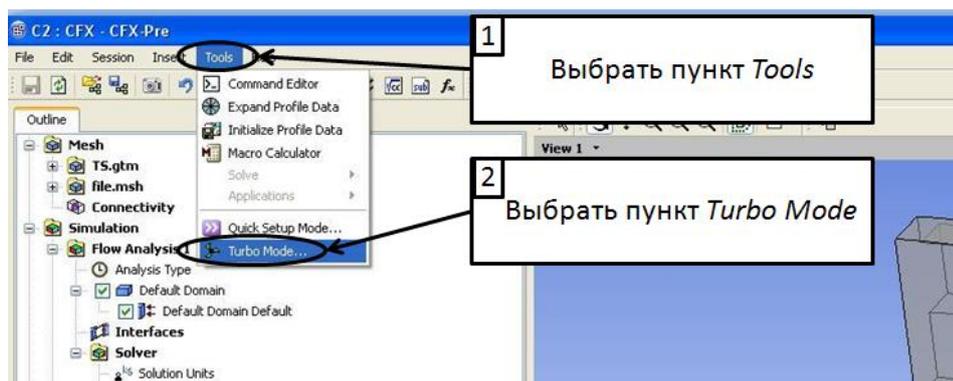


Рис. 1.83. Запуск турбошаблона

После запуска команды пользователь последовательно получит доступ к нескольким формам, в которых необходимо ввести информацию о моделируемой турбомашине.

Шаг 34. Выбор типа турбомашины, постановки задачи и оси турбомашины

После активации турбошаблона появится первое диалоговое окно (рис. 1.84), в котором необходимо указать тип турбомашины, постановку задачи и ось вращения. Для этого следует выполнить следующие настройки:

1. В поле *Machine Type* (тип турбомашины) из выпадающего списка выбирается тип турбомашины – *Axial Turbine* (осевая турбина) (рис. 1.84).
2. В поле *Rotation Axis* выбирается ось вращения – ось *Z* (рис. 1.84).
3. Указывается, что задача будет решаться в стационарной постановке выбором в списке *Type* пункта *Steady State* (рис. 1.84).
4. Выбор подтверждается нажатием кнопки *Next* (рис. 1.84).

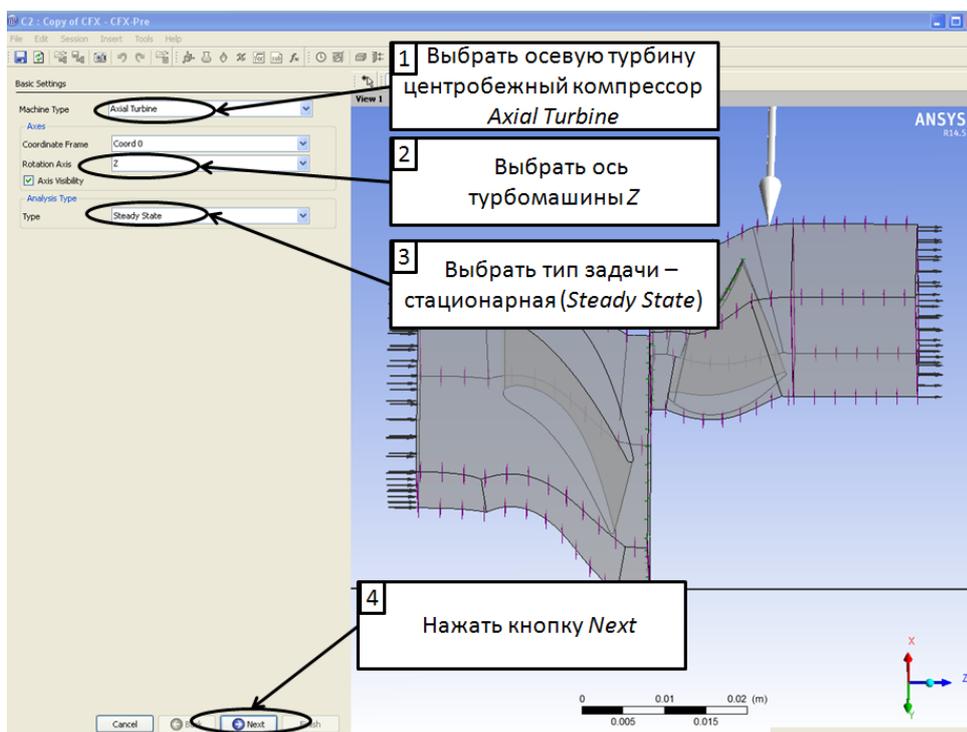


Рис. 1.84. Заполнение первого диалогового окна турбошаблона

Шаг 35. Добавление компонентов входящих в турбомашину

После выполнения предыдущего шага пользователь перейдет на следующую страницу турбошаблона (рис. 1.84), в которой необходимо указать, из каких частей состоит исследуемая турбомашина, в какой последовательности они располагаются, и указать заранее созданные файлы, содержащие конечноэлементные модели. Здесь также определяются параметры движения расчетных моделей.

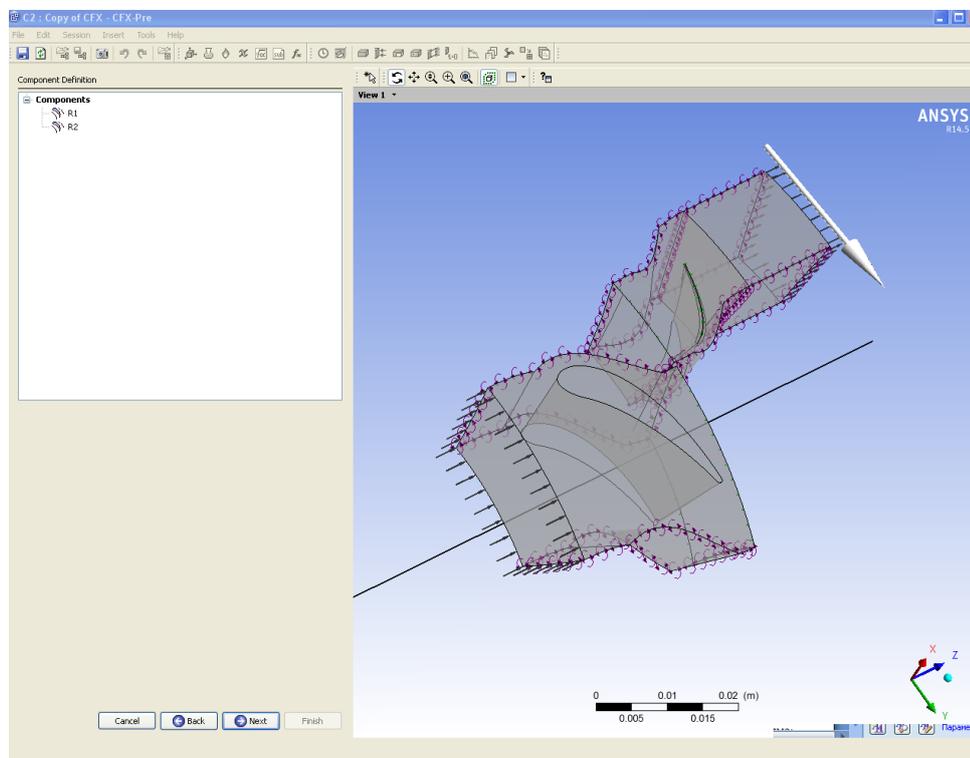


Рис. 1.85. Вторая страница турбошаблона

Модели лопаточных венцов должны быть обязательно добавлены в порядке следования от входа к выходу (т.е. сначала СА, затем РК)

Добавление осуществляется щелчком ПКМ на поле *Components*. В появившемся всплывающем меню выбирается единственный пункт *Add Component* (добавить компонент). При этом появляется окно задания названия и типа компонента: вращающийся или неподвижный. Для первого венца (СА) указывается тип *Stationary* (неподвижный). Имя компонента можно оставить по умолчанию *S1*. Выбор подтверждаем нажатием кнопки *OK*. При этом в списке компонентов появляется элемент *S1*, а снизу - окно его описания. В этом окне в поле *File* нужно указать созданный ранее файл сетки СА - *SA.gtm*. После этого произойдет загрузка требуемой сетки и ее отображение в рабочем окне (рис.1.86).

Аналогичным образом, щелчком ПКМ по полю *Components*, вызывается окно *New Component* и осуществляется описание второго компонента турбины – РК.

В появившемся меню указывается, что данный венец вращается (указывается тип *Rotating* (вращающийся)). Имя компонента остается принятым умолчанию *R1* (рис. 1.87). Затем указывается имя файла, содержащего конечно-элементную модель РК (*RK.gtm*) и задается частота его вращения. После выполнения команды модель РК отображается в рабочем окне. Обратите внимание на то, что над лопатками РК появилась стрелка, направ-

ление которой указывает направление вращения ротора. Убедитесь в том, что вращение ПК происходит в сторону спинки.

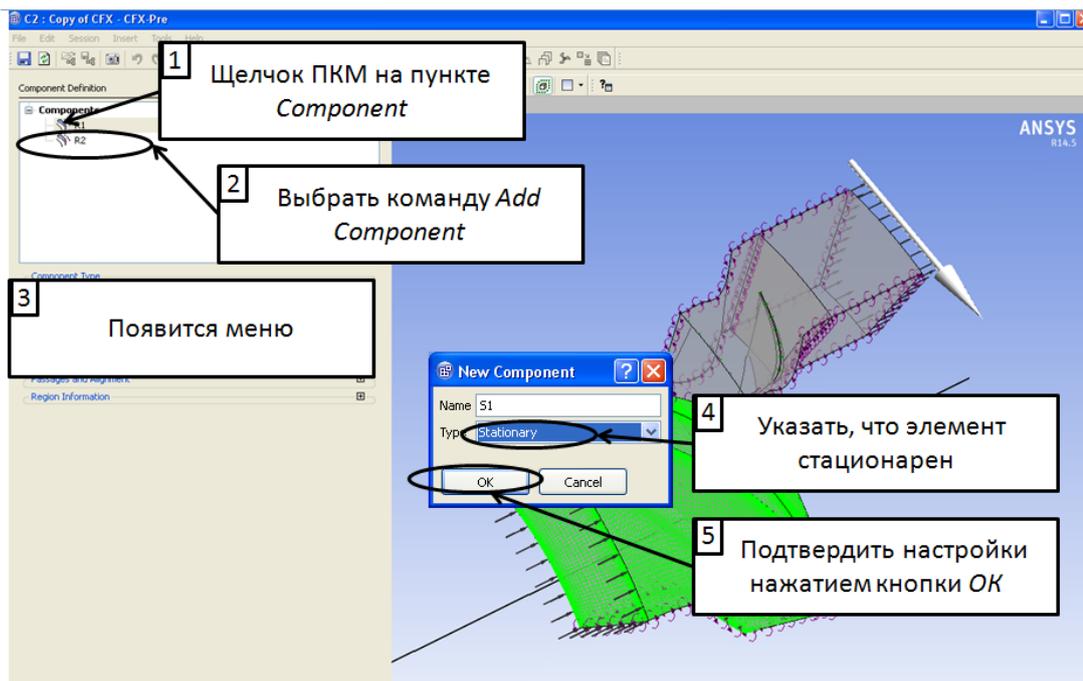


Рис. 1.86. Загрузка конечно-элементной модели венца СА в Ansys CFX-Pre

После описания всех компонентов ступени турбины следует перейти в следующий шаблон нажатием кнопки *Next*.

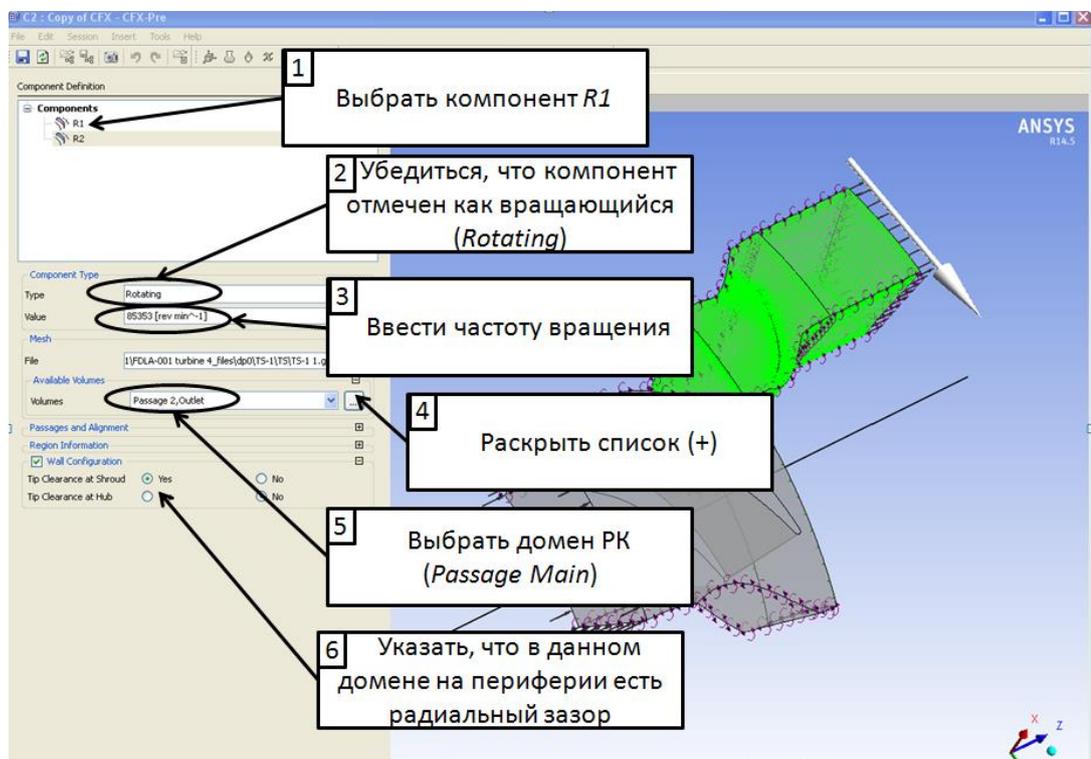


Рис. 1.87. Настройка параметров домена рабочего колеса

Шаг 36. Задание значения параметров потока на границах

На следующей странице шаблона пользователь должен задать численные значения параметров потока на входных и выходных границах, указать модель турбулентности и свойства рабочего тела. Настройка ведется в следующей последовательности:

1. в поле *Fluid* указывается, что в качестве рабочего тела будет принят воздух, подчиняющийся уравнению идеального газа (*Air Ideal Gas*) (рис. 1.88);

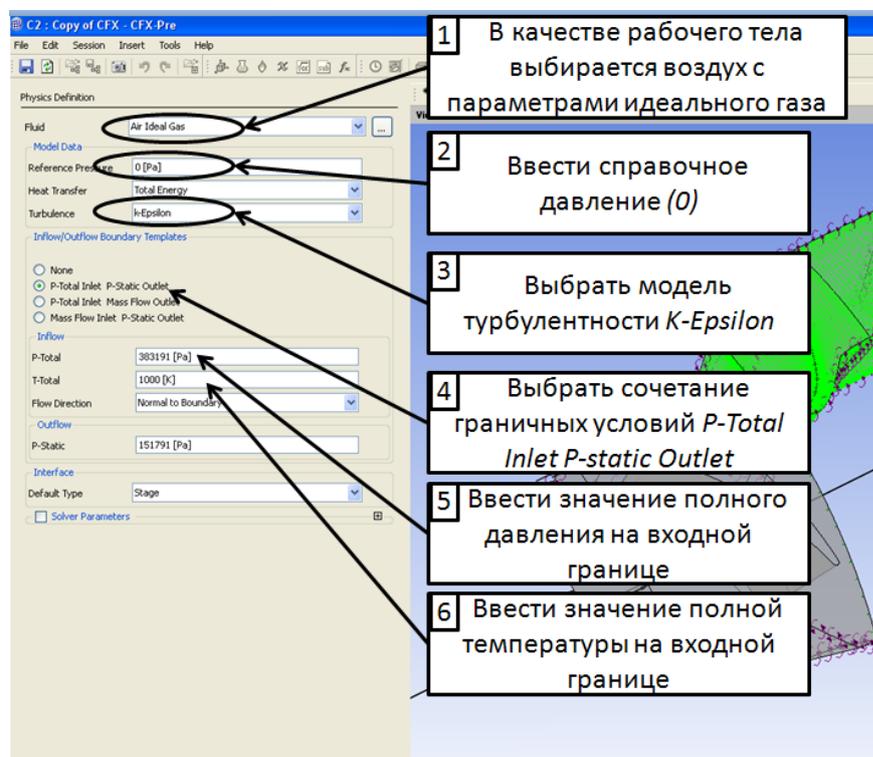


Рис. 1.88. Задание значения параметров потока на границах (часть 1)

2. задается справочное давление *Reference Pressure*, равное нулю (рис. 1.88);
3. в списке *Turbulence* выбирается модель турбулентности *k-Epsilon* (рис. 1.88);
4. в списке *Inflow/Outflow Boundary Templates* выбирается сочетание входных и выходных граничных условий, которое будет применено при решении задачи. Наиболее подходящим сочетанием граничных условий для исследования рабочего процесса в турбине является следующее: полное давление и температура, а также направление потока, и статическое давление на выходе (*P-Total Inlet P static Outlet*) (рис. 1.88). В ряде случаев, например при наличии больших сверхзвуковых скоростей, можно применять сочетание: полная температура, расход, а также направление потока, и статическое давление на выходе (*Mass Flow Inlet P static Outlet*).
5. в поле *Inflow* задаются параметры рабочего тела на входной границе;
6. в поле *T- Total* вводится величина полной температуры на входной границе (рис. 1.88);
7. в поле *P- Total* вводится величина полного давления на входной границе (рис. 1.88);
8. в поле *Flow Direction* указывается, что направление потока на входной границе. Оно может быть задано нормальным к поверхности течения (*Normal to Boundary*), либо в виде направляющих косинусов в цилиндрической системе координат (*Cylindrical Components*) (рис. 1.89);

9. направление потока задается в полях *Inflow Direction* в виде направляющих косинусов вектора скорости в цилиндрической СК. Например, если угол на входе составляет 45° , то есть направляющие косинусы имеют вид $(0,707; 0; 0,707)$ (рис. 1.89);
10. в поле *P-static* вводится значение статического давления на выходе из ступени в Паскалях (при вводе значения следует обратить внимание на то, чтобы в правой части поля *P-static* была выбрана размерность *Pa*) (рис. 1.89);
11. в поле *Interface Default Type* нужно выбрать способ передачи данных между доменами РК и выходной системой *Stage*. При использовании такого интерфейса данные из блока расположенного выше по течению осредняются в окружном направлении и передаются в следующий блок в качестве входного граничного условия (рис. 1.89).

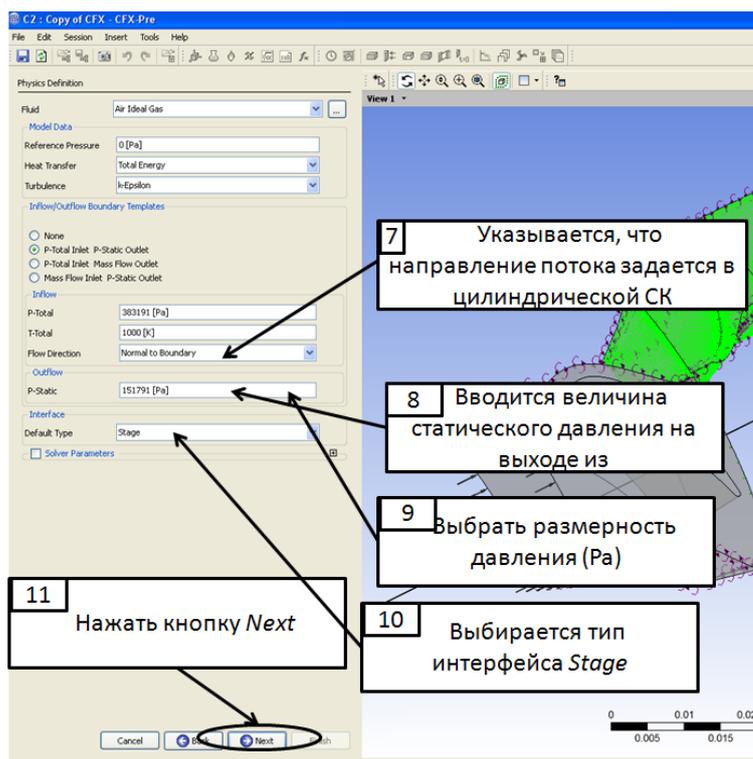


Рис. 1.89. Задание значения параметров потока на границах (часть 2)

После выполнения указанных настроек следует перейти на следующую станицу турбошаблона, нажав кнопку *Next* (рис. 1.89).

Шаг 37. Проверка созданных интерфейсов

Следующая страница турбошаблона содержит список созданных интерфейсов. Интерфейс – это дополнительные граничные условия, которые накладываются на сетку рабочей области. К таким условиям относится периодичность на боковых гранях доменов, а также порядок связи между соприкасающимися частями разных доменов. На данном шаге необходимо проконтролировать правильность создания интерфейсов (рис. 1.90) и затем перейти на следующую страницу нажав кнопку *Next*.

Шаг 38. Проверка граничных условий

На следующей странице турбошаблона приводится список созданных граничных условий (рис. 1.91). Их необходимо проверить, скорректировать при необходимости и перейти на следующую страницу нажав кнопку *Next*.

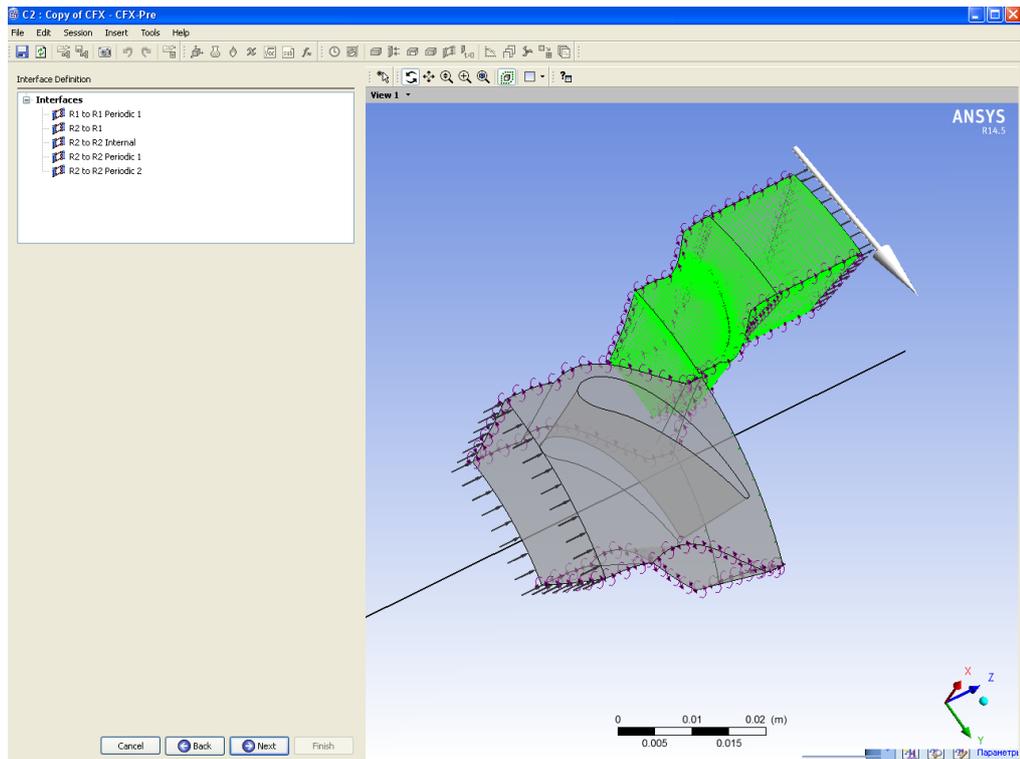


Рис. 1.90. Страница контроля созданных интерфейсов

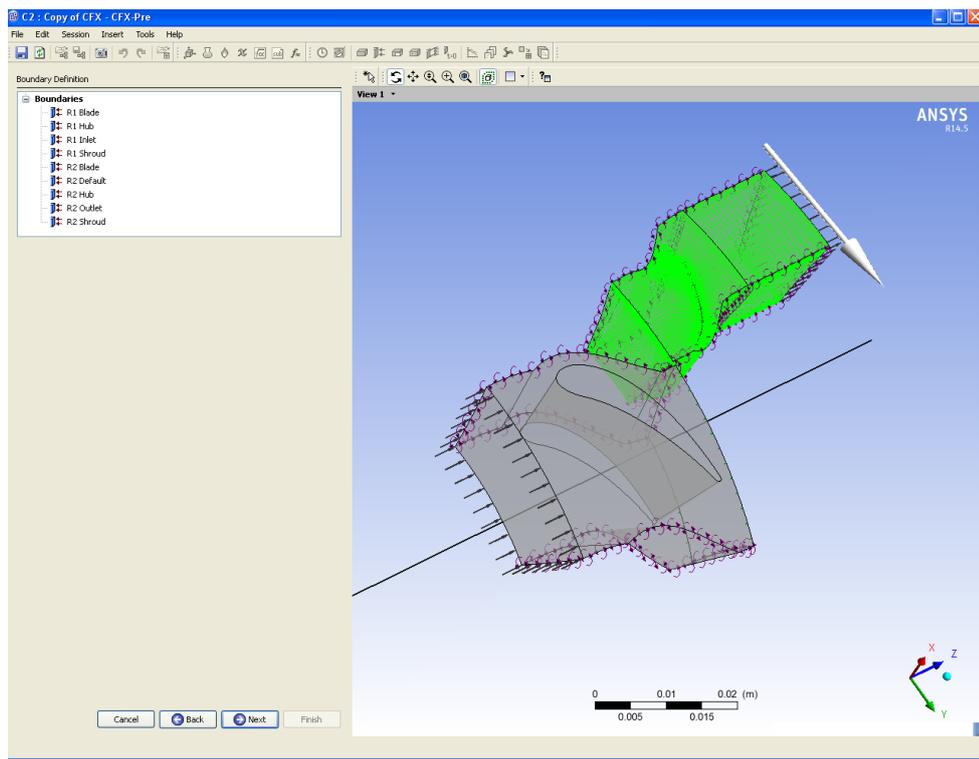


Рис. 1.91. Страница контроля граничных условий

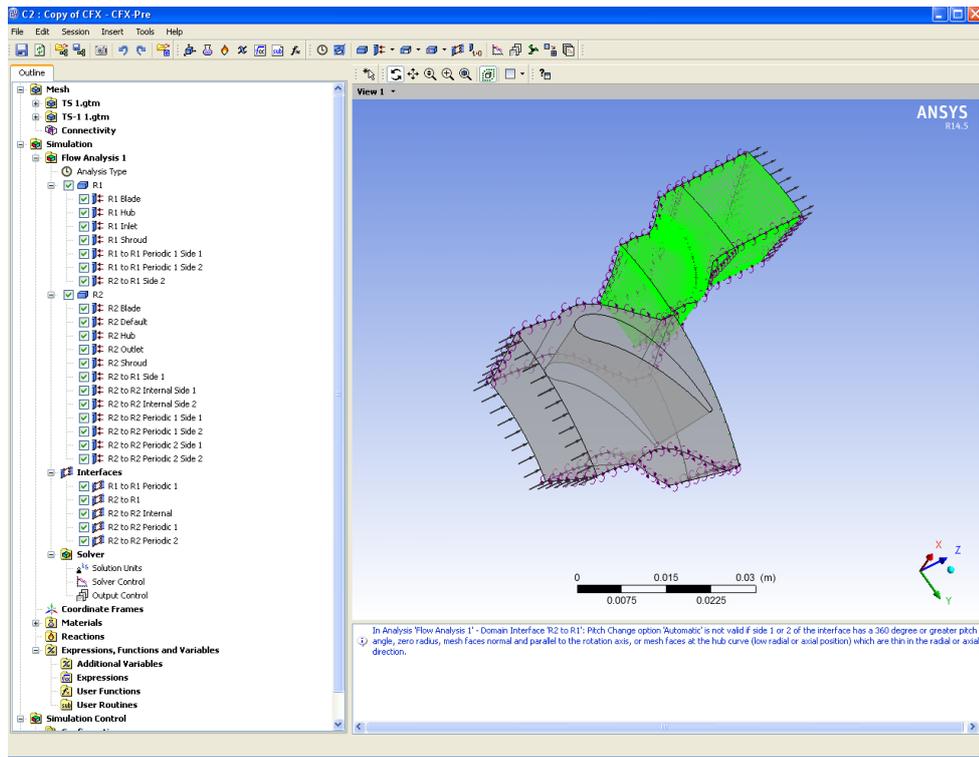


Рис. 1.92. Вид программы *Ansys CFX – Pre* после завершения работы турбошаблона

Шаг 39. Задание свойств рабочего тела.

На следующем этапе определяется, что в качестве рабочего тела используется воздух, подчиняющийся закону идеального газа, теплоемкость и вязкость которого изменяются в зависимости от температуры потока. Для этого необходимо выполнить следующие действия:

1. В дереве проекта, находящемся в левой части окна программы, в пункте *Materials* следует выбрать подпункт *Air Ideal Gas* (рабочее тело подчиняющееся закону идеального газа, выбранное ранее) (рис. 1.93) и дважды щелкнуть по нему ЛКМ. На экране появится вкладка *Basic Settings* задания свойств материала (рис. 1.93).
2. Во вкладке *Basic Settings* в поле *Material Data* следует выбрать пункт *Air Data* (рис. 1.93).
3. Перейти во вкладку *Material Properties* (свойства материала).
4. Для того чтобы описать изменение теплоемкости, необходимо открыть вкладку *Thermodynamic Properties* (термодинамические свойства), нажав на плюс слева от названия. Значения, которые необходимо ввести в меню, приведены в табл. 1.2.
5. Для того чтобы задать зависимость изменения вязкости от температуры по формуле Сатерленда, следует открыть вкладку *Transport Properties* в панели *Material Properties* и ввести следующие значения (табл. 1.3).
6. Для сохранения принятых изменений следует нажать *OK*.

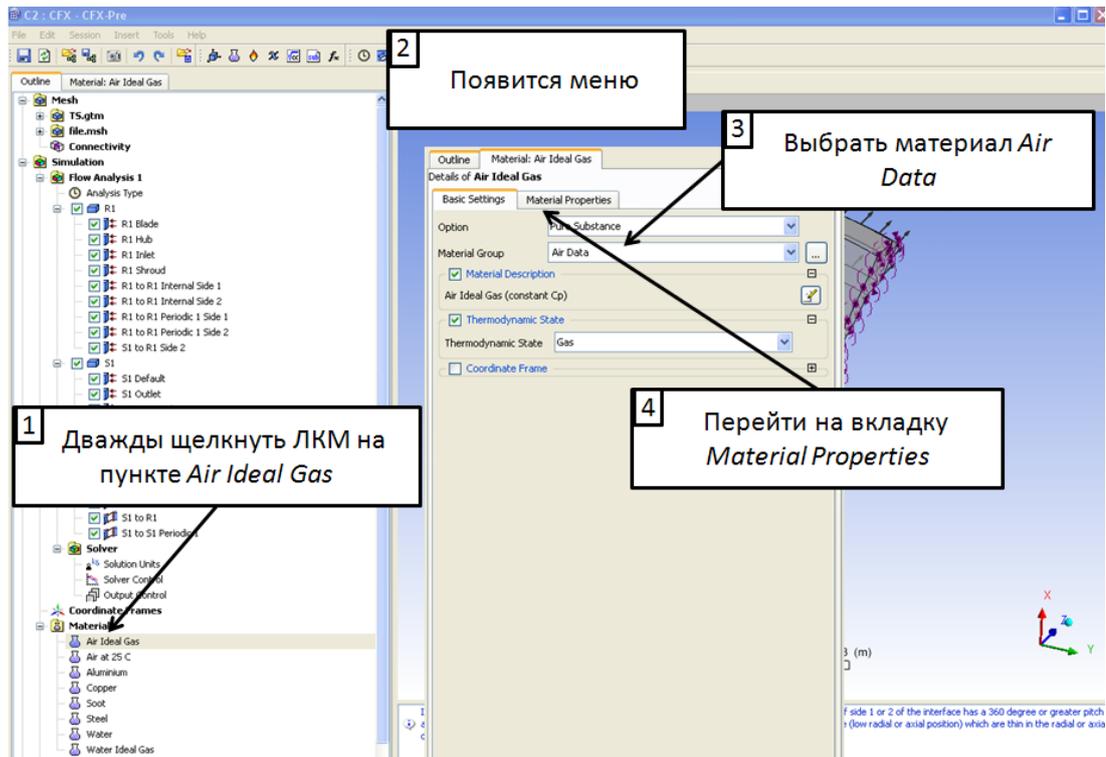


Рис. 1.93. Настройка свойств рабочего тела

Таблица 1.2

Настройка параметров во вкладке *Thermodynamic Properties* для описания зависимости теплоемкости воздуха от температуры

Параметр	Значение
<i>Equation of State</i> → <i>Option</i>	<i>Ideal Gas</i>
<i>Equation of State</i> → <i>Molar Mass</i>	28,96 [kgkmol ⁻¹] (кг)
<i>Specific Heat Capacity</i>	<input checked="" type="checkbox"/>
<i>Specific Heat Capacity</i> → <i>Option</i>	<i>Zero Pressure Polynomial</i> Зависимость теплоемкости от температуры будет вводиться при помощи полинома ¹
<i>Specific Heat Capacity</i> > <i>a1</i>	2.88417
<i>Specific Heat Capacity</i> > <i>a2</i>	0.001762783 [K ⁻¹]
<i>Specific Heat Capacity</i> > <i>a3</i>	-6.69704e-7 [K ⁻²]
<i>Specific Heat Capacity</i> > <i>a4</i>	9.51791e-11 [K ⁻³]
<i>Specific Heat Capacity</i> > <i>a5</i>	0 [K ⁻⁴]

¹ Полином зависимости удельной теплоемкости при постоянном давлении c_p от температуры T в программе имеет следующий вид:

$$\frac{c_p}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3, (*)$$

где $R = \xi$

Таким образом, имеющиеся зависимости теплоемкости от температуры необходимо приводить к виду (*) и на основе этого находить значения коэффициентов a .

Настройка параметров во вкладке *Transport Properties* для описания изменения вязкости по уравнению Сатерленда

Параметр	Значение
<i>Dynamic Viscosity</i>	<input checked="" type="checkbox"/>
<i>Dynamic Viscosity</i> → <i>Option</i>	<i>Sutherlands Formula</i> ¹
<i>Dynamic Viscosity</i> → <i>Ref. Temperature</i>	273 [K]
<i>Dynamic Viscosity</i> → <i>Reference Viscosity</i>	1.49e-5 [kg m ⁻¹ s ⁻¹]
<i>Dynamic Viscosity</i> → <i>Sutherlands Constant</i>	200 [K]
<i>Dynamic Viscosity</i> → <i>Temperature Exp.</i>	1,5

¹ Формула Сатерленда в программе имеет следующий вид:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_{ref} + S}{T + S} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^n$$

где μ_0 – ссылочная вязкость (*Reference Viscosity*);
 S – постоянная Сатерленда (*Sutherlands Constant*);
 T_{ref} – ссылочная температура (*Ref. Temperature*);
 n – показатель степени (*Temperature Exp.*).

Шаг 40. Настройка параметров решателя

Прежде чем перейти к процессу решения необходимо сделать ряд настроек решателя программы *Ansys CFX*. Для этого нужно дважды щелкнуть ЛКМ на пункте *Solver Control*, и в появившемся меню сделать настройки, перечисленные ниже:

- убедиться, что в полях *Turbulence Numeric* и *Advection Scheme* выбран высокий порядок дискретизации уравнений потока и турбулентности (*High Resolution*) (рис. 1.94);
- указать максимальное число итераций процесса решения (*Max. Iterations*), не менее 500 (рис. 1.94);

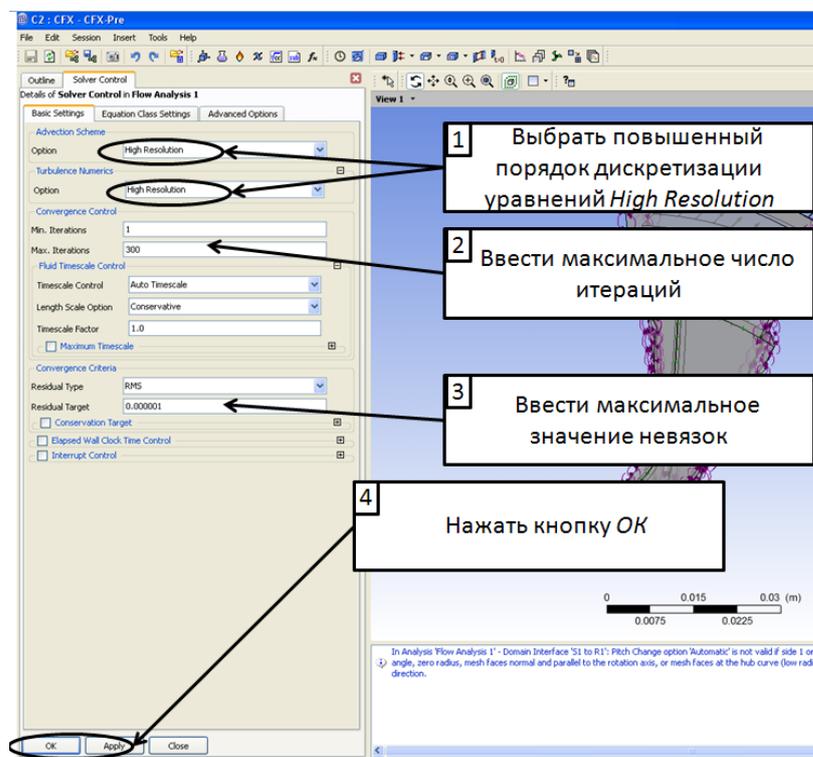


Рис. 1.94. Настройка параметров решателя

- в поле *Residual Target* назначить максимальную величину невязок равную $0,000001$ (рис. 1.94);
- для сохранения принятых изменений следует нажать кнопку *OK*.

На этом создание численной модели рабочего процесса в модельном компрессоре закончена. Сделанные настройки нужно сохранить, нажав кнопку *Save*. После этого окно программы *Ansys CFX – Pre* может быть закрыто.

1.6 Решение задачи

Шаг 41. Проведение расчета

Расчет течения с помощью созданной численной модели осуществляется в программе *Ansys CFX Solver*. Для ее запуска следует дважды щелкнуть ЛКМ на строке *Solution* подблока *CFX* в окне построения мнемосхем *Ansys Workbench*. В результате откроется окно программы, в котором нужно выполнить следующие действия (рис. 1.95):

- в списке *Initialization Option* указать, что задача будет решаться с «чистого листа» (*Initial Condition*);
- в списке *Run Mode* указать, что задача будет решаться с применением нескольких процессоров одного компьютера (если используемый компьютер их имеет) (*Platform MPI Local Parallel*);
- с помощью кнопок «+» и «-» задать требуемое количество ядер для решения задачи;
- запустить процесс счета нажатием кнопки *Start Run*.

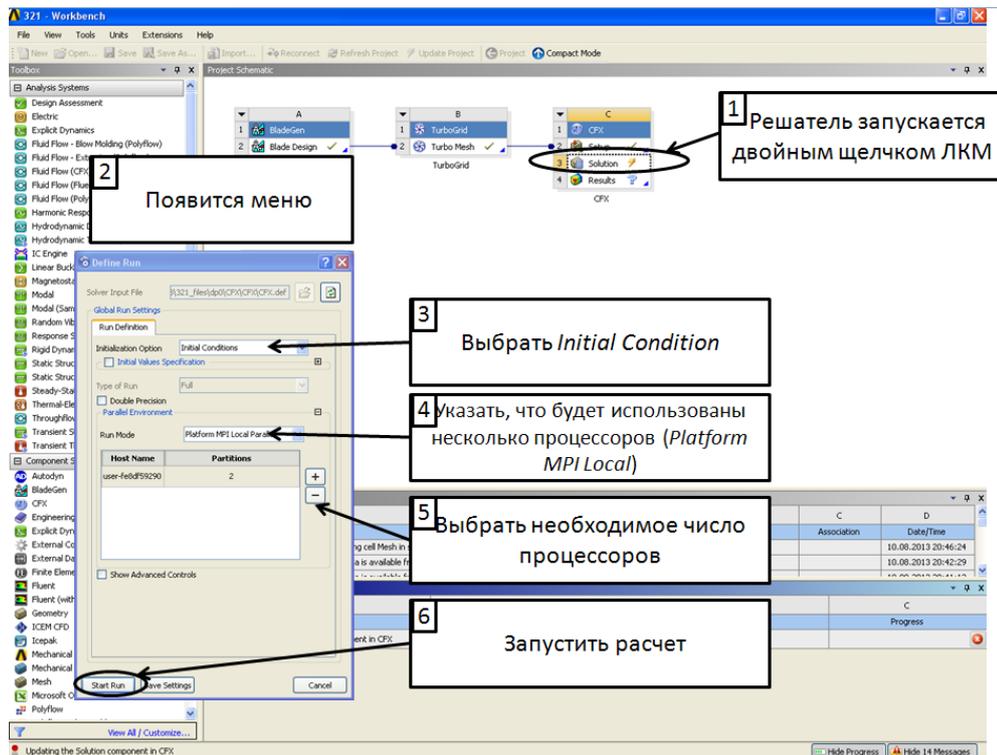


Рис. 1.95. Запуск процесса решения задачи

После этого запустится процесс решения задачи и в окне программы *Ansys CFX Solver* будет отображаться изменение невязок в виде текстового файла и графиков (рис. 1.96).

Процесс решения остановится автоматически в том случае, если будет выполнено максимальное число итераций, заданное при настройке параметров решателя, либо величины невязок для всех уравнений будут меньше заданного значения.

В случае необходимости процесс решения может быть остановлен нажатием кнопки



в верхнем меню.

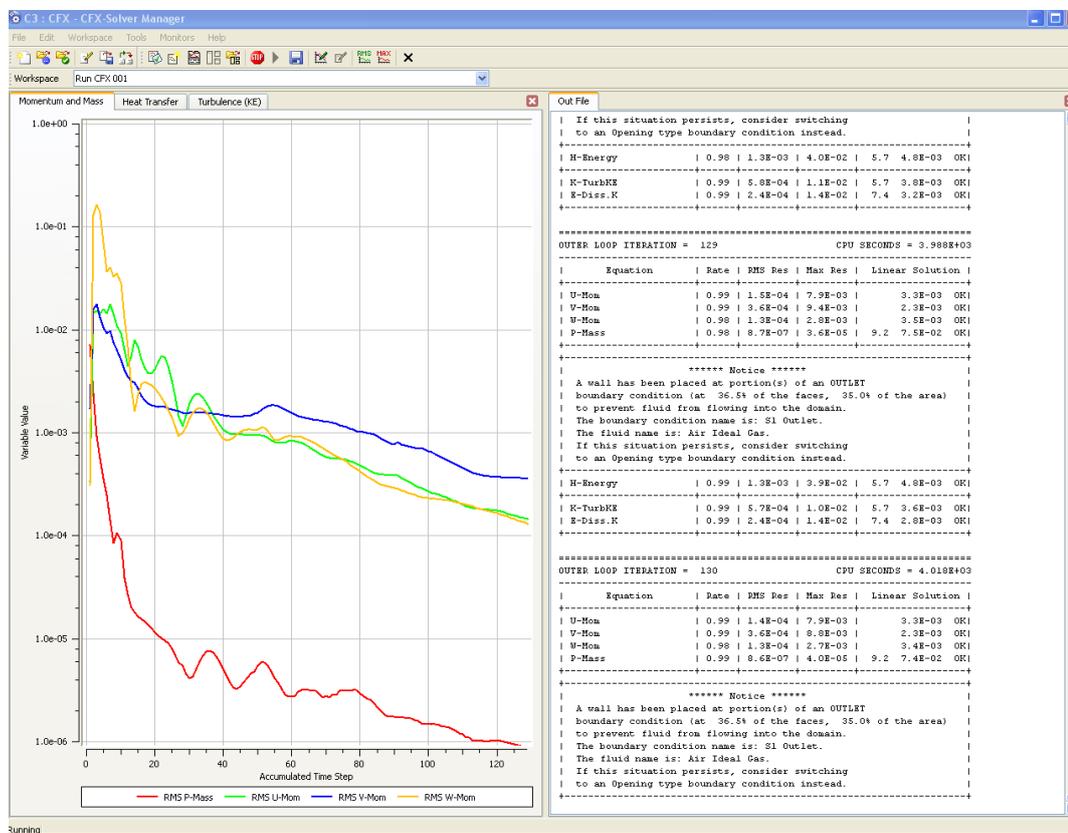


Рис. 1.96. Вид окна программы Ansys CFX Solver в процессе решения задачи

1.7 Обработка полученных результатов

Обработка результатов расчета осуществляется в программе *Ansys CFX Post*. Для ее запуска следует дважды щелкнуть ЛКМ на строке *Results* подблока *CFX* в окне построения мнемосхем *Ansys Workbench*. В результате откроется окно программы с загруженными туда результатами расчета (рис. 1.97).

Шаг 42. Активация турбошаблона

Программа *Ansys CFX Post* имеет специальный шаблон, облегчающий визуализацию результатов расчета турбомашин. Для его активации следует перейти на закладку *Turbo* в верхней части меню и затем в появившемся меню нажать кнопку *Initialize All Components* (рис. 1.98). Это действие запустит инициализацию необходимых компонентов модуля.

После ее выполнения в графическом окне за расчетной областью появится меридиональное сечение РК компрессора, а все надписи во вкладке *Turbo* будут ярко подсвечены. После этого пользователь сможет использовать турбошаблоны для анализа течения в РК.

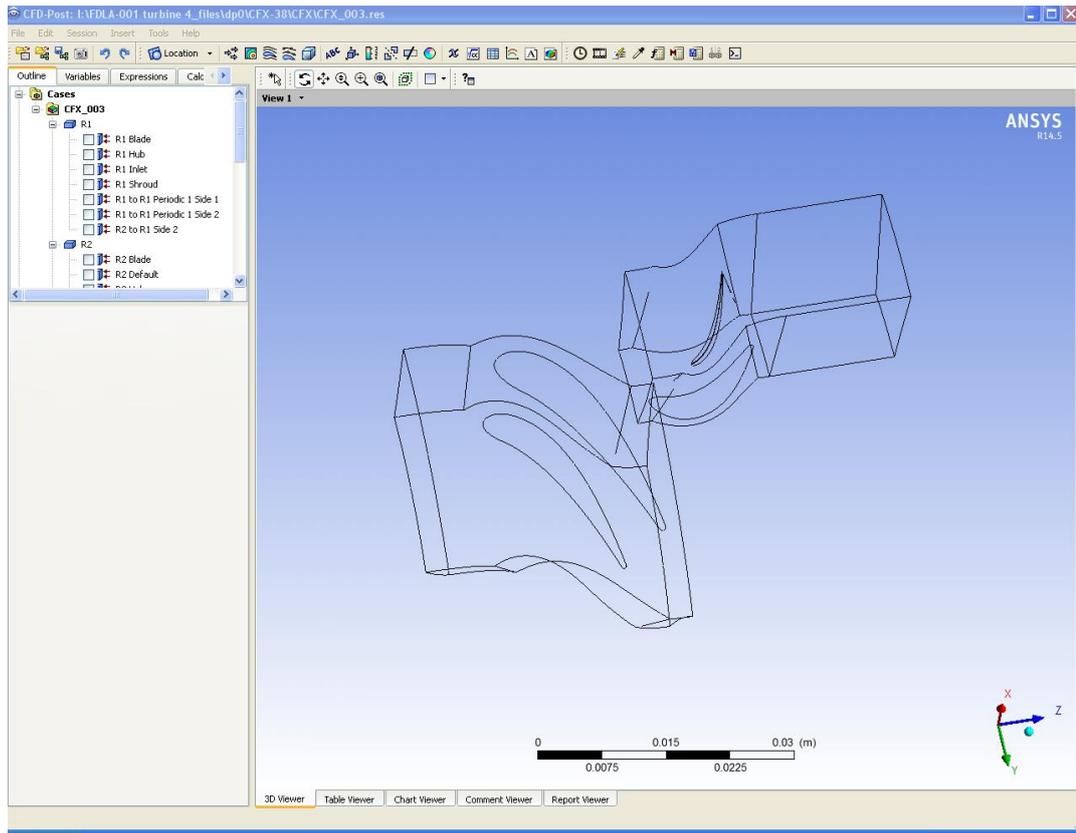


Рис. 1.97. Окно программы Ansys CFX Post с загруженными результатами расчета

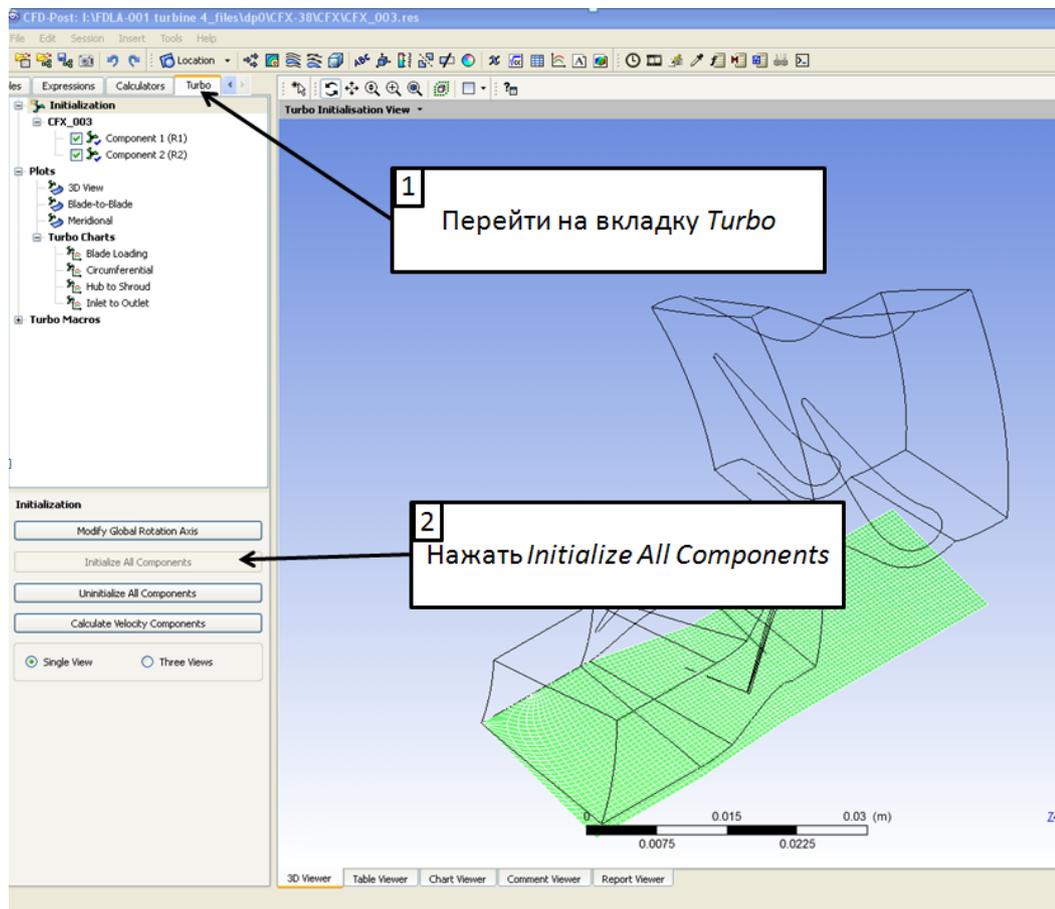


Рис. 1.98. Инициализация турбошаблона

Шаг 43. Визуализация полей распределения параметров в межлопаточном канале с помощью турбошаблона

Действия, которые необходимо выполнить для того, чтобы просмотреть поле распределения параметров потока в межлопаточном канале РК с помощью турбошаблона, приведены на рис. 1.99 и табл. 1.4.

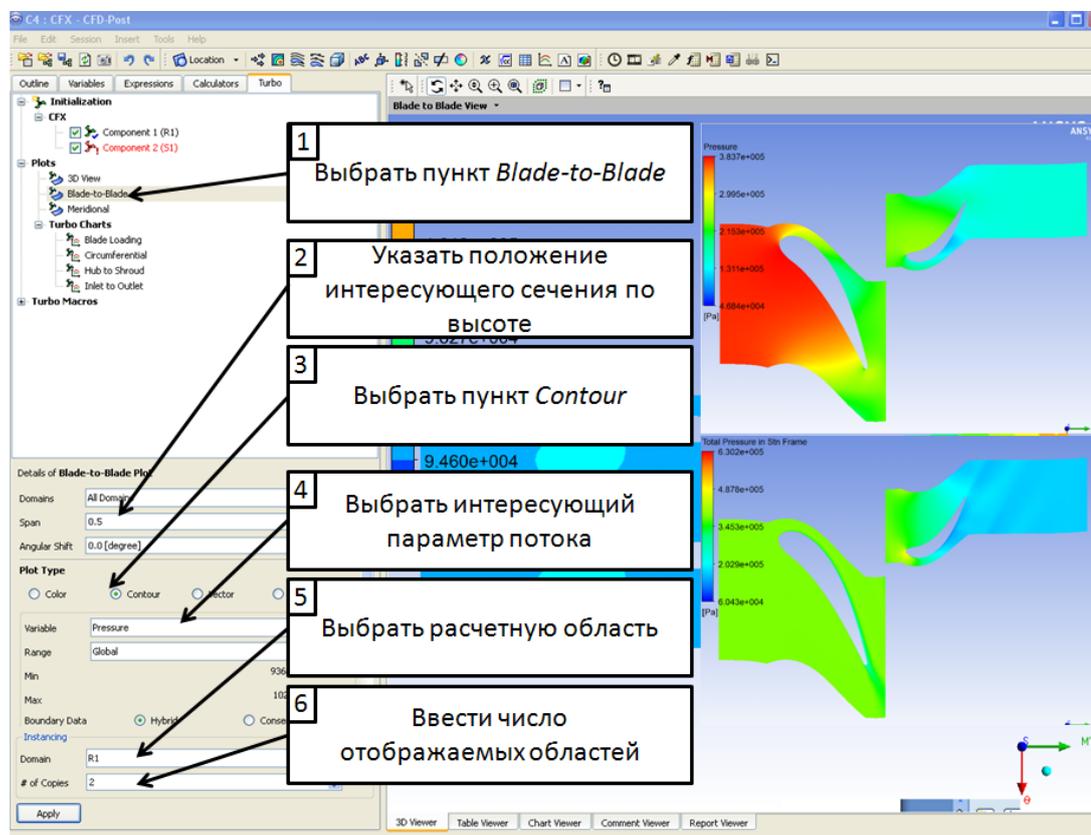


Рис. 1.99. Визуализация поля распределения параметров в межлопаточном канале с помощью турбошаблона

После выполнения указанных действий в графическом окне программы пользователь увидит распределение выбранного параметра потока в межлопаточном канале в указанном сечении по высоте (рис. 1.99).

Шаг 43. Визуализация полей распределения осредненных параметров в меридиональном сечении РК с помощью турбошаблона

Действия, которые необходимо выполнить для того, чтобы визуализировать поля распределения осредненных параметров в меридиональном сечении РК с помощью турбошаблона, приведены в табл. 1.5 и на рис. 1.100.

Шаг 44. Визуализация полей векторов с помощью турбошаблона

Действия, которые необходимо выполнить для того, чтобы визуализировать поля векторов с помощью, приведены в табл. 1.6 и на рис. 1.101.

Шаг 45. Визуализация линий тока с помощью турбошаблона.

Действия, которые необходимо выполнить для того, чтобы визуализировать линии тока с помощью турбошаблона, приведены в табл. 1.7 и на рис. 1.101.

Визуализация поля распределения параметров в межлопаточном канале с помощью турбошаблона

ВЫЗОВ МЕНЮ		
Двойной щелчок ЛКМ на пункте <i>Blade-to-Blade</i> в дереве проекта		
НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
<i>Пункт меню</i>	<i>Настройка</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Span</i>		Выбирается положение интересующего сечения межлопаточного канала по высоте. <i>0</i> соответствует втулочному сечению, <i>1</i> – периферийному.
<i>Plot Type</i>	<i>Contour</i>	Данная настройка показывает, что визуализироваться будут именно поля распределения параметров
<i>Variable</i>		Выбирается параметр потока, изменение которого желает просмотреть пользователь. Обозначение наиболее употребимых параметров потока в данном списке приведено в Приложении 1.
<i>Range</i>	<i>Global</i>	Изменение переменной будет показано во всем диапазоне от минимального до максимального
<i>Domain</i>	<i>R1</i>	Выбирается элемент расчетной области, который будет скопирован
<i># of Copies</i>	<i>>2</i>	Указывается число копий элемента

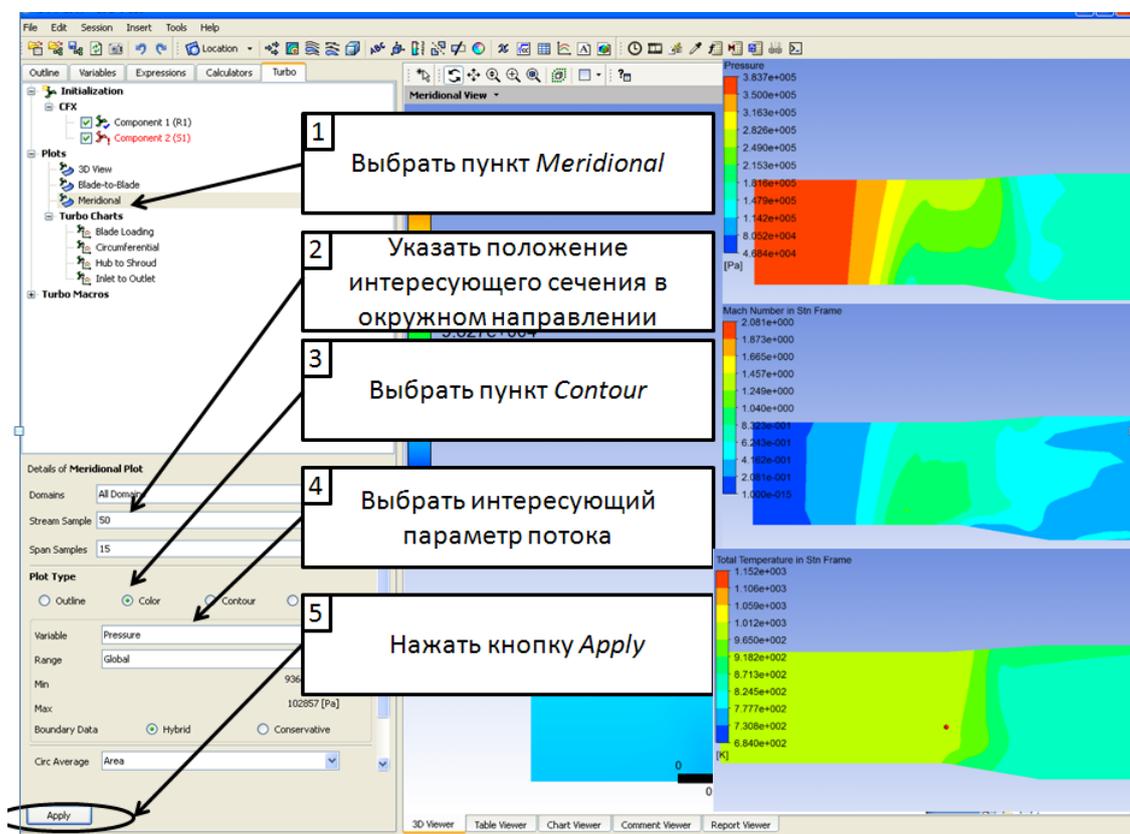


Рис. 1.100. Визуализация поля распределения осредненных параметров в меридиональном сечении с помощью турбошаблона

Таблица 1.5

Визуализация поля распределения параметров в межлопаточном канале с помощью турбо-шаблона

ВЫЗОВ МЕНЮ		
Двойной щелчок ЛКМ на пункте <i>Meridional</i> в дереве проекта		
НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
<i>Пункт меню</i>	<i>Настройка</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Plot Type</i>	<i>Contour</i>	Данная настройка указывает, что визуализироваться будут именно поля распределения параметров
<i>Variable</i>	Выбирается параметр потока, изменение которого желает просмотреть пользователь. Обозначение наиболее употребимых параметров потока в данном списке приведено в Приложении 1	
<i>Range</i>	<i>Global</i>	Изменение переменной будет показано во всем диапазоне от минимального до максимального значения

Таблица 1.6

Визуализация поля распределения параметров в межлопаточном канале с помощью турбо-шаблона

ВЫЗОВ МЕНЮ		
Двойной щелчок ЛКМ на пункте <i>Blade-to-Blade</i> (если интересно течение в межлопаточном канале) или <i>Meridional</i> (в случае если интересна структура в меридиональном сечении) в дереве проекта		
НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
<i>Пункт меню</i>	<i>Настройка</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Span</i>	Выбирается положение интересующего сечения	
<i>Plot Type</i>	<i>Vector</i>	Данная настройка показывает, что визуализироваться будут именно векторы скорости
<i>Variable</i>	<i>Velocity</i>	выбирается в случае, если пользователь желает визуализировать вектора в текущей СК
	<i>Velocity in Stn Frame</i>	выбирается в случае, если пользователь желает визуализировать вектора в стационарной СК
<i>Symbol Size</i>	<i>>1</i>	Данная настройка позволяет изменить размер векторов таким образом, чтобы они были видны. Чем больше значение – тем крупнее вектор в окне построения.
<i>Domain</i>	<i>R1</i>	Выбирается элемент расчетной области, который будет скопирован
<i># of Copies</i>	<i>>2</i>	Указывается число копий элемента

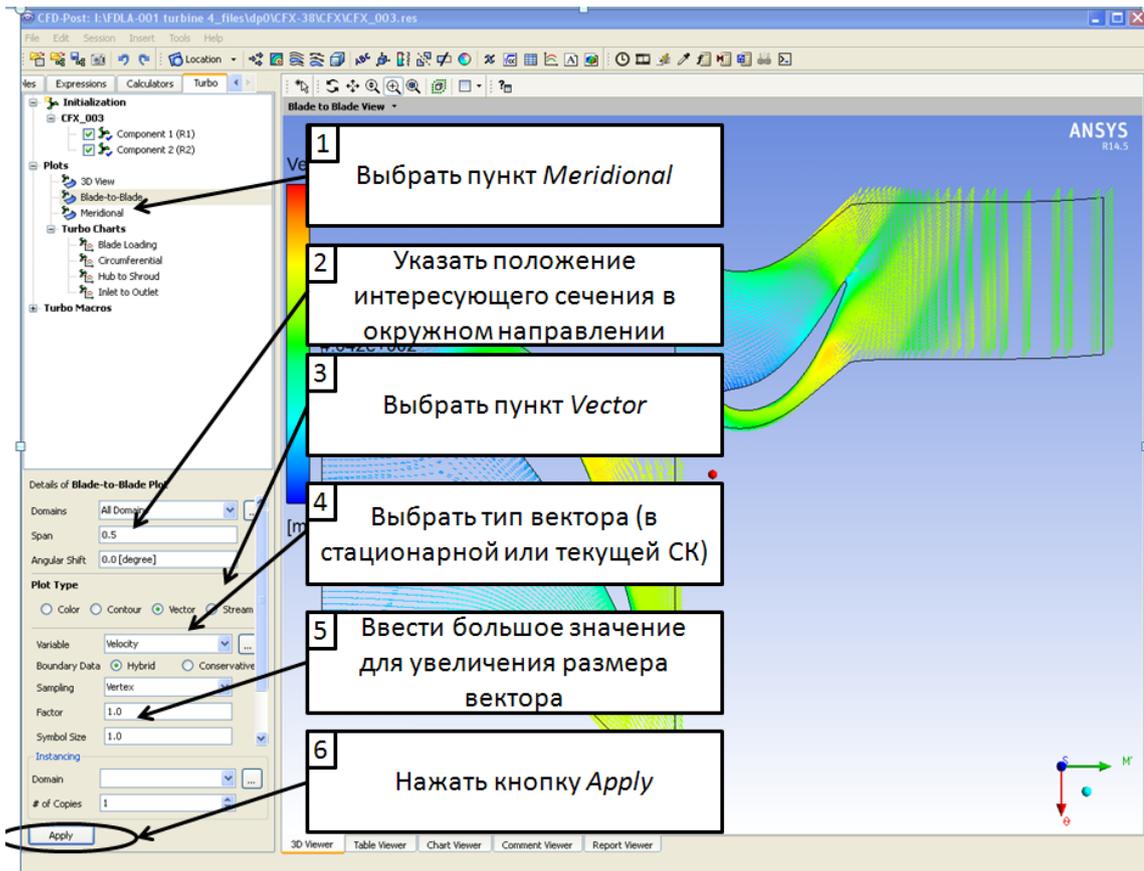


Рис. 1.101. Визуализация векторов в межлопаточном канале с помощью турбошаблона

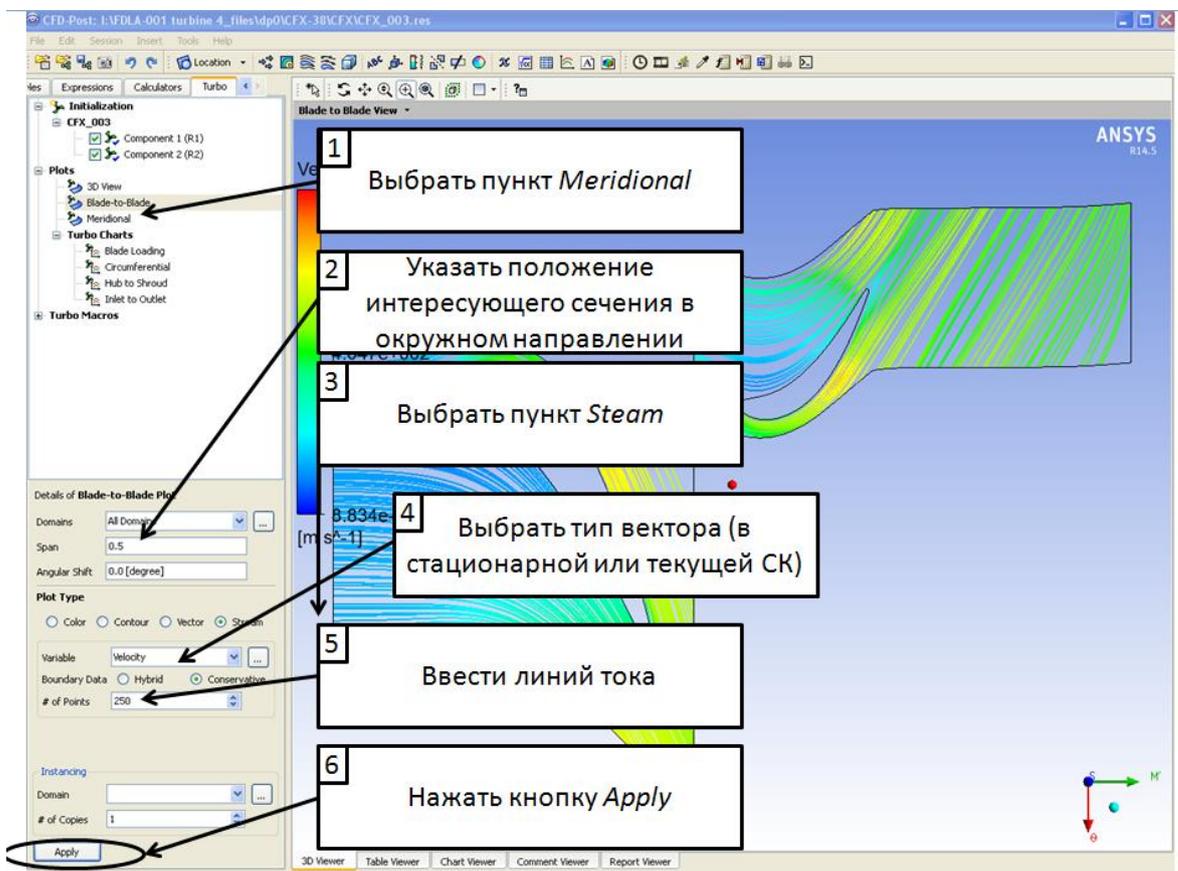


Рис. 1.102. Визуализация линий тока в межлопаточном канале с помощью турбошаблона

Визуализация линий тока в межлопаточном канале с помощью турбошаблона

ВЫЗОВ МЕНЮ		
Двойной щелчок ЛКМ на пункте <i>Blade-to-Blade</i> в дереве проекта		
НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
<i>Пункт меню</i>	<i>Настройка</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Span</i>	Выбирается положение интересующего сечения	
<i>Plot Type</i>	<i>Stream</i>	Данная настройка показывает, что визуализироваться будут именно линии тока
<i>Variable</i>	<i>Velocity</i>	выбирается в случае, если пользователь желает визуализировать линии тока в текущей СК
	<i>Velocity in Stn Frame</i>	выбирается в случае, если пользователь желает визуализировать линии тока в стационарной СК
<i># of Points</i>	>25	Число визуализируемых линий тока
<i>Domain</i>	<i>R1</i>	Выбирается элемент расчетной области, который будет скопирован
<i># of Copies</i>	>2	Указывается число копий элемента

Шаг 46. Построение поверхности для отображения полей распределения параметров и векторов

Для того чтобы визуализировать поля распределения параметров, векторов и линий тока в выходной области исследуемого компрессора необходимо предварительно построить поверхности в том месте, информацию о структуре потока в которых желает получить пользователь. Обычно это плоскости с постоянными линейными координатами (радиусом, углом поворота, осевой координатой и т.п.). Для того чтобы создать такую поверхность следует воспользоваться командой *Location* → *Isosurface* расположенной в верхнем меню программы. В результате появится меню, настройки которого показаны на рис. 1.103 и табл. 1.8.

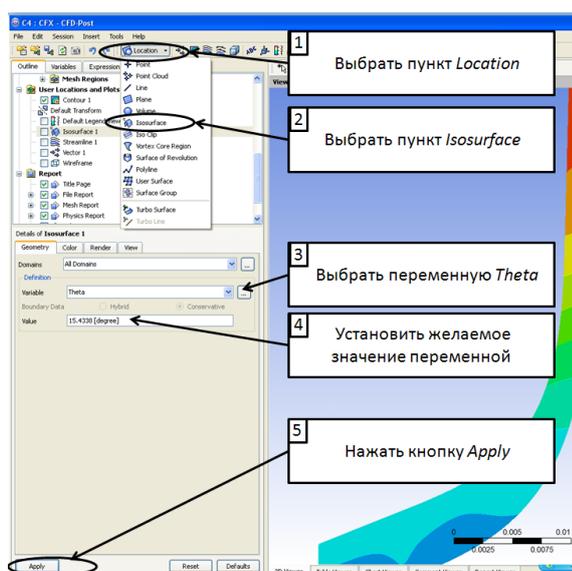


Рис. 1.103. Построение изоповерхности для отображения полей распределения параметров и векторов

Настройка меню Isosurface построения изоповерхности для отображения полей распределения параметров и векторов

НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
<i>Пункт меню</i>	<i>Настройка</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Variable</i>	Из списка выбирается, по какой переменной будет строиться изоповерхность (<i>Radius, Theta, Axial Distance, X, Y, Z</i>). Если желаемой переменной нет в списке следует воспользоваться расширенным списком, доступ к которому можно получить нажав на кнопку правее данного поля	
<i>Value</i>	Выбирается желаемое значение переменной. Для ее назначения можно воспользоваться ползунком расположенным ниже.	

Шаг 47. Построение полей распределения параметров на предварительно созданной поверхности

Прежде, чем построить поле распределения параметров на поверхности, созданной на шаге 46, необходимо отключить отображение данной поверхности, убрав галочку напротив имени изоповерхности в дереве проекта. В противном случае изоповерхность будет закрывать поле распределения параметров.

Для создания поля распределения параметров следует воспользоваться кнопкой *Contours* , находящейся в верхнем меню, либо выбрать в главном меню:

Insert → *Contour*.

Настройки, которые следует сделать в том меню, которое появится, приведены на рис. 1.104 и в табл. 1.9.

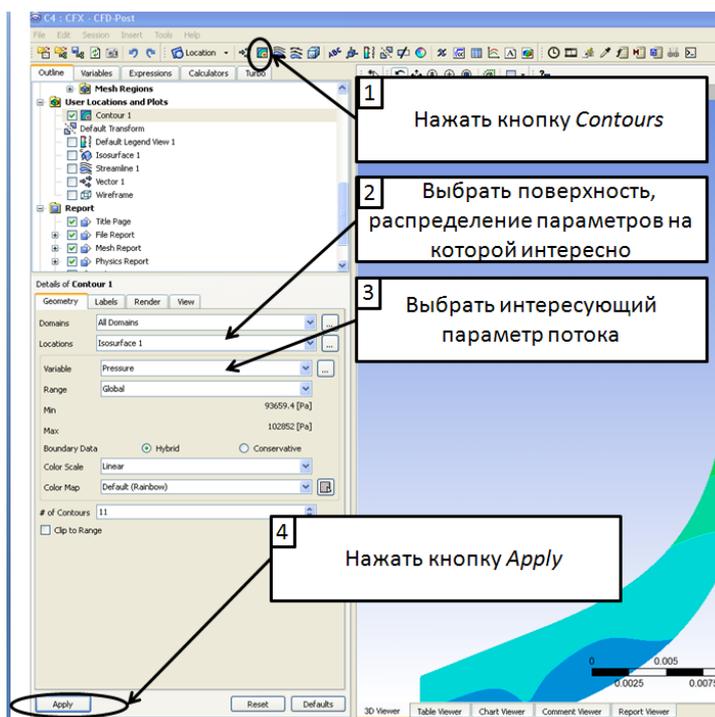


Рис. 1.104. Построение поля распределения параметров на созданной изоповерхности

Построение поля распределения параметров

НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
Пункт меню	Настройка	Пояснение
<i>Location</i>	Из списка выбирается поверхность, распределение параметров на которой хочет построить пользователь	
<i>Variable</i>	Выбирается параметр потока, изменение которого желает просмотреть пользователь. Обозначение наиболее употребимых параметров потока в данном списке приведено в Приложении 1.	

Шаг 48. Построение поля векторов на предварительно созданной поверхности

Прежде, чем построить поле распределения параметров на поверхности, созданной на шаге 46, необходимо отключить отображение данной поверхности, убрав галочку напротив имени изоповерхности в дереве проекта. В противном случае изоповерхность будет закрывать поле распределения параметров.

Для создания поля распределения параметров следует воспользоваться кнопкой *Vectors* , находящейся в верхнем меню, либо выбрать в главном меню:

Insert → *Vectors*.

Настройки, которые следует сделать в том меню, которое появится, приведены на рис. 1.105 и в табл. 1.10.

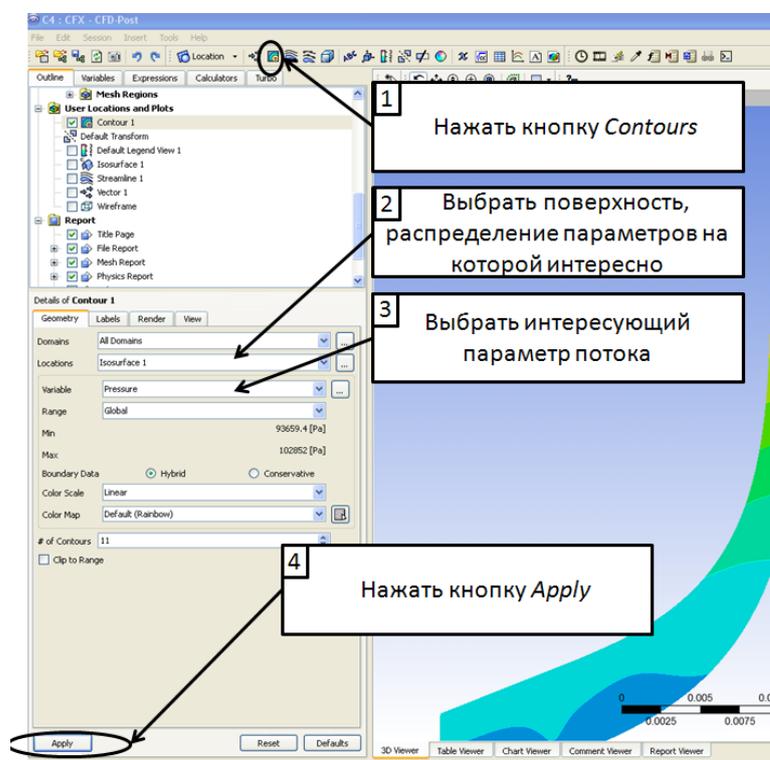


Рис. 1.105. Построение поля векторов на созданной изоповерхности

Шаг 49. Построение линий тока в расчетной области.

Для создания линий тока следует воспользоваться кнопкой *Streamlines* , находящейся в верхнем меню, либо выбрать в главном меню:

Insert → *Steamline*.

Настройки, которые следует сделать в том меню, которое появится, приведены на рис. 1.106.

Таблица 1.10

Построение поля векторов

НАСТРОЙКИ В МЕНЮ		
<i>Пункт меню</i>	<i>Настройка</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Location</i>	Из списка выбирается поверхность распределение параметров, на которой хочет построить пользователь	
<i>Factor</i>	>1	Данная настройка позволяет изменить размер векторов таким образом, чтобы они были видны.
<i>Variable</i>	<i>Velocity</i>	выбирается в случае, если пользователь желает визуализировать вектора в текущей СК
	<i>Velocity in Stn Frame</i>	выбирается в случае, если пользователь желает визуализировать вектора в стационарной СК

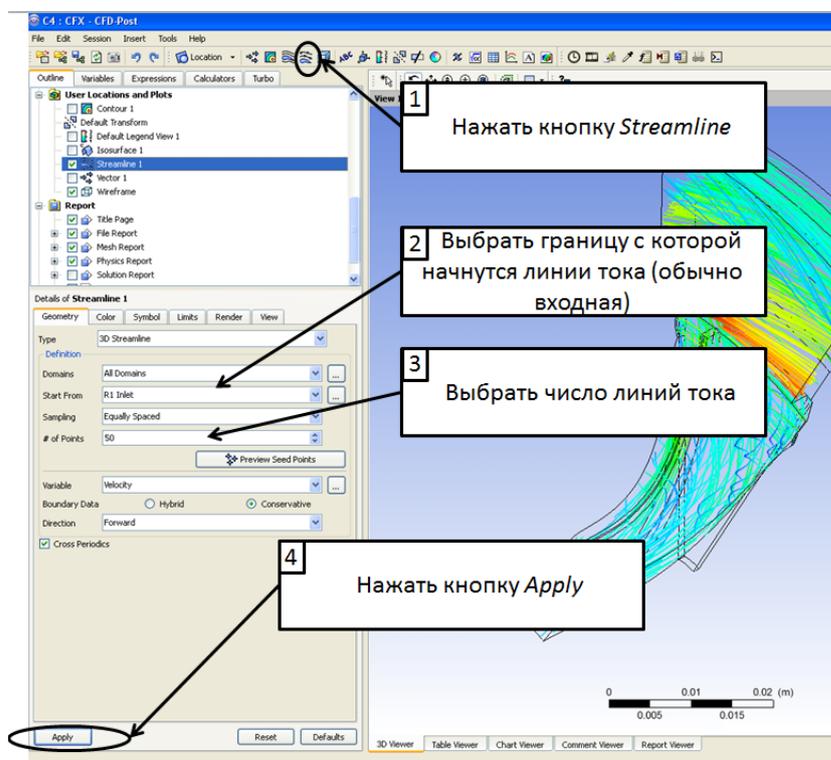


Рис. 1.106. Построение линий тока

Шаг 50. Определение интегральных значений параметров потока на границах расчетной области

Определение интегральных значений параметров потока на границах расчетной области производится с помощью меню *Function Calculator*. Для того чтобы перейти к нему необходимо либо перейти во вкладку *Calculators* под главным меню и выбрать *Function Calculator*, либо выполнить команду главного меню:

ГМ → *Tools* → *Function Calculator*.

Настройки, которые следует сделать в этом меню, которое появится, приведены на рис. 1.107 и в табл. 1.11.

Таблица 1.11

Построение поля векторов

НАСТРОЙКИ В МЕНЮ	
<i>Пункт меню</i>	<i>Пояснение</i>
<i>Function</i>	Указывается способ осреднения параметра потока, а также выбираются глобальные переменные, такие как расход, крутящий момент, сила
<i>Location</i>	Из списка выбирается граница или поверхность распределение параметров, на которой желает знать пользователь.
<i>Variable</i>	Выбирается параметр потока, значение которого на выбранной границе желает знать пользователь. Обозначение наиболее употребимых параметров потока в данном списке приведено в Приложении 1.

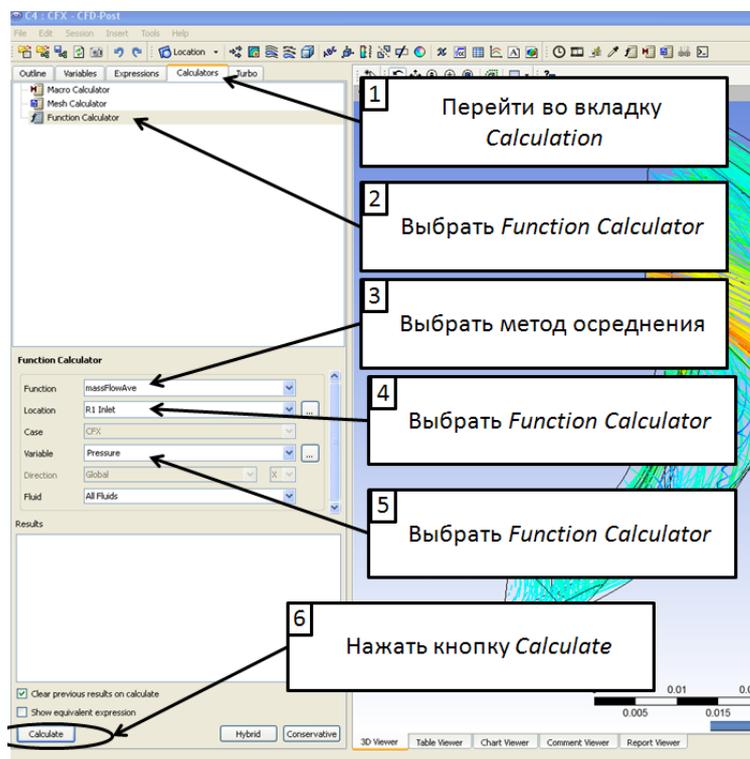


Рис. 1.107. Определение интегральных значений параметров потока на границах расчетной области

После выполнения указанных настроек следует нажать кнопку *Calculate* и в поле *Results* будет показана рассчитанная величина.

В табл. 1.12 и на рис. 1.108...1.110 для примера приведены типовые настройки для вычисления наиболее востребованных параметров течения.

Таблица 1.12

К определению наиболее важных параметров потока

Переменная	Function	Variable
Расход рабочего тела	<i>MassFlow</i>	-
Крутящий момент	<i>Torque</i>	в поле <i>Axis</i> указать ось вращения (в примере Z)
Плотность	<i>massFlowAve</i>	<i>Density</i>
Число Маха в текущей СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Mach Number</i>
Число Маха в стационарной СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Mach Number in Stn Frame</i>
Статическое давление	<i>massFlowAve</i>	<i>Pressure</i>
Давление торможения в текущей СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Total Pressure</i>
Давление торможения в стационарной СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Total Pressure in Stn Frame</i>
Статическая температура	<i>massFlowAve</i>	<i>Temperature</i>
Температура торможения в текущей СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Total Temperature</i>
Температура торможения в стационарной СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Total Temperature in Stn Frame</i>
Скорость в текущей СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Velocity</i>
Скорость потока в неподвижной СК	<i>massFlowAve</i>	<i>Velocity in Stn Frame</i>

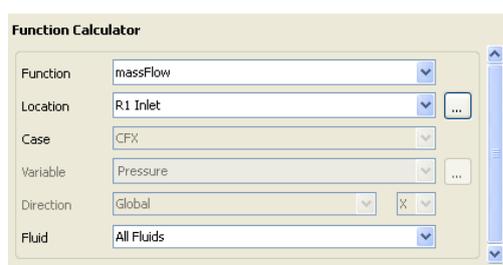


Рис. 1.108. Настройка меню Function Calculator для вычисления расхода рабочего тела через входную границу

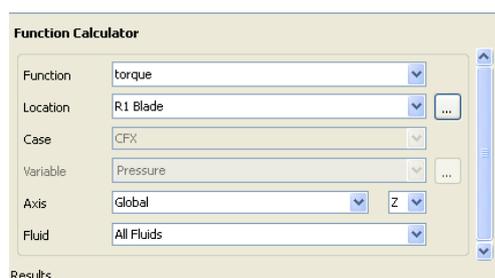


Рис. 1.109. Настройка меню Function Calculator для вычисления крутящего момента на лопатках вокруг оси OZ

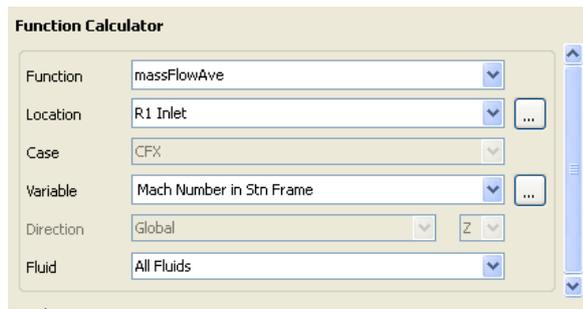


Рис. 1.110. Настройка меню Function Calculator для вычисления Числа Маха в стационарной СК на входной границе

Шаг 50. Вычисление КПД турбины

КПД компрессора может быть вычислен по следующей формуле:

$$\eta_{\tau}^* = \frac{L_{\tau}}{L_{\tau s}},$$

где L_{τ} – затраченная работа турбины – энергия, выделившуюся при расширении газа с начальной температурой T_0^* от давления p_0^* до давления p_2^* , вычисляемая по формуле:

$$L_{\tau s} = \frac{kR}{k-1} T_0^* \left(1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right),$$

где $k=1,33$ – показатель адиабаты продуктов сгорания;

- температура газа на входе в ступень, К;
- полное давление газа на входе в турбину, Па;
- полное давление на выходе из турбины, Па.

$R = 287,5$ Дж/кг·К - универсальная газовая постоянная

Удельная работа на валу турбины (полезная работа) равна:

$$L_{\kappa} = \frac{N}{G},$$

где G – расход воздуха, проходящий через входное сечение турбины, кг/с;

мощность на валу компрессора N определяется по следующей формуле:

$$N = z \cdot M_{\text{КРi}} \cdot \frac{\pi n}{30},$$

где n – частота вращения ротора турбины, об/мин (она является одним из граничных условий);

z – число лопаток РК;

$M_{\text{КРi}}$ – крутящий момент на лопатках РК, определенный вокруг оси вращения, Н.м.

Все параметры потока, необходимые для вычисления КПД вычисляются с помощью *Function Calculator*.

2 ПРОЧНОСТНАЯ ДОВОДКА РАБОЧЕГО КОЛЕСА ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ

2.1 Расчет исходной конструкции диска турбины в Ansys Mechanical APDL

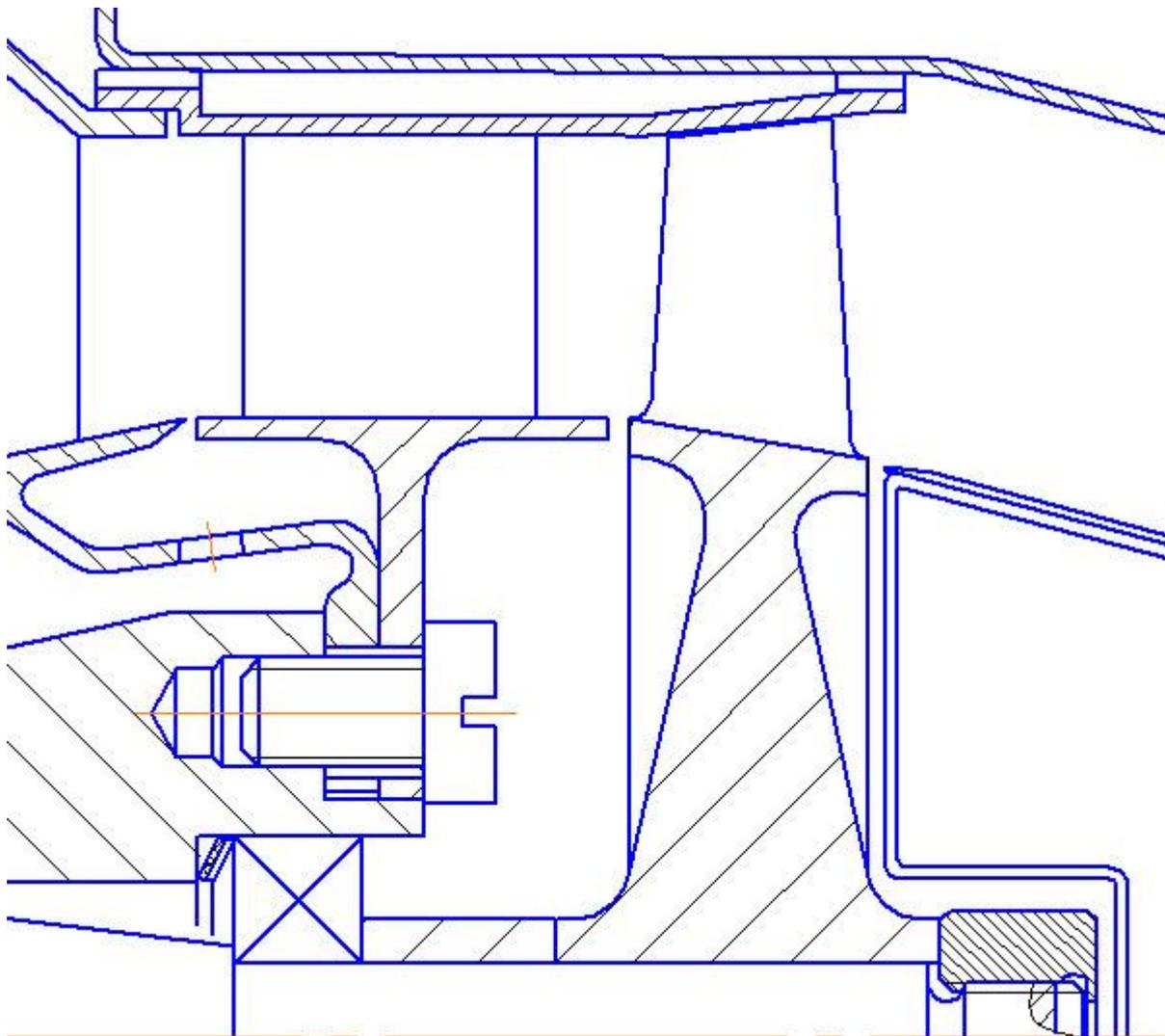


Рис. 2.1. Рабочее колесо турбины микроГТД

Шаг 1. Создайте точки со следующими координатами (таблица 2.1)

Таблица 2.1 – Координаты точек профиля диска

Номер точки	Координата по оси X, м	Координата по оси Y, м	Координата по оси Z, м
1	0,004	-0,0028	0
2	0,004	0,0218	0
3	0,0065	-0,0028	0
4	0,0065	0,0218	0
5	0,0065	0,005	0
6	0,0065	0,0185	0

7	0,0317575	0,003	0
8	0,034	0,016	0
9	0,0297575	0,003	0
10	0,032	0,016	0
11	0,03057197	0,007721	0
12	0,0311553	0,011103	0

Шаг 2. Соедините прямыми линиями точки как показано на рис. 2.2

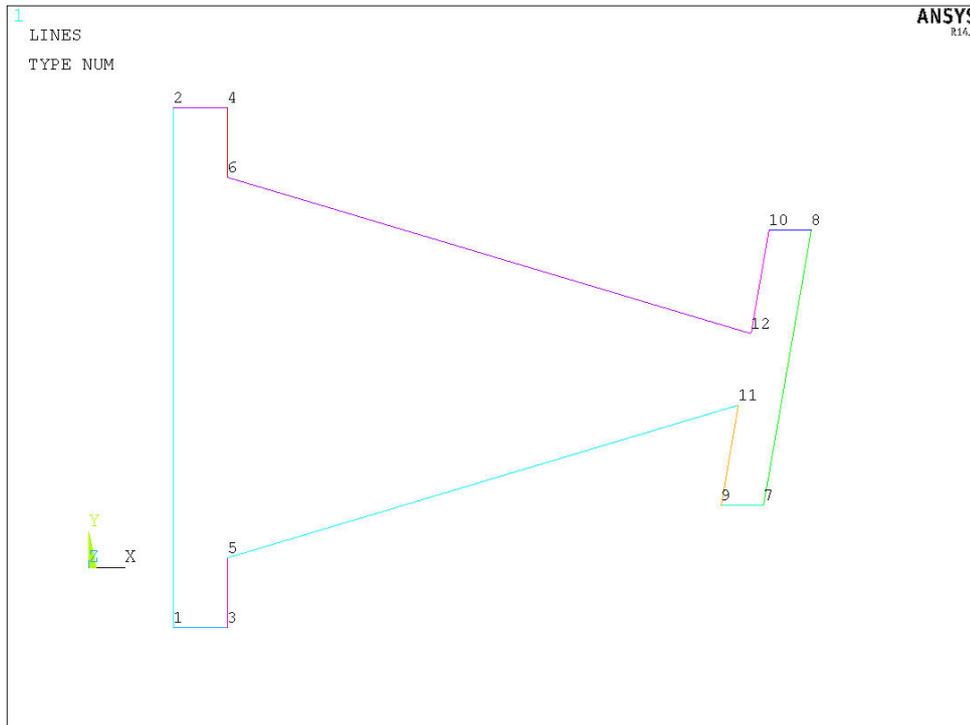


Рис. 2.2. Контуры диска турбины

Шаг 3. Добавьте скругления операцией *Line Fillet* согласно рис. 2.3;

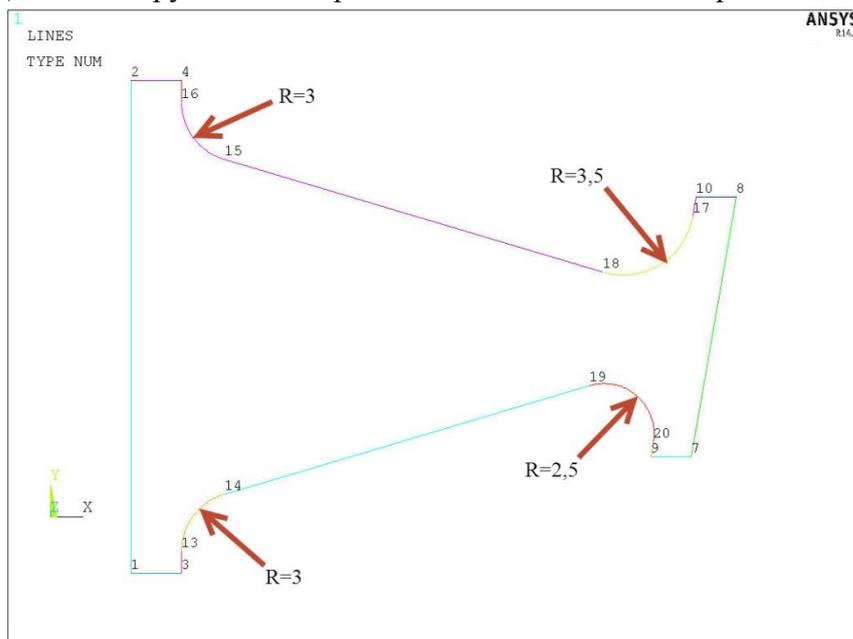


Рис. 2.3. Радиусы скругления в модели

Шаг 4. Создайте поверхность по линиям контура диска;

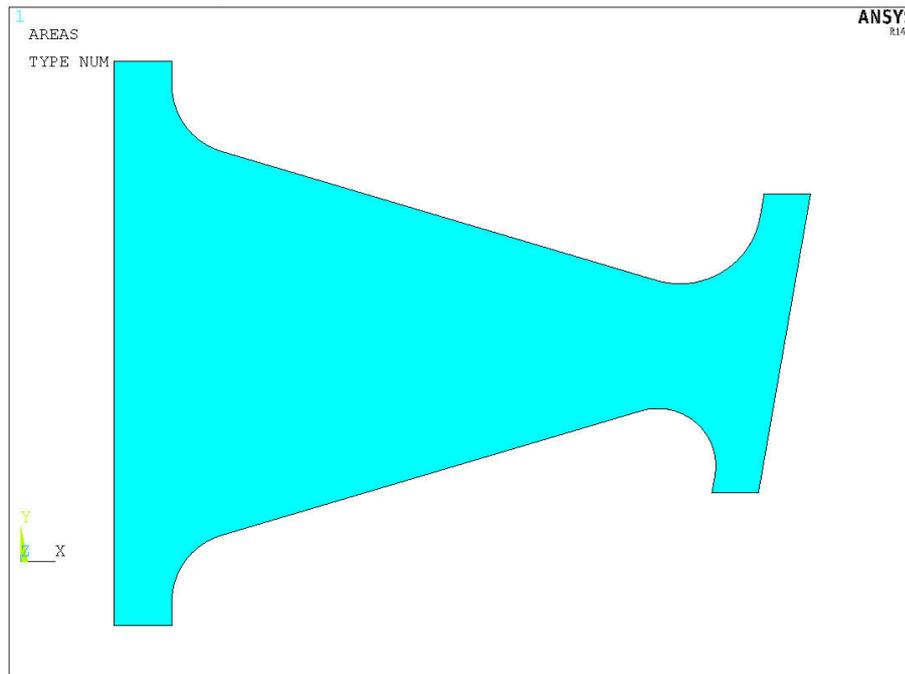


Рис. 2.4. Поверхность полотна диска

Шаг 5. Задайте тип конечного элемента Solid182 (Plane182);

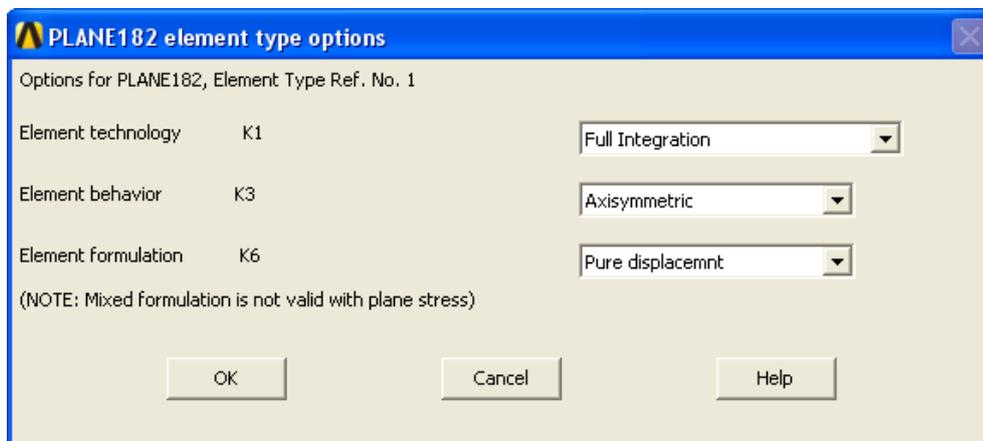


Рис. 2.5. Опции элемента Plane182

В опциях элемента в графе *Element behavior* укажите *Axisymmetric* (рис. 2.5)

Шаг 6. Задайте следующие свойства материала: плотность 8400 кг/м^3 ; модуль упругости при температуре 0°C $1,9 \cdot 10^{11} \text{ н/м}^2$, модуль упругости при температуре 900°C $1,3 \cdot 10^{11} \text{ н/м}^2$. Коэффициент линейного расширения при различных температурах введите согласно таблице 2.2;

Таблица 2.2 - Коэффициент линейного расширения

T, °C	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\alpha, 10^{-6}/^\circ\text{C}$	11	11,4	11,7	12,1	12,5	12,8	13	13,3	13,8	14,3

Задайте билинейные кривые пластичности (рис. 2.6) для двух значений температуры металла:

Таблица 2.3 - Данные для билинейных кривых пластичности

T, °C	0	900
Предел пропорциональности, Па	$6,7 \cdot 10^8$	$4,5 \cdot 10^8$
Тангенциальный Модуль, Па	$1,02 \cdot 10^9$	$7,35 \cdot 10^8$

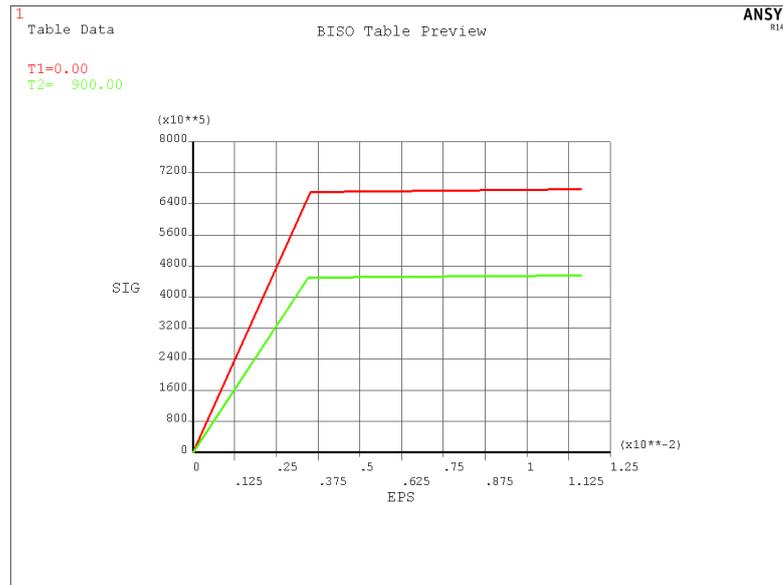


Рис. 2.6. Билинейные кривые пластичности

Шаг 7. Задайте размер стороны конечного элемента 0,2 мм: *Preprocessor* → *Meshing* → *Size Cntrl*s → *ManualSize* → *Global* → *Size*;

Шаг 8. Создайте свободную сетку конечных элементов (рис. 2.7)

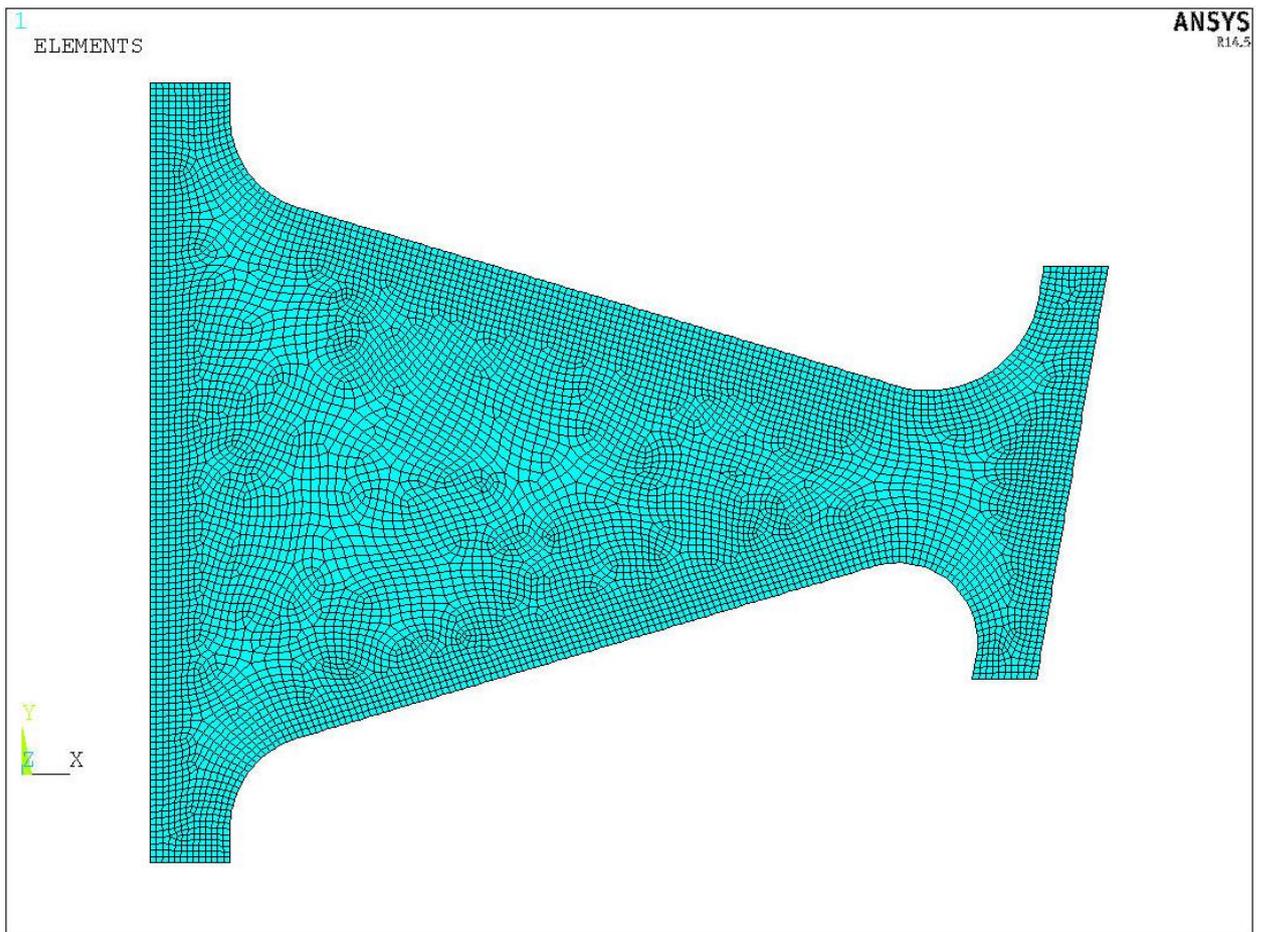


Рис. 2.7. Конечно-элементная модель

Шаг 9. Задайте контурную нагрузку 3152 Н по ободу диска, моделирующую влияние лопатки турбины (рис. 2.8)

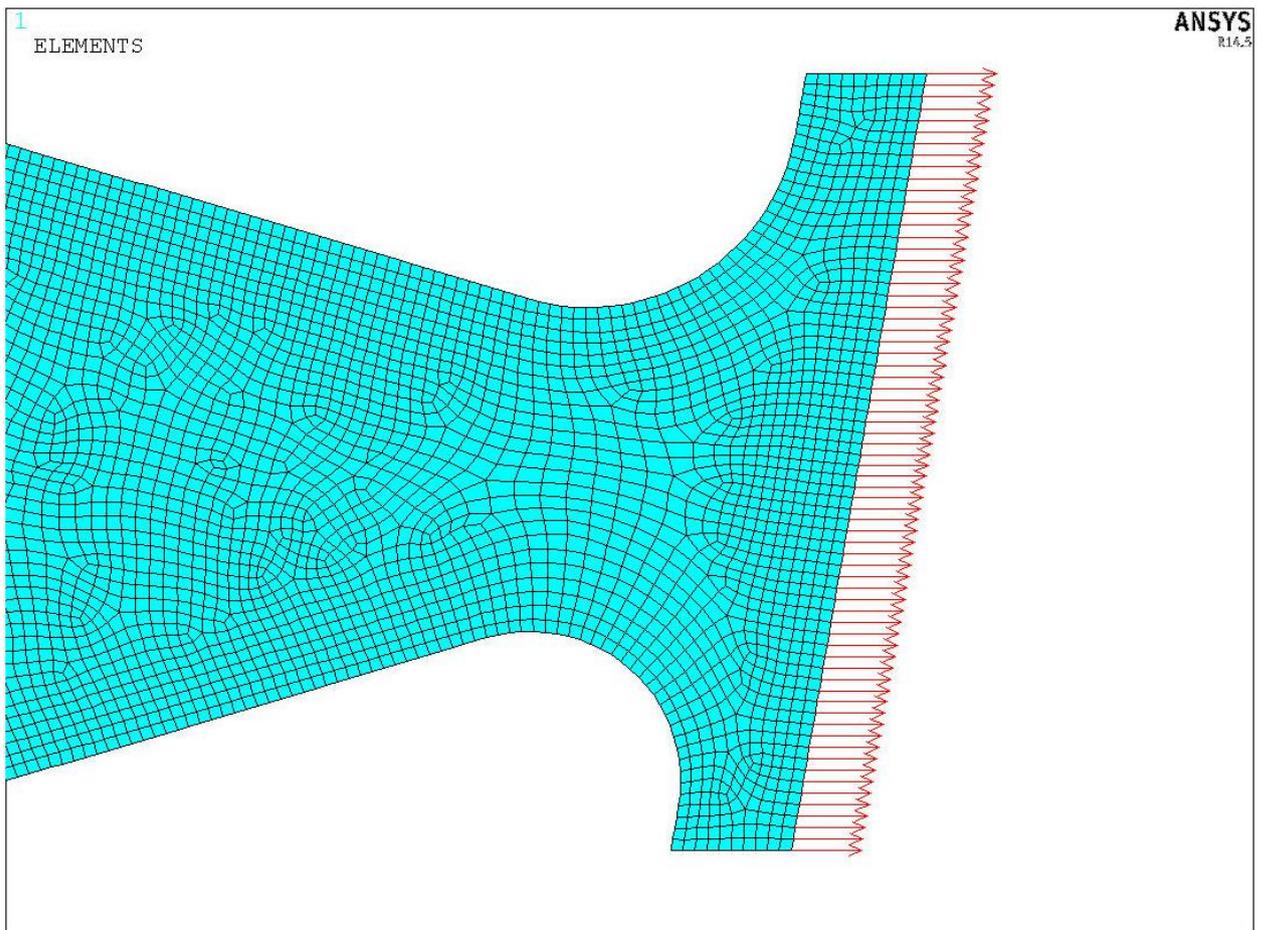


Рис. 2.8. Контурная нагрузка на обод диска

Шаг 10. Приложите температурную нагрузку (рис. 2.9) следующим макросом:

```

T_obod=600
T_stup=150
r_3=34
r_1=4
*get,n_count,node,0,count
*do,i,1,n_count
_tan=(T_obod-T_stup)/(r_3/1000-r_1/1000)
BF,i,TEMP,T_stup+(Nx(i)-r_1/1000)*_tan
*enddo

```

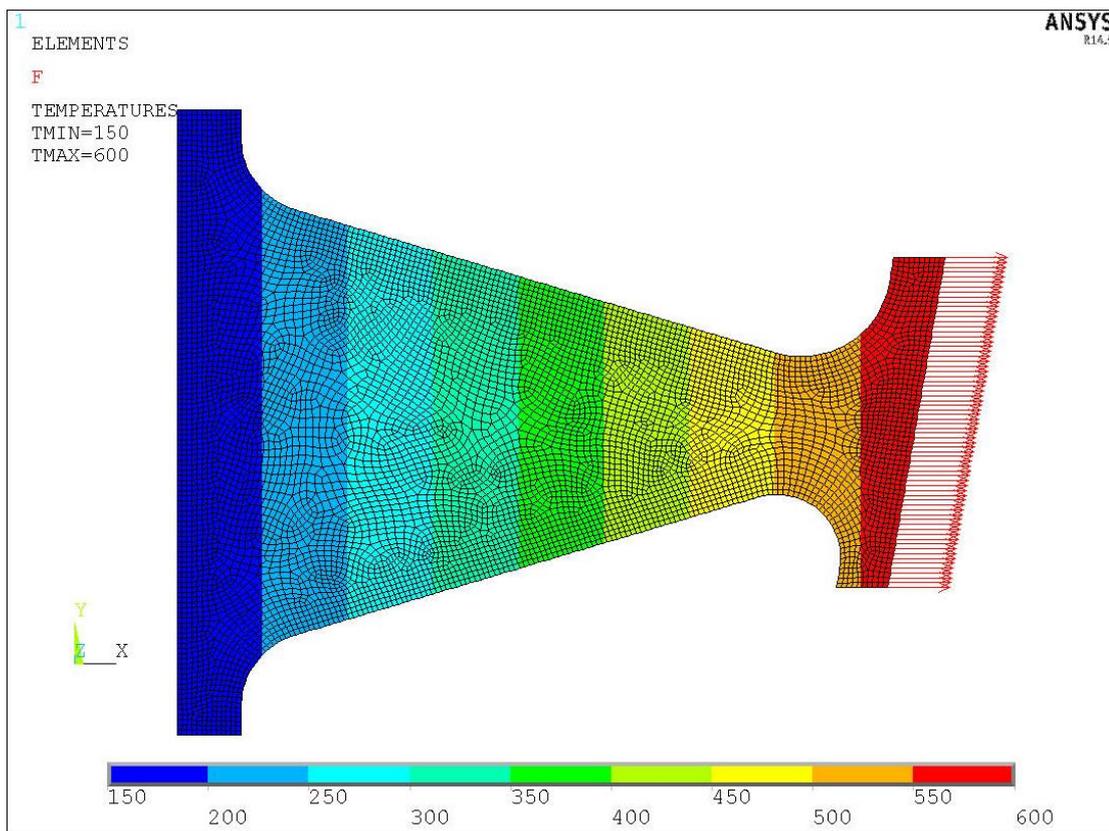


Рис. 2.9. Распределение температуры по поверхности диска

Шаг 11. Закрепите модель в точке 1, запретив перемещения в направлении оси Y

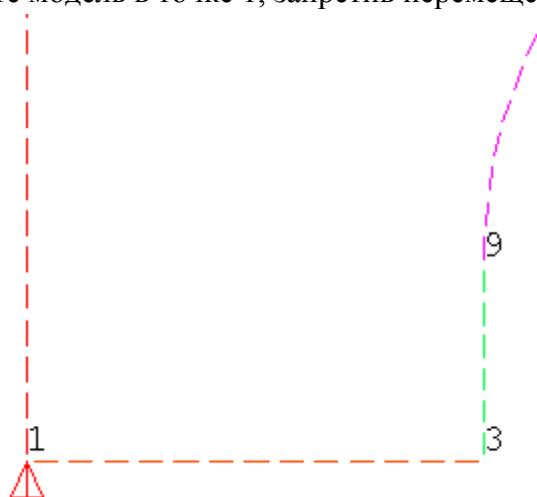


Рис. 2.10. Закрепление модели

Шаг 12. Приложите центробежную нагрузку 86000 об/мин

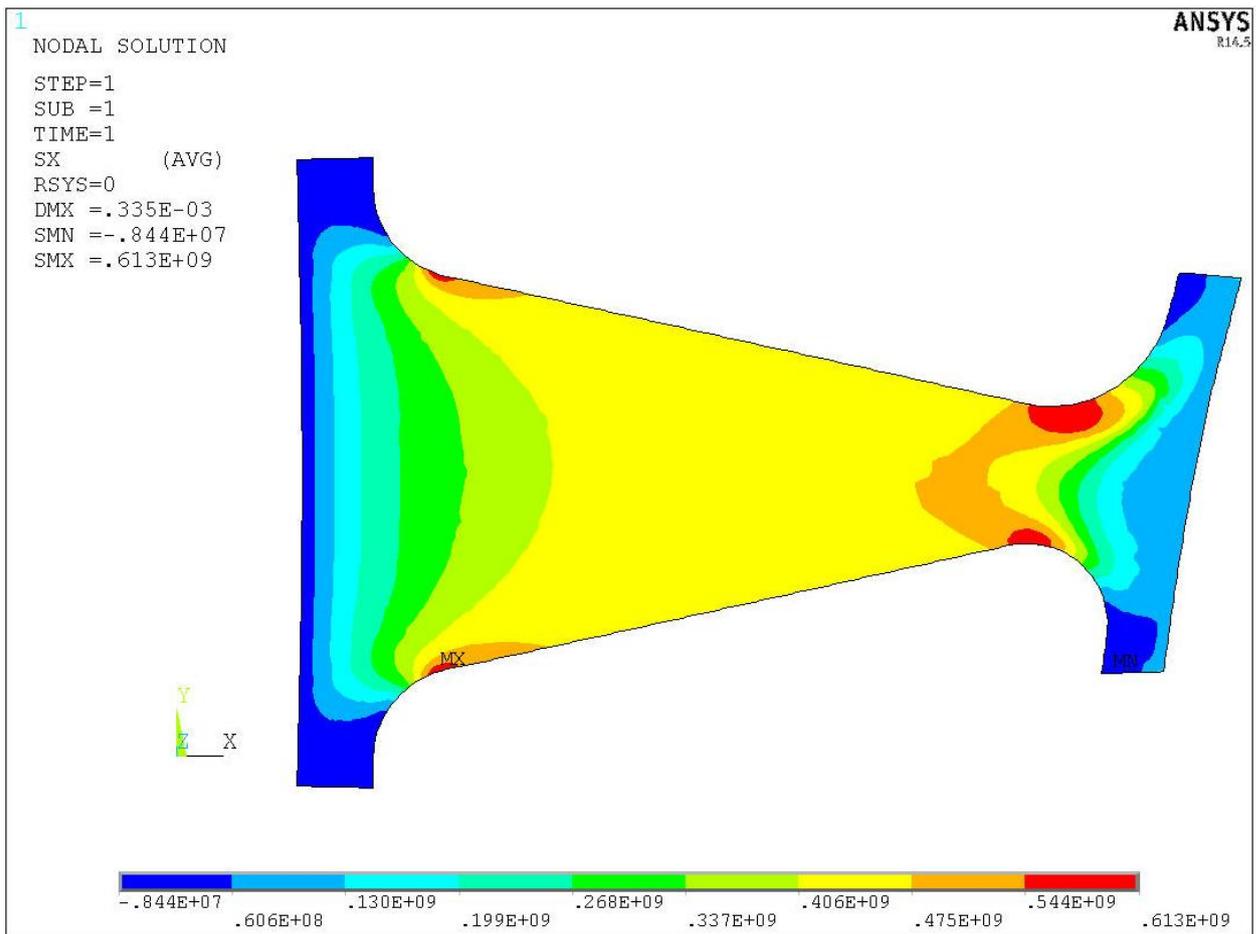


Рис. 2.11. Радиальные напряжения в диске турбины

Максимальные напряжения равны 613 МПа, при допускаемых напряжениях 600 МПа, следовательно, необходима прочностная доводка.

2.2 Прочностная доводка диска турбины

На данном этапе необходимо провести «выглаживание» диска турбины, исходя из условия максимального приближения конструкции к равнопрочной. Линии, определяющие контур диска, заменяются сплайнами, далее, меняя толщину диска по сечениям, добиваются удовлетворительных результатов по коэффициентам запаса в сечении.

Шаг 1. Создайте точки со следующими координатами (таблица 2.4):

Таблица - 2.4 Координаты профиля диска

Номер точки	Координата по оси X	Координата по оси Y	Координата по оси Z
1	0,004	0,0218	0
2	0,0065	0,0218	0
3	0,0065	0,018	0
4	0,031355	0,01148	0
5	0,032	0,016	0
6	0,034	0,016	0
7	0,03176	0,02	0
8	0,02976	0,02	0
9	0,03079	0,00752	0
10	0,065	0,0098	0
11	0,065	-0,0028	0
12	0,004	-0,0028	0
13	0,008	0,01622	0
14	0,0115	0,01544	0
15	0,0155	0,01456	0
16	0,019	0,01379	0
17	0,024	0,01268	0
18	0,008	0,00278	0
19	0,0115	0,00356	0
20	0,0155	0,00444	0
21	0,019	0,00521	0
22	0,024	0,00632	0

Шаг 2. Соедините прямыми линиями точки как показано на рис. 2.12.

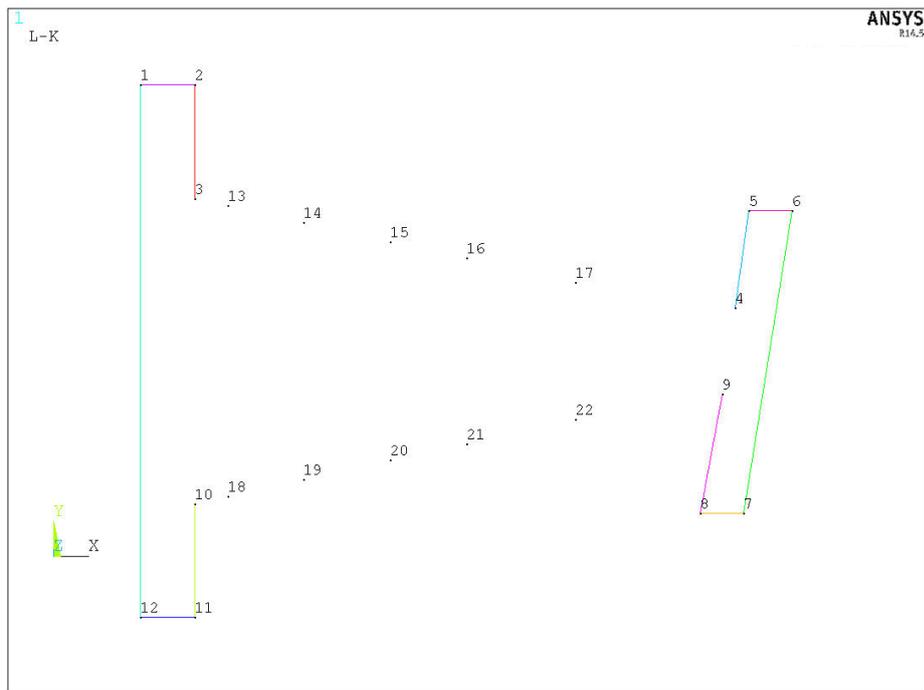


Рис. 2.12. Прямые линии контура диска

Шаг 3. Соедините сплайнами точки 3-13-14-15-16-17-4 и точки 10-18-19-20-21-22-9;

Шаг 4. Добавьте скругления между точками: 11 и 3; 12 и 7, 12 и 8, 11 и 2 радиусами с помощью команд:

```
LFILLT,11,3,r1, ,
LFILLT,12,7,r2, ,
LFILLT,12,8,r3, ,
LFILLT,11,2,r3, ,
```

Шаг 5. Для удобства изменения формы диска, добавьте в координаты Y точек 14-17, 19-22 переменные x_1, x_2, \dots, x_5 в виде:

$$k,13,0.0080,0.0095+x1/2,0$$

Шаг 6. Повторите пункты 5-11 из раздела 2.1;

Шаг 7. Проведите прочностной расчет;

Шаг 8. Варьируя координатами точек 4, 9 и значением радиусов r_1, r_2 добейтесь в сечении 1-1 коэффициента запаса по местной прочности 1.2. Номера сечений обозначены согласно рис. 2.13. Предел длительной прочности материала ЖС-6К берется приближенно согласно рис. 2.14;

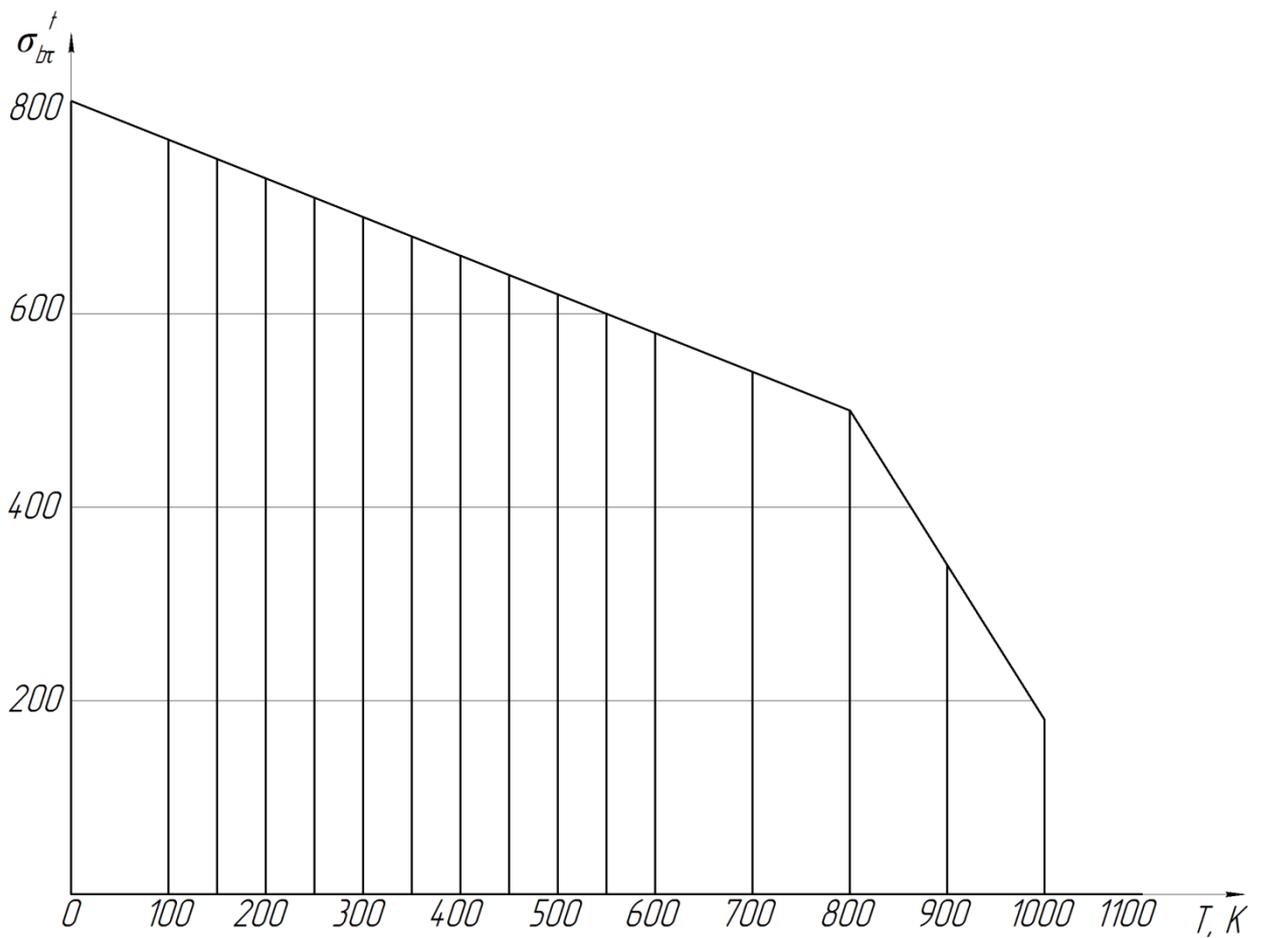


Рис. 2.13. Кривая длительной прочности ЖС-6К

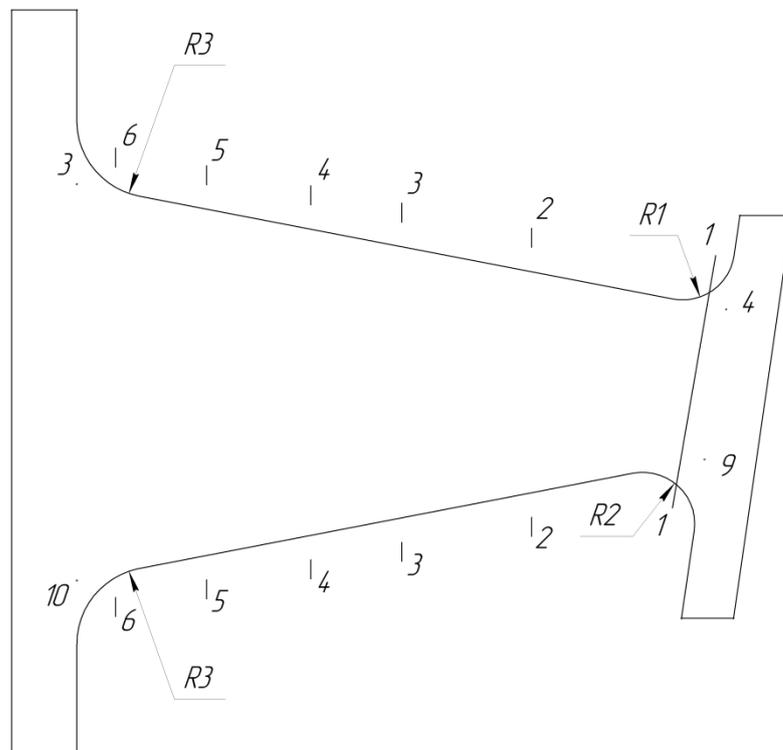


Рис. 2.14. Сечения диска

Шаг 9. Создайте путь между 2 крайними узлами в сечении 2-2, задайте в качестве выводимого параметра эквивалентные напряжения:

```
FLST,2,2,1
FITEM,2,23594
FITEM,2,694
PATH,putb,2,30,20,
PPATH,P51X,1
PATH,STAT
AVPRIN,0,0.4,
PDEF,putb,S,eqv,AVG
/PBC,PATH, ,0
```

Шаг 10. Выведите значение напряжений по пути в массив командой:

```
PAGET,naprPOIN,POIN
PAGET,naprDATA,TABL
PAGET,naprLABL,LABEL
```

Шаг 11. Осредните напряжения по сечению из массива с помощью цикла:

```
napr=0
*do,i,1,21
napr=napr+naprdata(i,5)
*enddo
sredn=napr/21
```

Шаг 12. Меняя координаты Y с помощью введенных переменных X, и повторяя пункты 9-11, добейтесь коэффициента запаса 1.2 по средним напряжениям;

Шаг 13. Аналогичным образом добейтесь коэффициента запаса 1.2 по осредненным эквивалентным напряжениям в сечениях 2-2...5-5;

Шаг 14. Варьируя координатами точек 3 и 10, добейтесь в сечении 6-6 коэффициента запаса по местной прочности 1,2;

Шаг 15. При необходимости, сгладьте форму диска, перемещая сечения в радиальном направлении, варьируя соответствующими координатами.

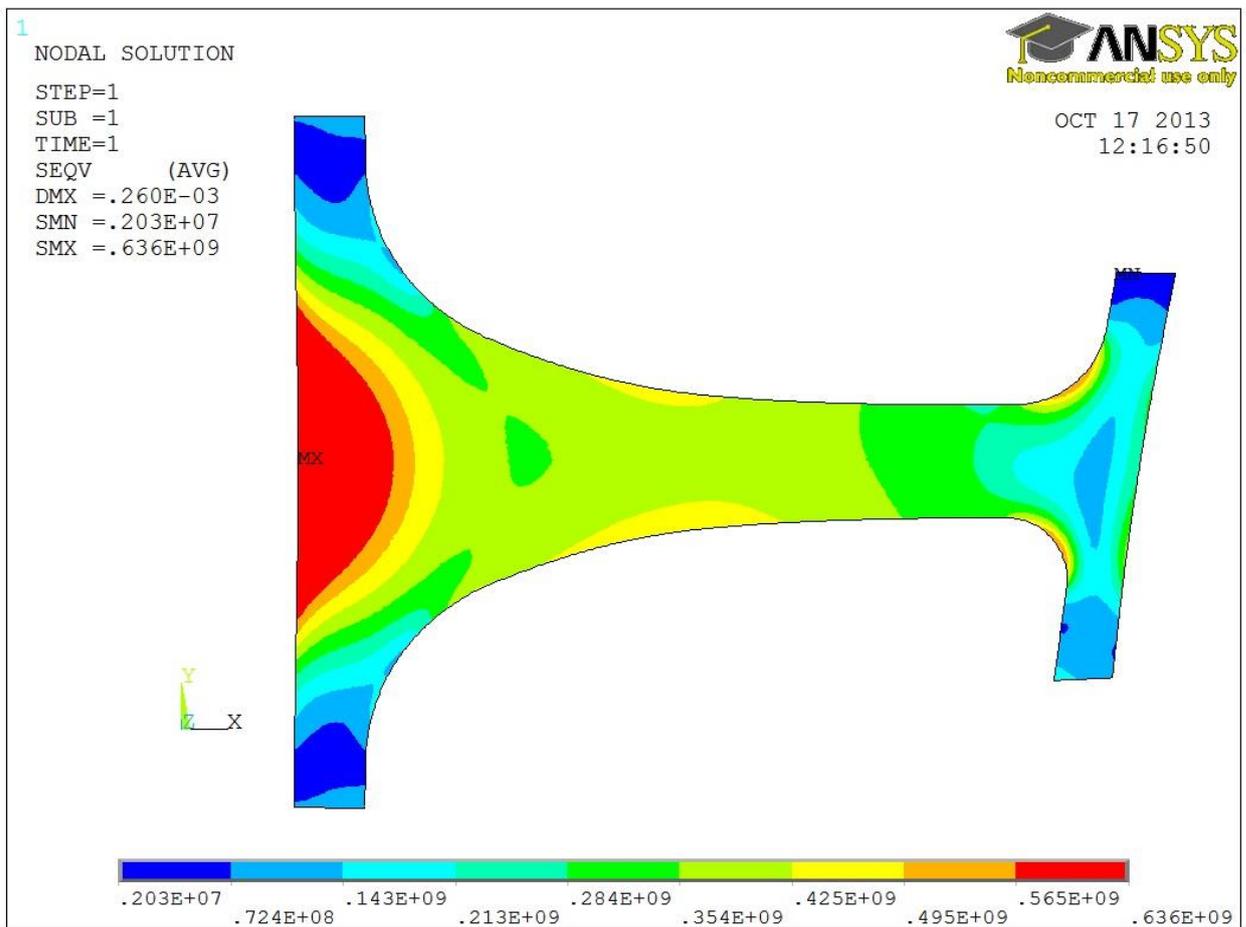


Рис. 2.15. Эквивалентные напряжения в диске турбины

Максимальные эквивалентные напряжения в диске 636 МПа, при запасе прочности 800 МПа. Коэффициент запаса 1,25.

2.3 Разработка параметрической КЭ модели рабочего колеса турбины

2.3.1 Создание геометрической модели рабочего колеса

Прочностной расчет будет проводиться в проекте предварительно посчитанного газодинамического расчета в модуле *Static Structural*. Для этого необходимо к лопатке рабочего колеса пристроить диск средствами *Design Modeler*.

Шаг 1. Откройте проект *WorkBench* с газодинамическим расчетом лопатки турбины. Добавьте *Ansys Static Structural* в дерево проекта.

Шаг 2. Войдите во вкладку  Geometry . Установите единицы измерения миллиметр (рис. 2.16).

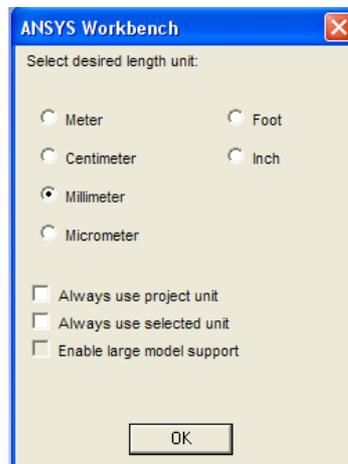


Рис. 2.16. Установка единиц измерения

Шаг 3. Для создания параметрической модели лопатки ее необходимо загрузить из BladeGen при помощи команды *Load BGD* (рис. 2.17).

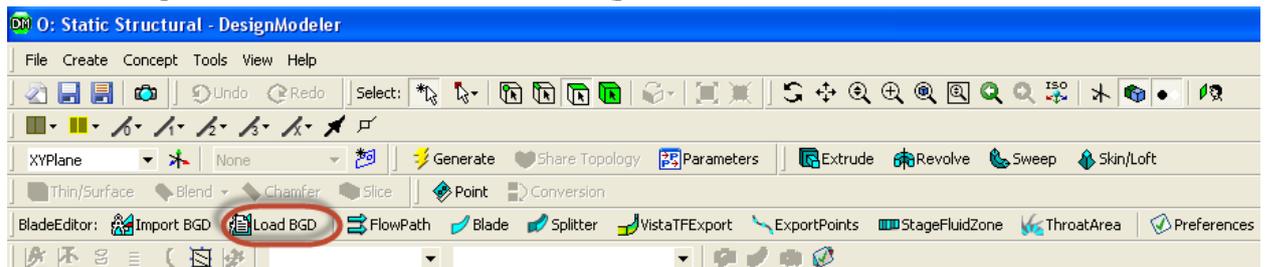


Рис. 2.17. Загрузка модели лопатки

Укажите путь к файлу *BG-1.bgd*, который находится в папке проекта

После загрузки геометрии лопатки нажмите кнопку  *Generate*. Оставьте на экране одну лопатку, для этого в меню *Details View* в графе *Number of Blade Sets* поставьте 1 (рис. 2.18).

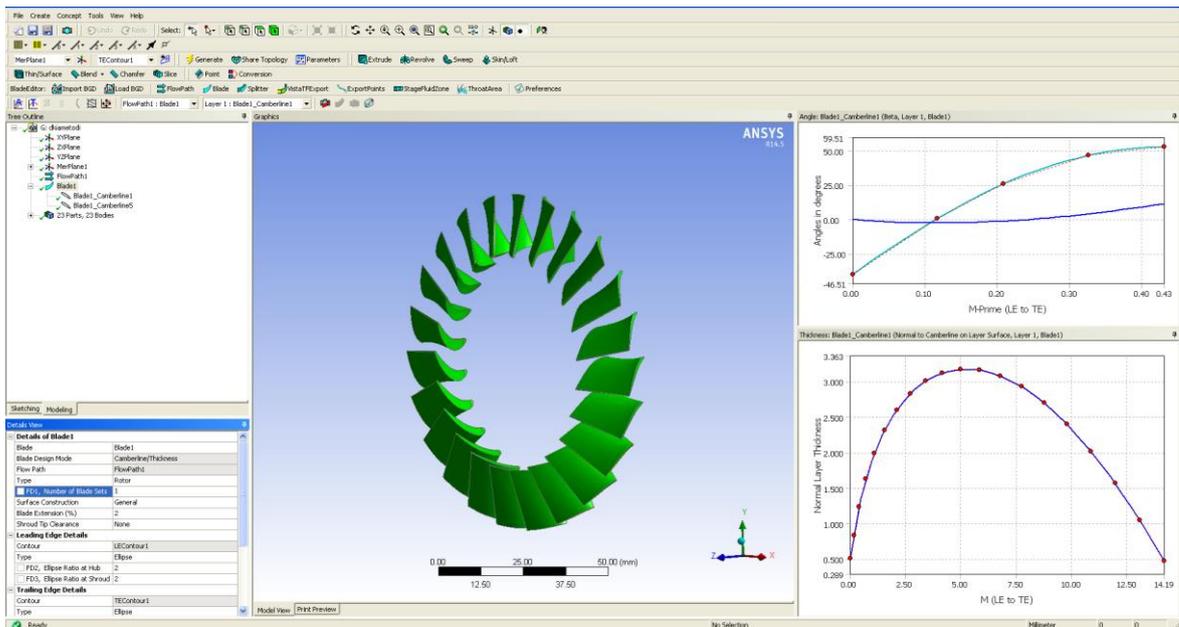


Рис. 2.18. Рабочий лопаточный венец

Результат выполнения операции представлен на рис. 2.19

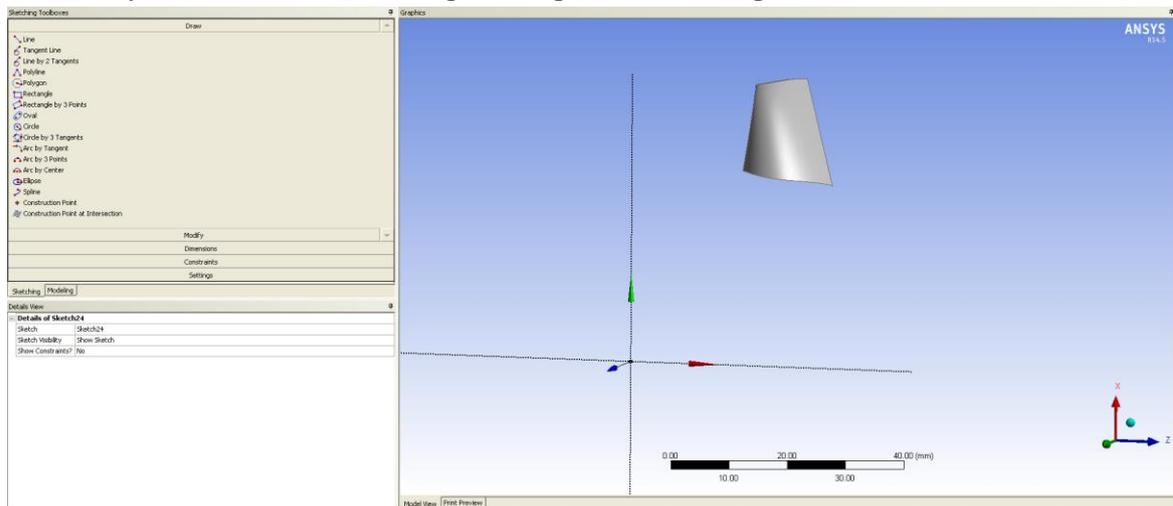


Рис. 2.19. Лопатка турбины

Шаг 4. Для создания эскиза профиля диска необходимо установить вспомогательную рабочую плоскость, ось системы координат которой проходит через ось двигателя, другая ось совпадает с центроидом лопатки. Вычислите координаты центра тяжести лопатки: *Menu* → *Tools* → *Analysis Tools* → *Mass Properties* (рис. 2.20).

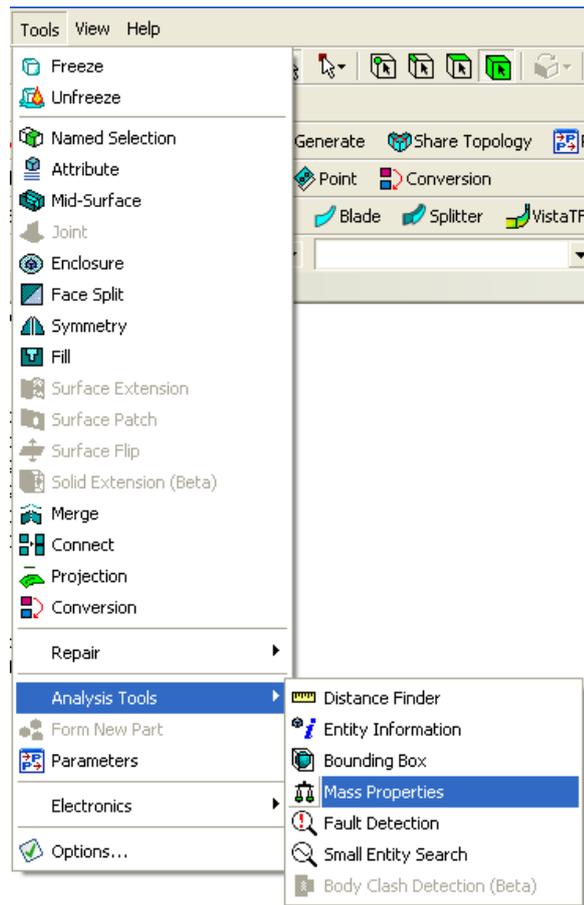


Рис. 2.20. Анализ массовых характеристик лопатки

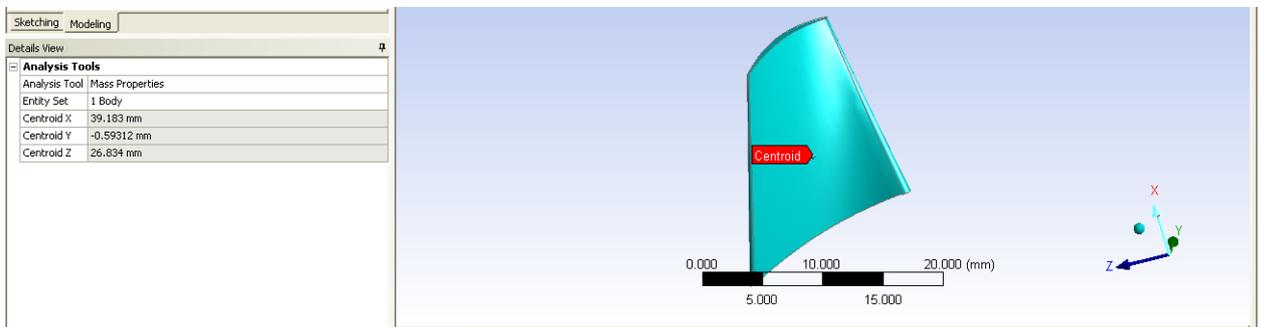


Рис. 2.21. Координаты центра лопатки

Шаг 5. Создайте вспомогательную систему координат, смещенную относительно центра лопатки вдоль оси X и Y на величины координат центра, т.е. по оси X на 39,183 мм, по оси Y на 0,593 мм. В *Utility Menu* выберите **Create** → **New Plane**. Расположите вспомогательную систему координат таким образом, чтобы сечение диска строилось в плоскости XY , для этого разверните оси системы координат, задав необходимые углы и оси вращения (рис. 2.22), тип строящейся системы координат **From Centroid**.

Details View	
Details of Plane5	
Plane	Plane5
Type	From Centroid
Base Entities	1 Body
Transform 1 (RMB)	Rotate about Z
<input type="checkbox"/> FD1, Value 1	-90 °
Transform 2 (RMB)	Offset Global X
<input type="checkbox"/> FD2, Value 2	-39.183 mm
Transform 3 (RMB)	Offset Global Y
<input type="checkbox"/> FD3, Value 3	0.593 mm
Transform 4 (RMB)	None
Reverse Normal/Z-Axis?	No
Flip XY-Axes?	No
Export Coordinate System?	No

Рис. 2.22. Параметры вспомогательной системы координат

Таким образом, получена система координат (рис. 2.23), ось *Y* которой направлена вдоль радиуса рабочего колеса, ось *X* совпадает с осью вращения рабочего колеса (*Global Z*).

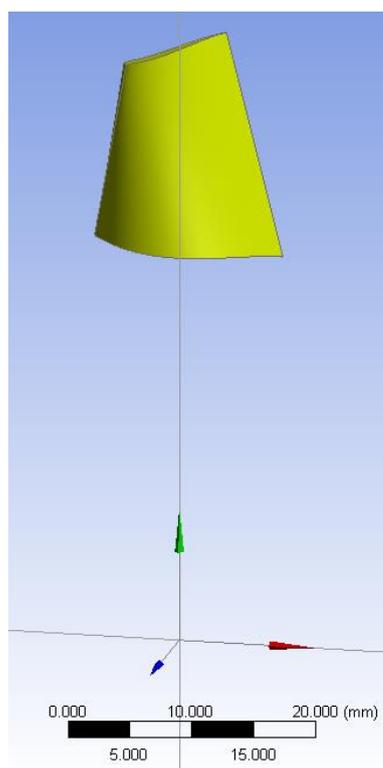


Рис. 2.23. Вспомогательная система координат

Шаг 6. Выберите созданную систему координат, войдите в режим эскиза *Sketching*. Во вкладке *Constraints* (рис. 2.24) установите автоматическую привязку курсора к создаваемым элементам эскиза (точки, концы отрезков и т.п.).



Рис. 2.24. Установка автоматических привязок курсора

Шаг 7. Во вкладке *draw* выберете построение линии и создайте контуры прямых линий диска, как показано на рис. 2.25.

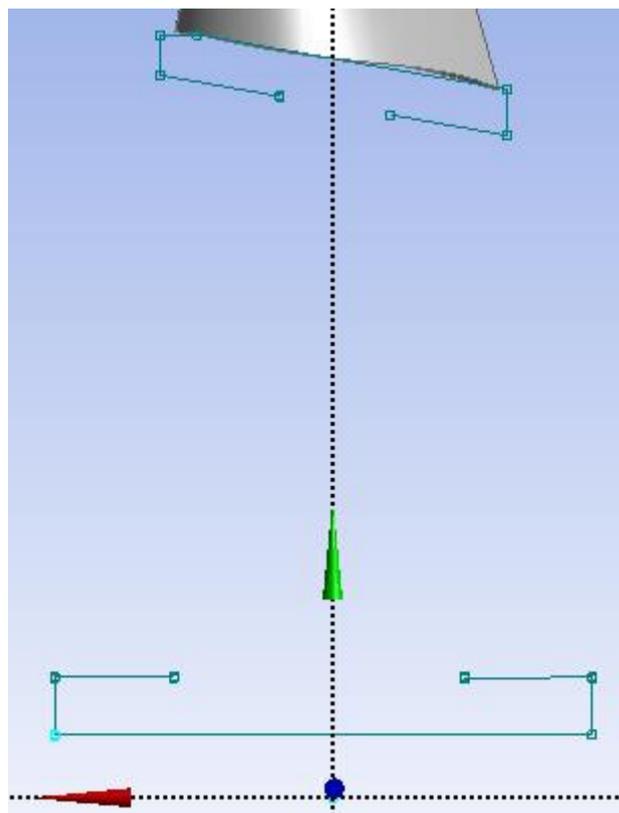


Рис. 2.25. Контуры сечения диска

Шаг 8. Задайте «вертикальность» и «горизонтальность» соответствующих линий, используя ограничения *Horizontal* и *Vertical* (рис 2.26). Это позволит параметризовать одну точку отрезка, при изменении координаты которой плоскопараллельно будет перемещаться весь отрезок.

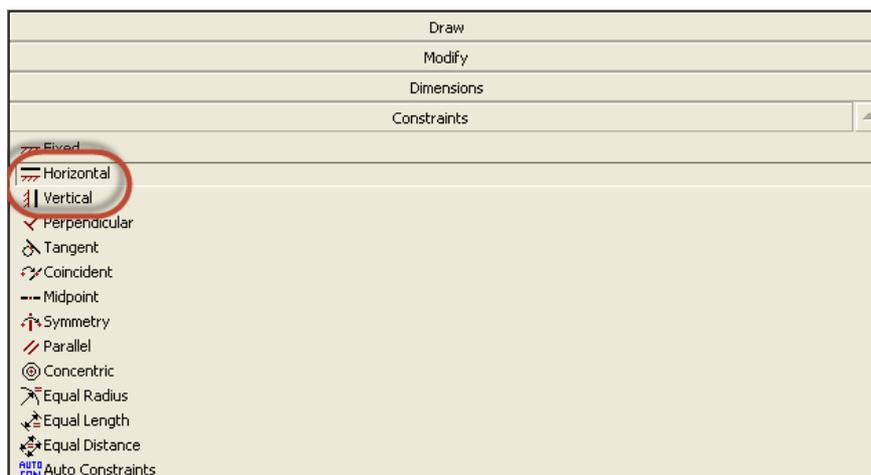


Рис. 2.26. Меню наложения ограничений на линии эскиза

Отрезок, на который наложено то или иное ограничение отображается голубым цветом (рис. 2.27).

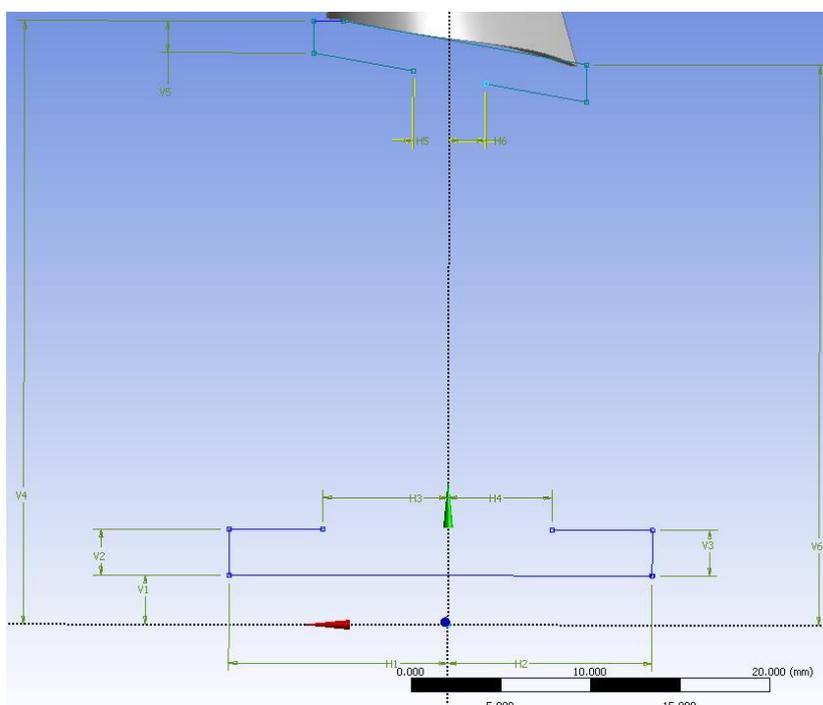


Рис. 2.27. Цветовая индикация отрезков с ограничениями

Шаг 9. Создайте *Construction point*, определяющие сплайны сечения диска. Соедините точки сплайновыми линиями. Для завершения ввода сплайновой линии щелкните правой кнопкой мыши после выбора последней точки, в открывшейся вкладке выберите *Open End*. Задайте координаты расположения всех точек сечения диска согласно рис. 2.29, тем самым определив исходную форму диска рабочего колеса

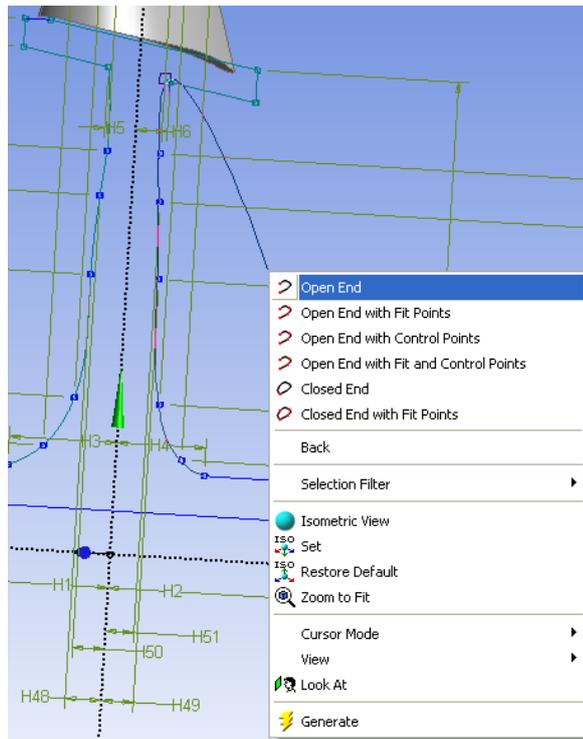


Рис. 2.28. Сплайновые линии сечения диска

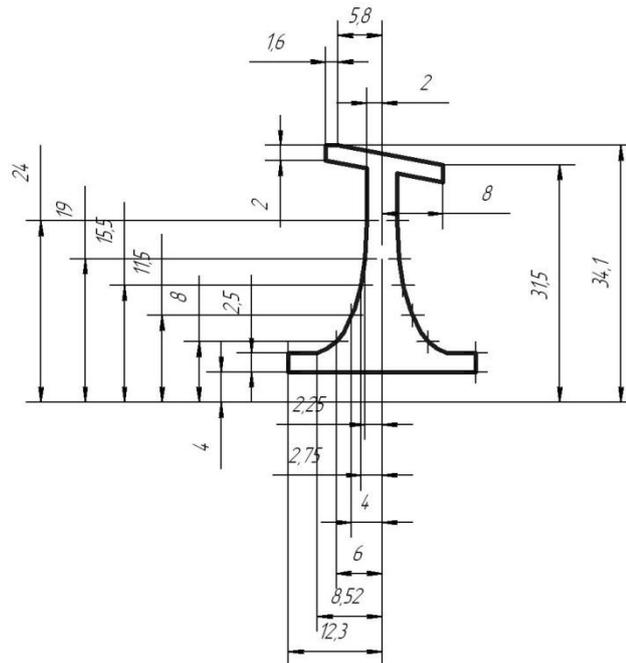


Рис. 2.29. Геометрические параметры сечения диска

Шаг 10. Сделайте горизонтальные размеры, определяющие толщину диска параметрическими, для этого в *Details View* щелкните ЛКМ напротив обозначения размера, после этого размер станет фиксированным с параметром, определяющим его величину.



Рис. 2.30. Введение параметра

Шаг 11. В данной модели необходимо добавить возможность изменять толщину лопатки по трем сечениям, а также возможность делать выносы периферийного сечения по двум направлениям. В дереве проекта щелкните ЛКМ на  Blade3. В появившемся меню в закладке *Camberline/Thickness Definitions* напротив *Layer 3* поставьте *Yes* (рис. 2.31). Таким образом, в модели можно будет управлять толщиной втулочного, среднего и периферийного сечения

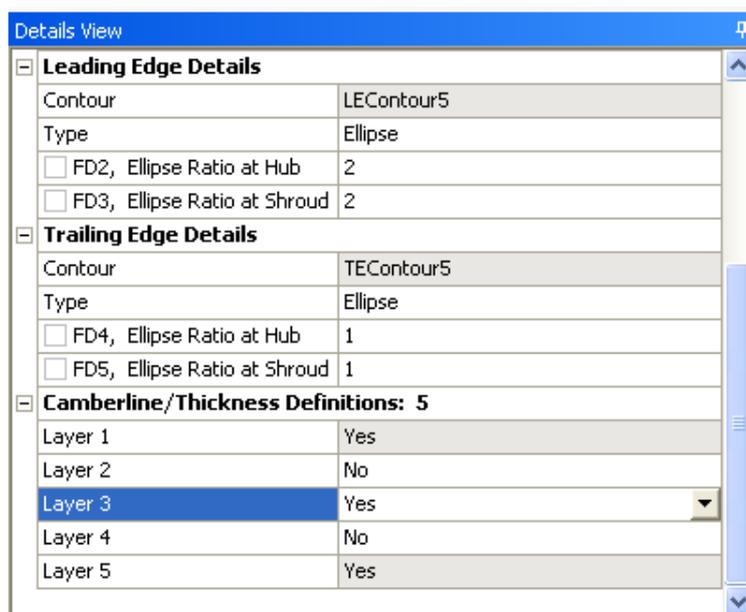


Рис. 2.31. Установка среднего сечения лопатки активным

Шаг 12. Выберите управление средней линией втулочного сечения  Blade3_Camberline1. В окне управления толщиной сечения относительно средней линии сделайте координаты по оси ординат точек графика параметрическими. Для этого щелкните ПКМ по точке средней линии, в появившемся окне выберите *Use as Input Parameter* (рис. 2.32). Затем щелкните ЛКМ по этой же точке. Аналогичную операцию проделайте для остальных точек средней линии.

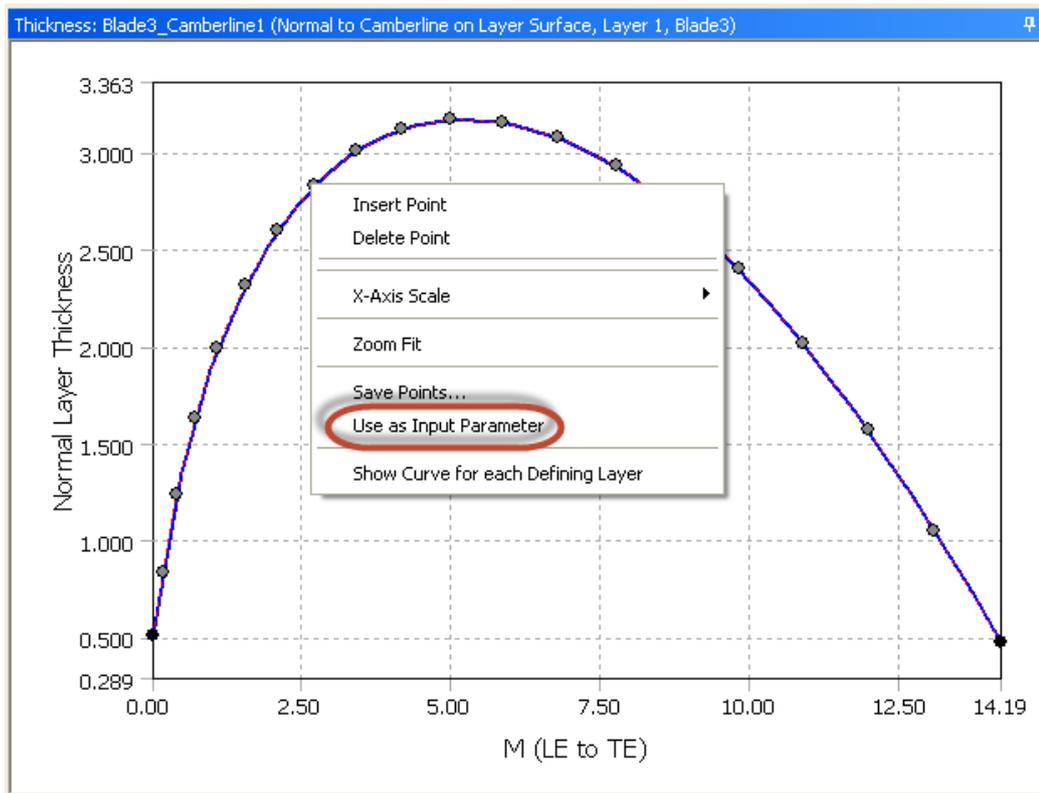


Рис. 2.32. Средняя линия втулочного сечения лопатки

Шаг 13. В меню *Details View* щелкните ЛКМ напротив координаты Y точек средней линии, сделав размер параметрическим (в пустом квадрате появится значок **D**) (рис. 2.33)

Details View	
Details of Blade3_Camberline1	
Camberline/Thickness	Blade3_Camberline1
Details of Camberline	
Angle Definition	User Specified
Angle Definition Type	Beta
Theta Reference	Leading Edge
<input type="checkbox"/> Theta at Reference(degree)	0
Angle Data Location	Camberline
X-Axis Definition Type	M'
Details of Thickness	
Thickness Definition	User Specified
Thickness Definition Type	Normal to Camberline on Layer Surface
X-Axis Definition Type	M
Details of Thickness Point 1	
<input checked="" type="checkbox"/> FD1016, Y of Thickness Point 1	0.513445
Details of Thickness Point 2	
<input type="checkbox"/> X of Thickness Point 2	0.17469783
<input checked="" type="checkbox"/> FD1018, Y of Thickness Point 2	0.83845
Details of Thickness Point 3	
<input type="checkbox"/> X of Thickness Point 3	0.39204933
<input checked="" type="checkbox"/> FD1020, Y of Thickness Point 3	1.24283
Details of Thickness Point 4	
<input type="checkbox"/> X of Thickness Point 4	0.69447225
<input checked="" type="checkbox"/> FD1022, Y of Thickness Point 4	1.62963
Details of Thickness Point 5	
<input type="checkbox"/> X of Thickness Point 5	1.080064
<input checked="" type="checkbox"/> FD1024, Y of Thickness Point 5	1.99104

Рис. 2.33. Координаты средней линии точек профиля

Система предложит присвоить имя создаваемому параметру, на рис. 2.34 представлено имя параметра, соответствующего первой точке средней линии втулочного сечения. Впоследствии будет введен общий параметр для всех точек, изменяя который можно равномерно менять толщину сечения.



Рис. 2.34. Имя параметра

Шаг 14. Задайте размеры, определяющие вынос периферийного сечения лопатки в осевом направлении. Для этого в эскизе *ShroudContour* (рис. 2.35) задайте ограничение для вертикальной линии, от которой ставится размер H3 (рис. 2.36), а также нижней точки линии, определяющей входную кромку. Задайте горизонтальный размер H3, сделайте его параметрическим.

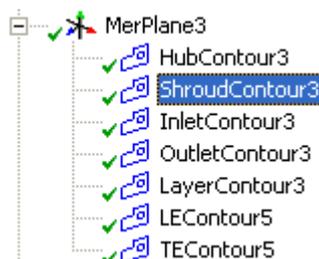


Рис. 2.35. Эскизы меридиональной плоскости лопатки

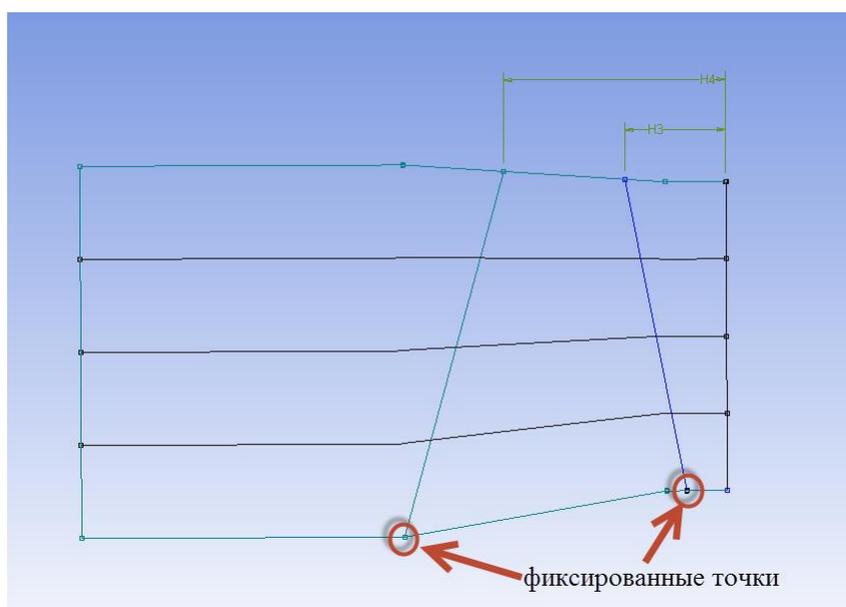


Рис. 2.36. Параметризация периферийного контура

Шаг 15. В эскизе *TEcontour* зафиксируйте нижнюю точку линии, определяющей выходные кромки, поставьте размер Н4, сделайте его параметрическим. Таким образом, меняя Н3 и Н4 на одинаковую величину можно производить вынос периферийного сечения лопатки в осевом направлении.

Шаг 16. В меню *Angle:Blade_Camberline5* сделайте параметрическими 10 точек, определяющих радиальное расположение периферийного сечения (рис. 2.37).

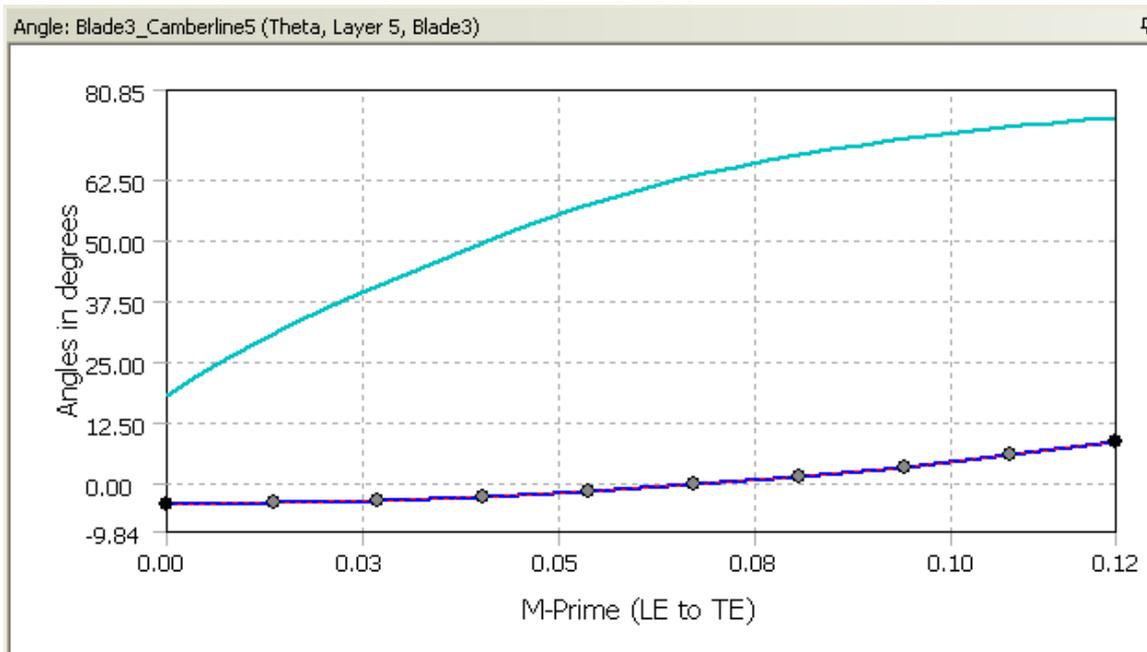


Рис. 2.37. Средняя линии сечения, определяющая его вынос в радиальном направлении

Шаг 17. В меню Parameters введите параметры, изменение которых позволит менять форму лопатки. Для этого во вкладке *DesignParameters* введите 5 параметров: коэффициент изменения толщины втулочного сечения, коэффициент изменения толщины среднего сечения, коэффициент изменения толщины периферийного сечения, коэффициент выноса периферийного сечения в осевом направлении, коэффициент выноса периферийного сечения в радиальном направлении.

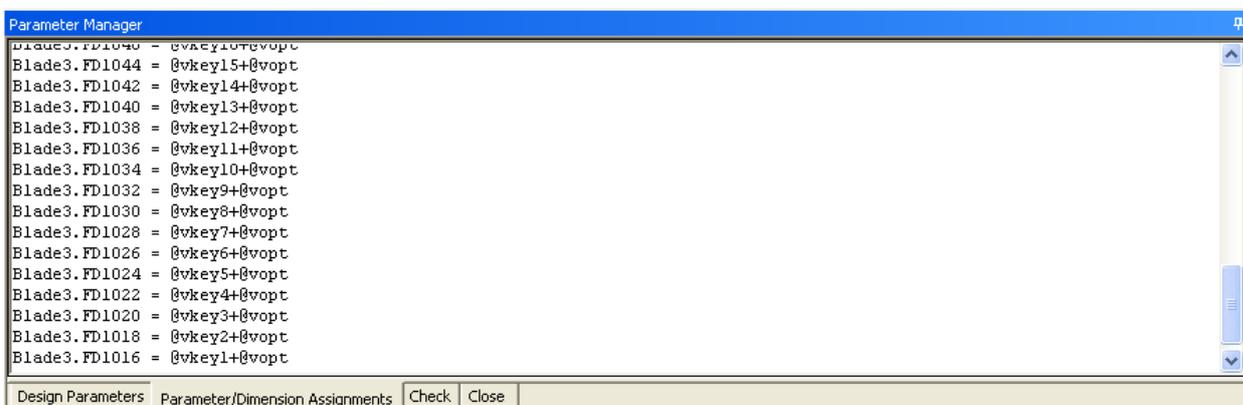


Рис. 2.38. Введение зависимости толщины втулочного сечения от вспомогательного коэффициента

Шаг 18. Проведите исправление поверхностей втулочного сечения, при этом в случае наличия «мелких» поверхностей, они будут объединены с соседними. В меню **Tools** выберите вкладку **Repair Faces**, установите максимальную площадь исправляемых поверхностей $0,005 \text{ мм}^2$.

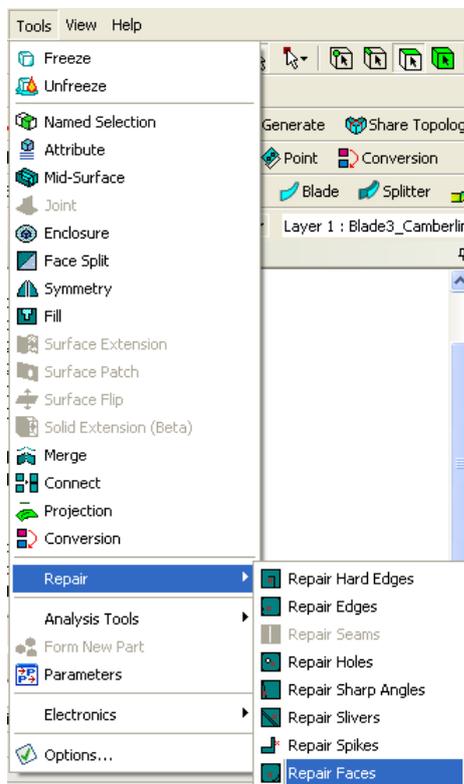


Рис. 2.39. Меню исправления поверхностей

В результате будут объединены поверхности втулочного сечения, указанные на рис. 2.40.

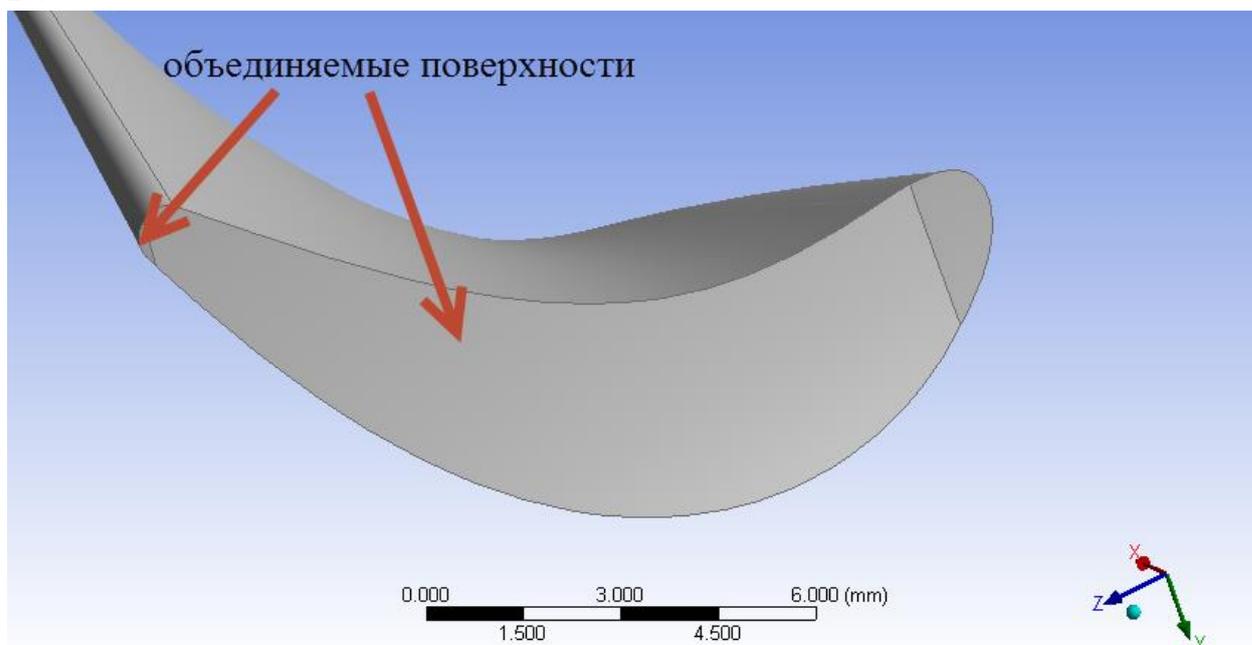


Рис. 2.40. Объединяемые поверхности

Шаг 19. Создайте исходные данные для построения сетки в *TurboGrid*. Щелкните ЛКМ на . В графе *Blade of Flow Path* меню операции укажите *FlowPath* из дерева модели, в графе *Blade Surfaces* укажите боковые поверхности лопатки. Таким образом, соединив вкладку  Geometry  с модулем *TurboGrid*, мы сможем менять форму лопатки в модуле *Static Structural*, передавая затем измененную форму лопатку в сеточный генератор и далее в *CFD* расчет.

Шаг 20. Создайте дополнительную систему координат, предназначенную для создания сектора диска рабочего колеса. В меню создания системы координат выберите *Type* → *From Face*, выберите втулочную поверхность пера лопатки (рис. 2.41).

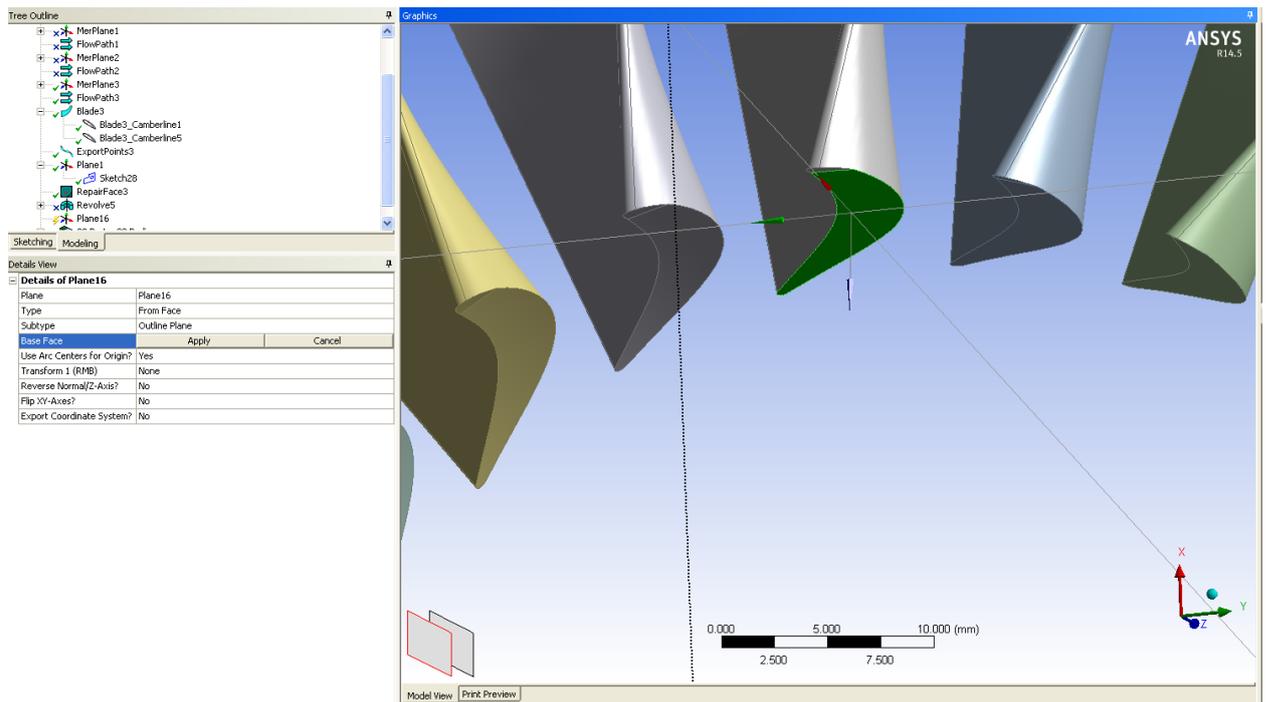


Рис. 2.41. Создание локальной системы координат на втулочном сечении

Шаг 21. Переместите созданную систему координат относительно оси X глобальной системы координат на 2 мм по направлению оси (рис. 2.42).

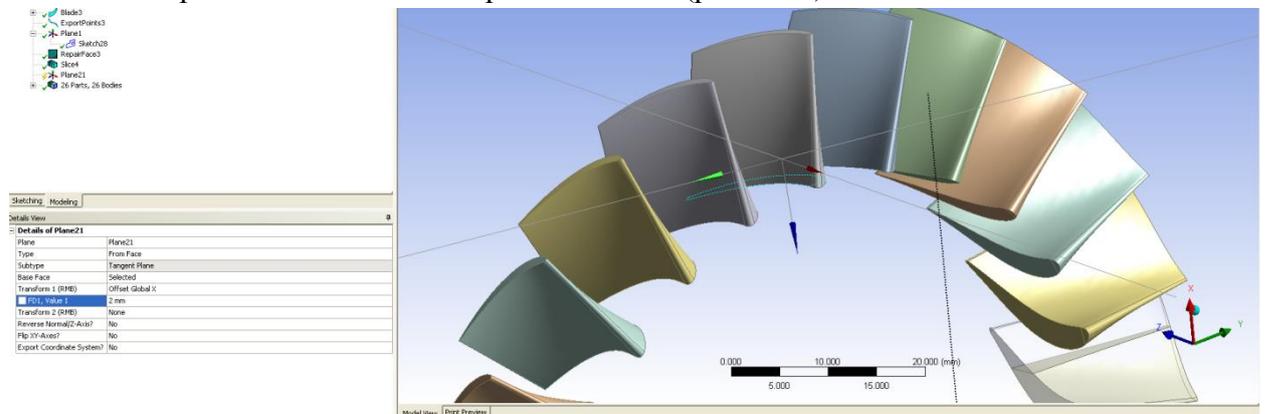


Рис. 2.42. Установка локальной системы координат

Шаг 22. Создайте диск рабочего колеса операцией  Revolve (рис. 2.43).

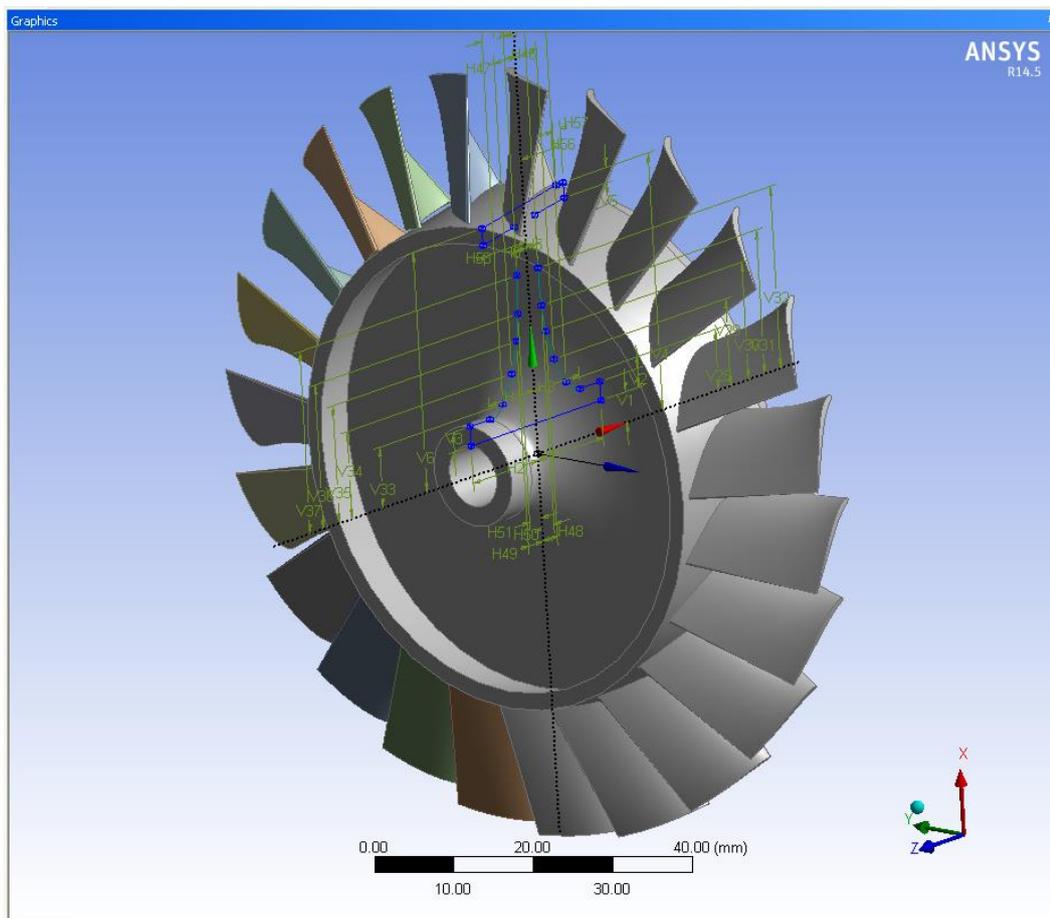


Рис. 2.43. Рабочее колесо

Шаг 23. Создайте эскиз во вспомогательной системе координат, созданной на шаге 20. В нем необходимо создать сплайн, который будет проходить примерно по середине между лопатками (рис. 2.44).

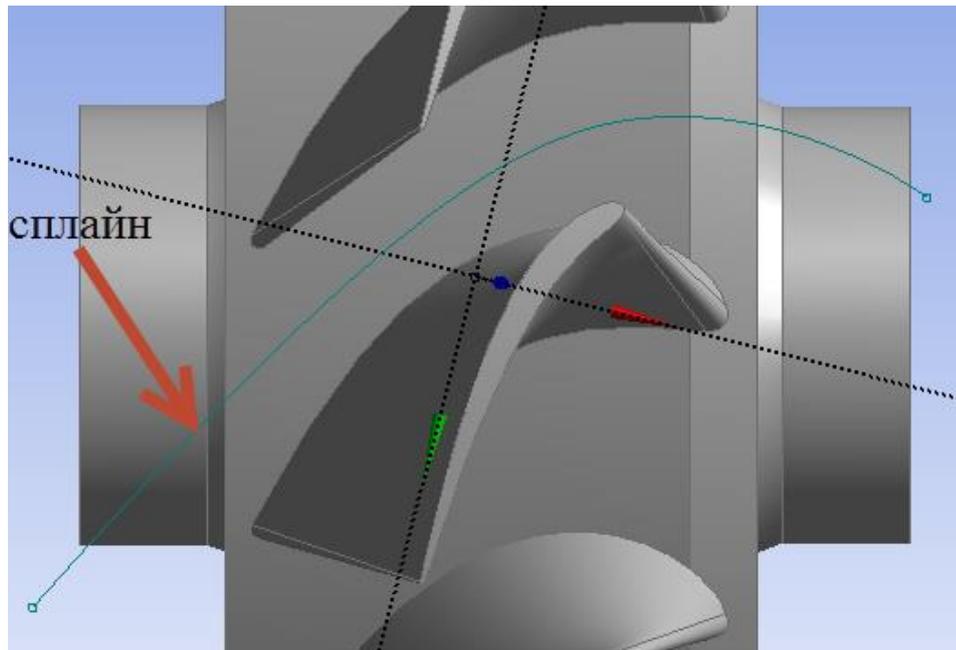
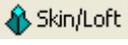


Рис. 2.44. Сплайн в лопаточном венце

Шаг 24. Создайте отрезок, проходящий через ось рабочего колеса, для этого в эскизе плоскости *ZXPlane* создайте прямую линию.

Шаг 25. Операцией  создайте поверхность по созданному сплайну и прямой линии (рис. 2.45).

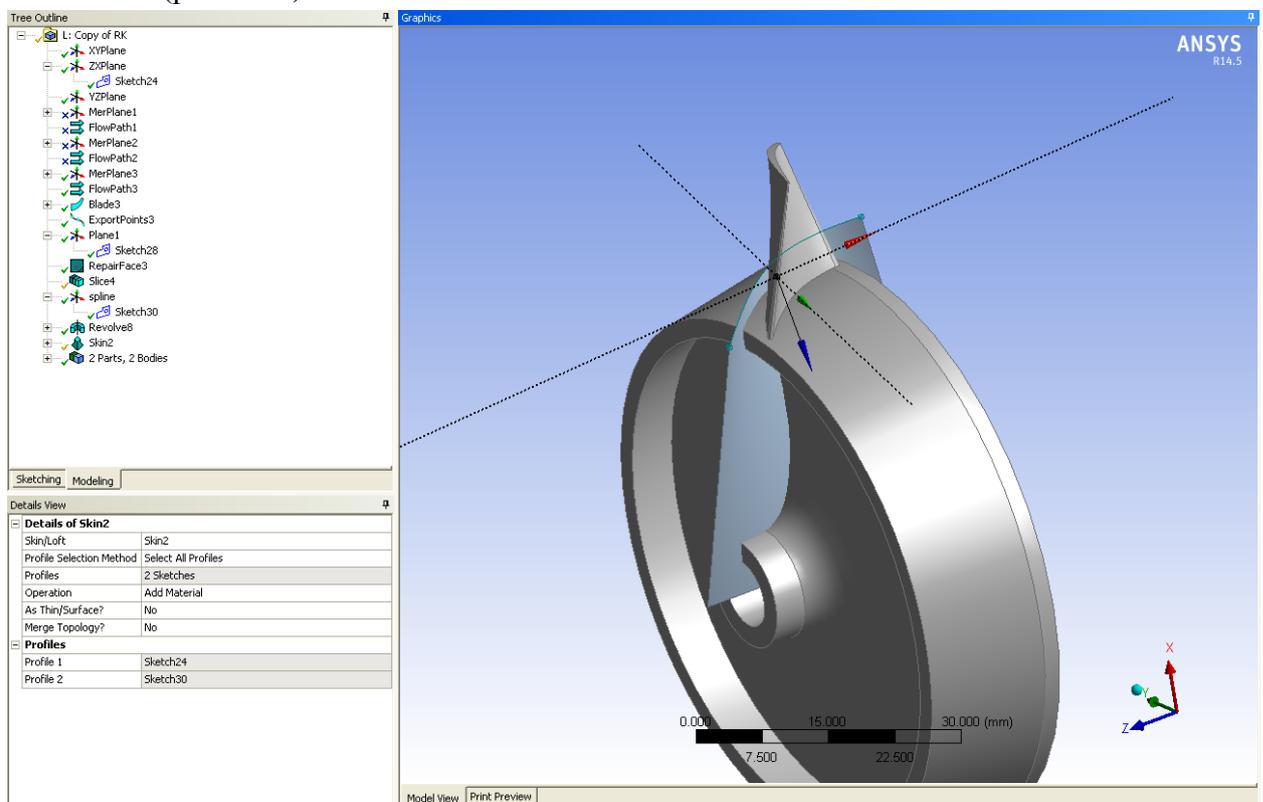


Рис. 2.45. Поверхность по эскизам

Шаг 26. Создайте сектор вращением поверхности (рис. 2.46), угол сектора $15,652^{\circ}$ (23 лопатки турбины), тип создаваемого тела *Frozen*.

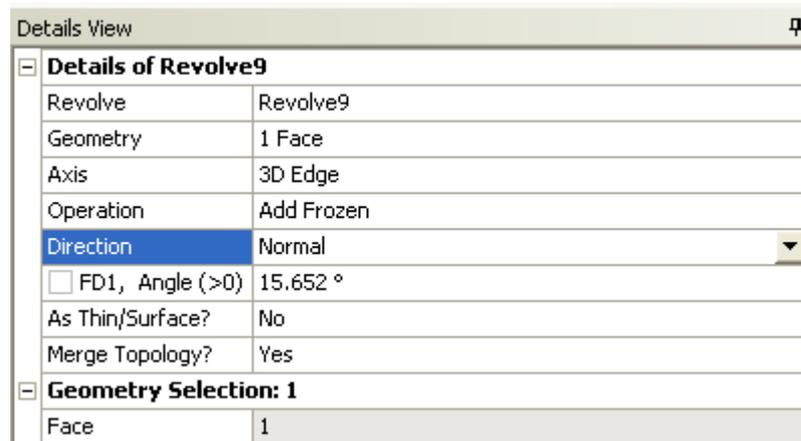


Рис. 2.46. Настройки операции вращения

Шаг 27. Плоскостью YZ разделите диск рабочего колеса на две половины операцией

 Slice (рис. 2.47).

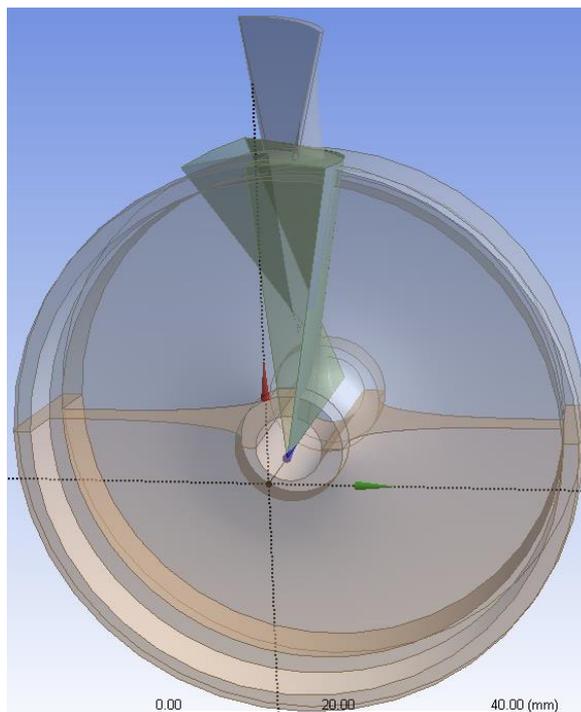


Рис. 2.47. Разделение рабочего колеса на две половины

Шаг 28. Создайте сектор рабочего колеса, используя операцию  Slice, в качестве разрезающих поверхностей укажите грани созданного ранее вспомогательного сектора.

Шаг 29. Скройте (*suppress*) все элементы модели, кроме рабочего колеса (рис. 2.48). Для этого в дереве проекта выберите скрываемый элемент, щелкнув правой кнопкой мыши на нем и нажав *suppress* в выпадающем меню.

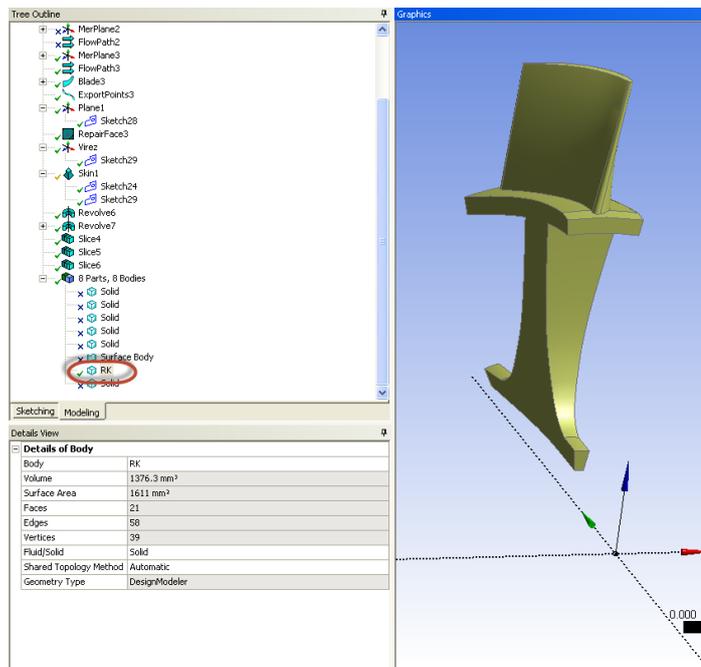


Рис. 2.48. Сектор рабочего колеса турбины

Шаг 30. Добавьте скругления в модель операцией  Blend, величины радиусов скруглений указаны на рис. 2.49.

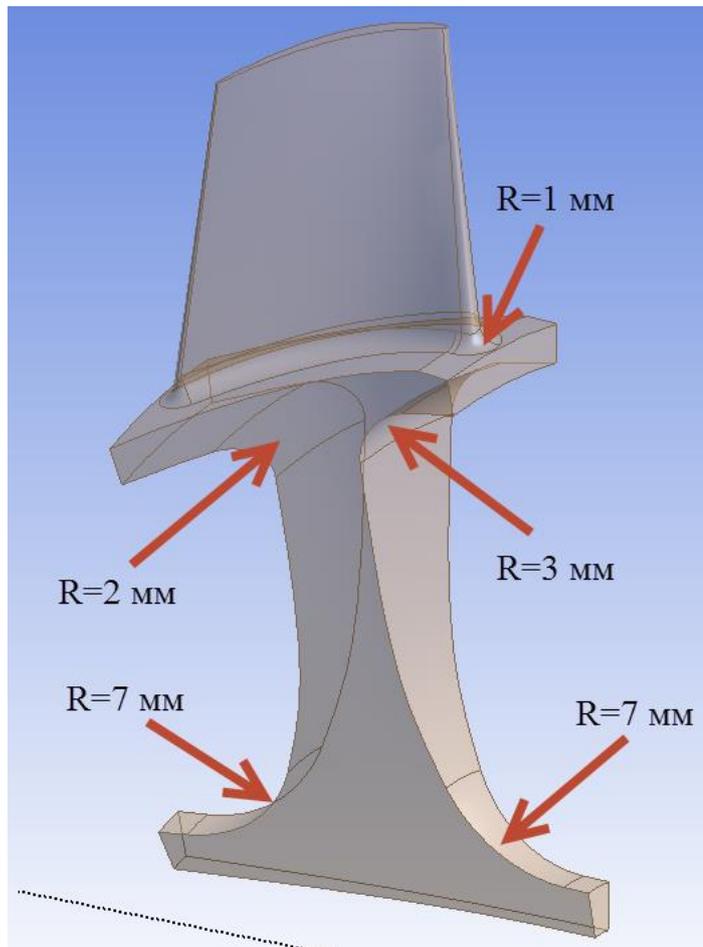


Рис. 2.49. Добавление скруглений в модель

Шаг 31. Закройте DesignModeler.

2.3.2 Тепловой расчет

Шаг 1. Для приложения температурной нагрузки и давления из CFD расчета необходимо добавить в проект новые элементы. Добавьте в проект *Steady-State Thermal* расчет. Добавьте связь между вкладкой *Solution* CFD расчета и Setup термического расчета.

Добавьте связь между вкладкой  Geometry   Static Structural и вкладкой  Geometry   *Steady-State Thermal* расчета.

Шаг 2. Щелкните левой кнопкой мыши по вкладке  Imported Load (Solution 3) в дереве проекта. Выберите поверхности лопатки для импорта температуры, в качестве CFD Surface выберите R2 Blade (рис. 2.50).

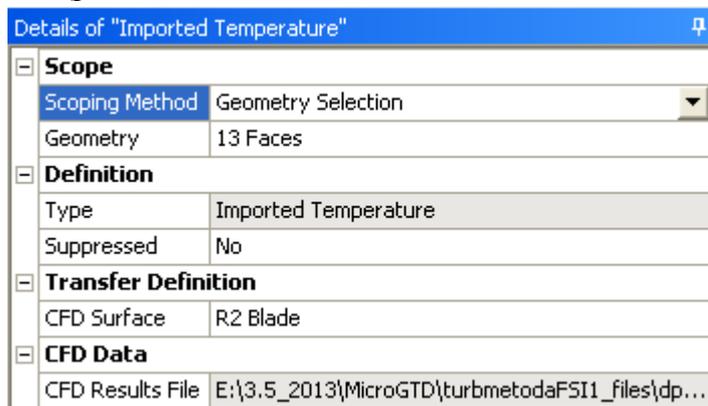


Рис. 2.50. Импорт температурной нагрузки

Результат импорта нагрузки представлен на рис. 2.51.

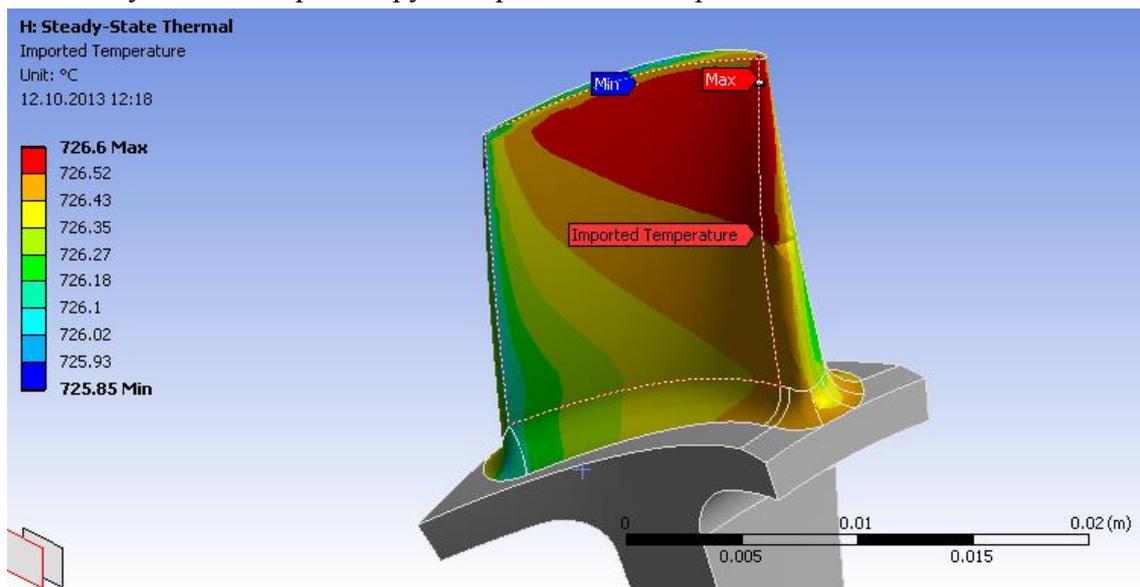


Рис. 2.51. Распределение температуры по перу лопатки

Шаг 3. Приложите температурную нагрузку к диску рабочего колеса, введя функцию изменения температуры, аналогичную расчету диска в *Ansys Mechanical*. Щелкните ПКМ по  **Steady-State Thermal (H5)**, *Insert* → *Temperature*. В графе *Magnitude* установите способ введения температуры *Function*. Задайте функцию распределения температуры в зависимости от координаты X как показано на рис. 2.52. В графе *Geometry* выберите все поверхности диска рабочего колеса.

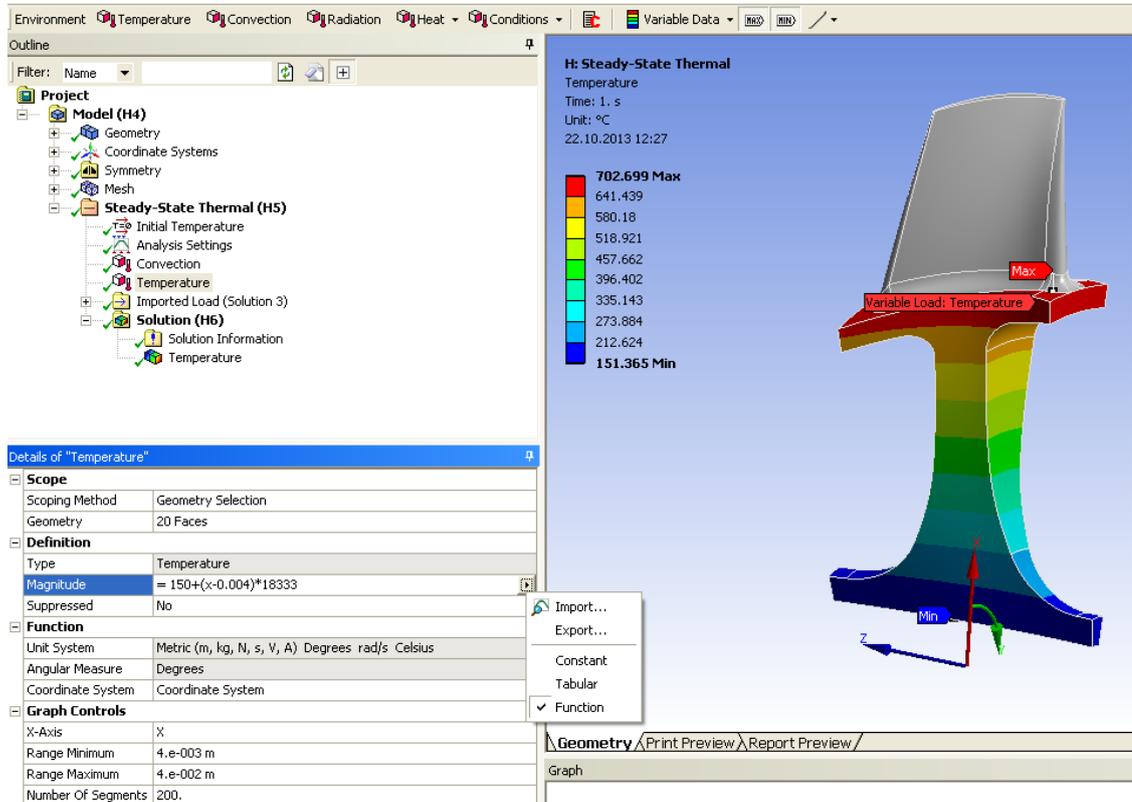


Рис. 2.52. Распределение температуры по поверхностям диска

Шаг 4. Задайте коэффициент теплоотдачи $15 \text{ Вт/м}^2\text{К}$. Для этого щелкните ПКМ по  **Steady-State Thermal (H5)**, затем *Insert* → *Convection*.

Шаг 5. Запустите проект на расчет. Итоговое распределение температуры представлено на рис. 2.53.

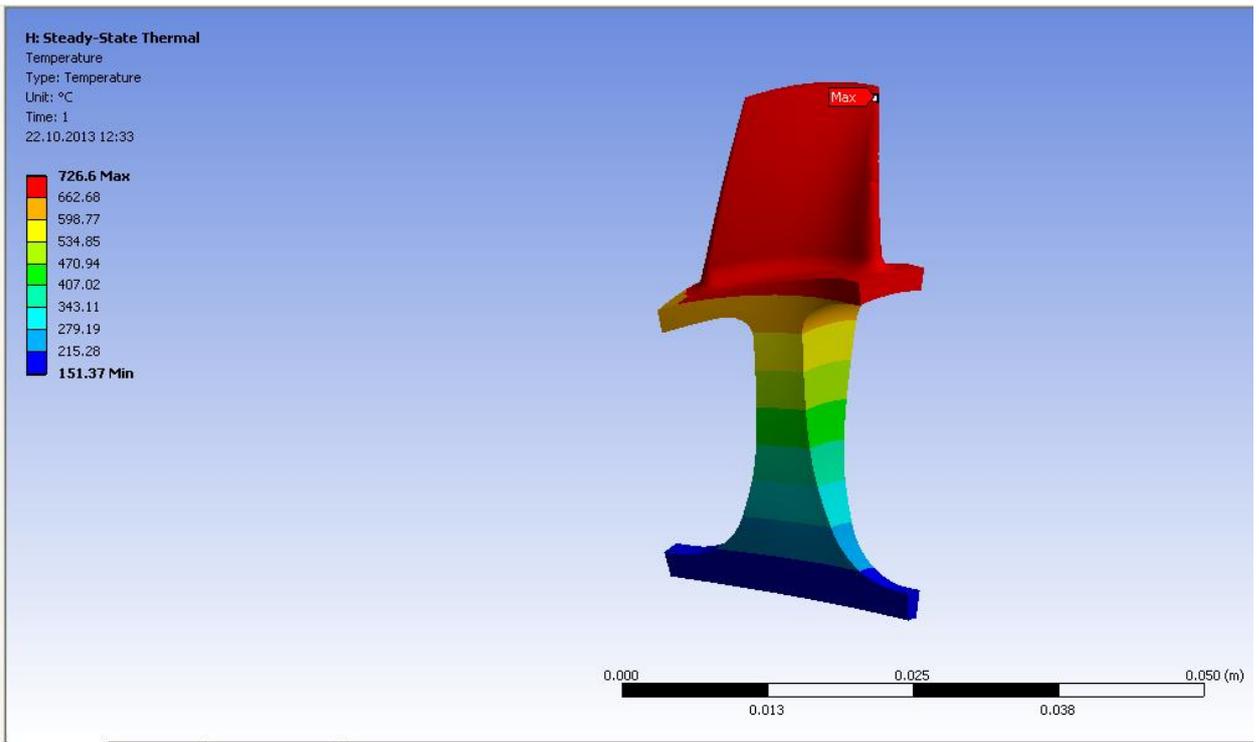


Рис. 2.53. Распределение температуры по рабочему колесу

2.3.3 Структурный расчет

Шаг 1. Создайте новый расчет *Static Structural* в поле проекта. Соедините вкладку

DM Geometry ✓ предыдущего *Static Structural* расчета, с вкладкой DM Geometry ✓ созданного. Соедините вкладку Solution ✓ *Steady-State Thermal* расчета с вкладкой Setup ✓ *Static Structural* расчета. Соедините вкладку Solution ✓ *CFX* расчета с вкладкой Setup ✓ *Static Structural* расчета. В результате схема проекта выглядит следующим образом (рис. 2.54).

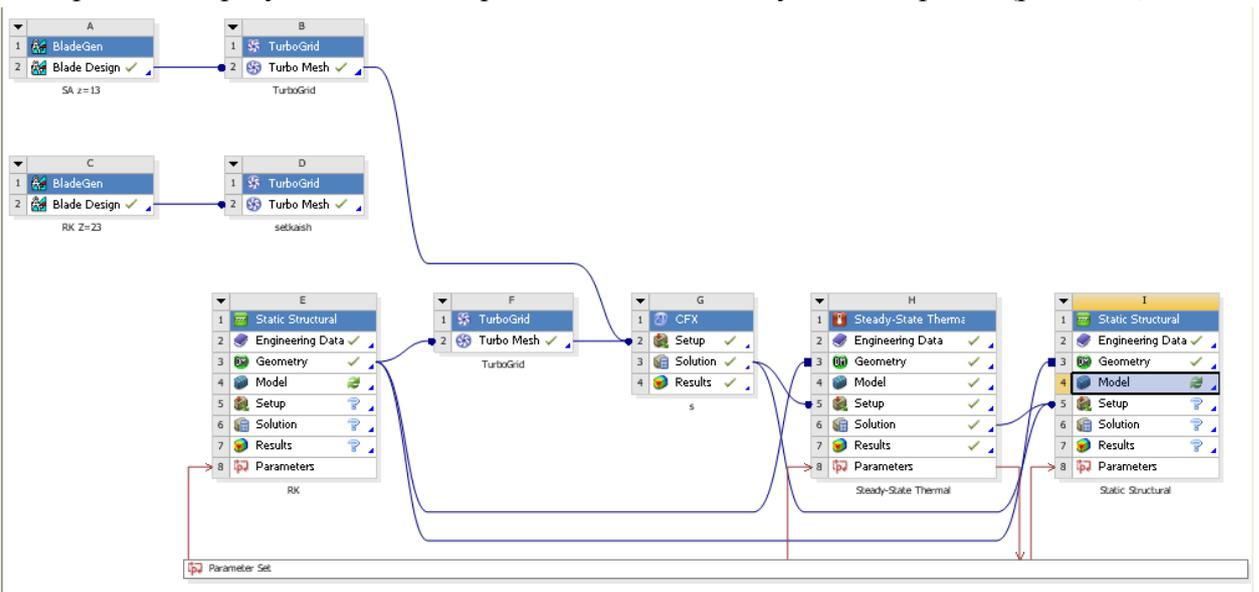


Рис. 2.54. Схема проекта расчета рабочего колеса турбины

Шаг 1. Войдите во вкладку  Model  структурного расчета с меткой *Static Structural* (рис. 2.54).

Шаг 2. Введите цилиндрическую систему координат. Для этого щелкните ПКМ по закладке *Coordinate Systems*, затем *Insert* → *Coordinate System* (рис. 2.55).

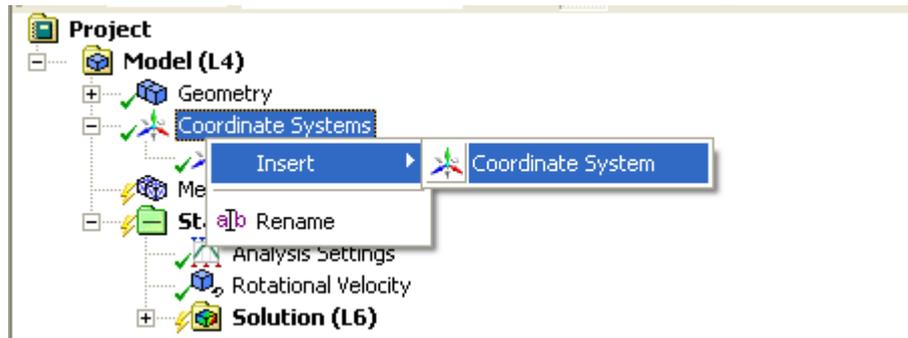


Рис. 2.55. Создание локальной системы координат

Укажите в качестве привязки поверхность диска, указанную на рис. 2.56, ось вращения Z.

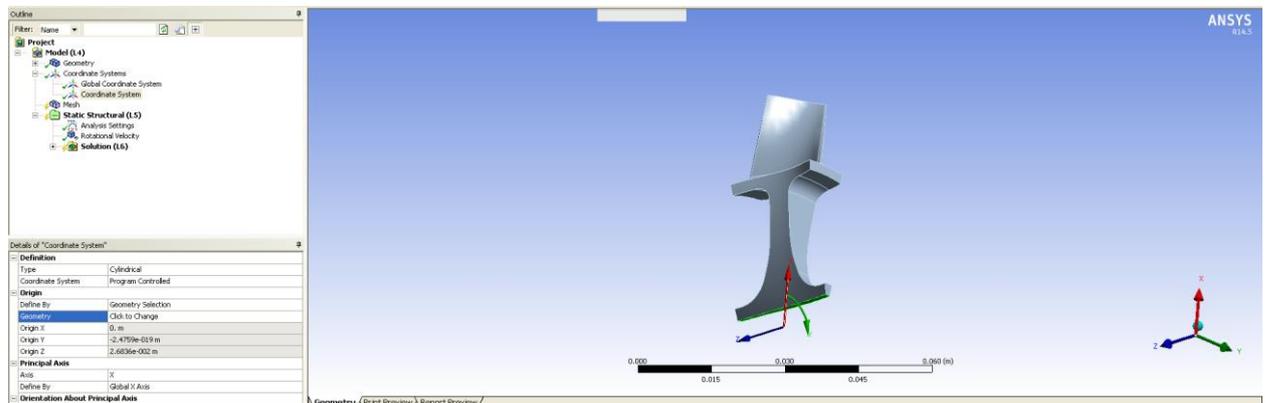


Рис. 2.56. Цилиндрическая система координат

Шаг 3. Установите условие циклической симметрии (рис. 2.57) на противоположные грани сектора. Щелкните ПКМ по вкладке *Model* в дереве модели, затем *insert* → *symmetry* → *cyclic region*. Выберите противоположные грани сектора.

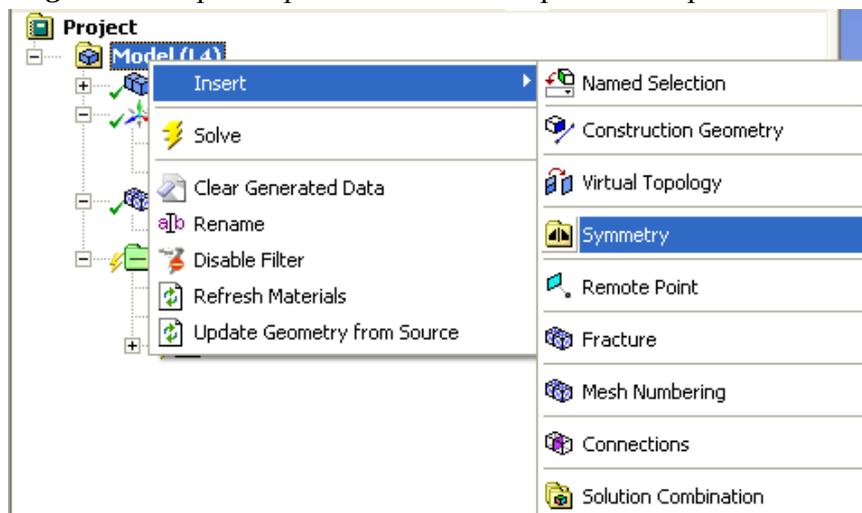


Рис. 2.57. Установка циклической симметрии

Шаг 4. Задайте размер сетки конечных элементов. При нажатой кнопке выбора объемов модели  щелкните ПКМ по вкладке **Mesh, Insert** → **Sizing**. Выберите рабочее колеса, установите максимальный размер конечного элемента 0.001 м. Нажмите  Update. Сетка конечных элементов представлена на рис. 2.58.

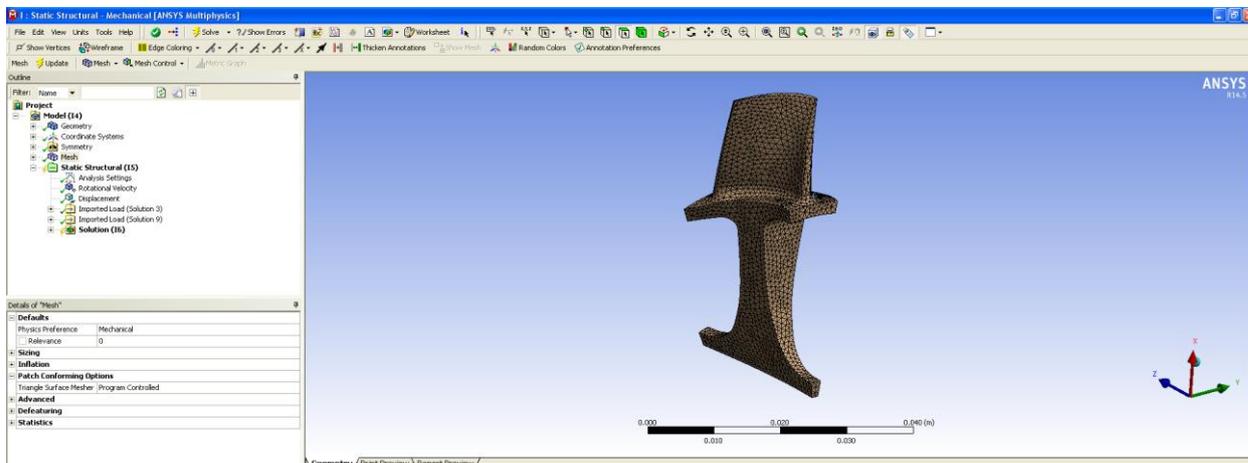


Рис. 2.58. КЭ-модель рабочего колеса турбины

Шаг 5. Передайте данные температурного расчета в структурный. Щелкните ЛКМ по **Imported Load (Solution 9)**, затем ПКМ по **Imported Body Temperature** → **Import Load**.

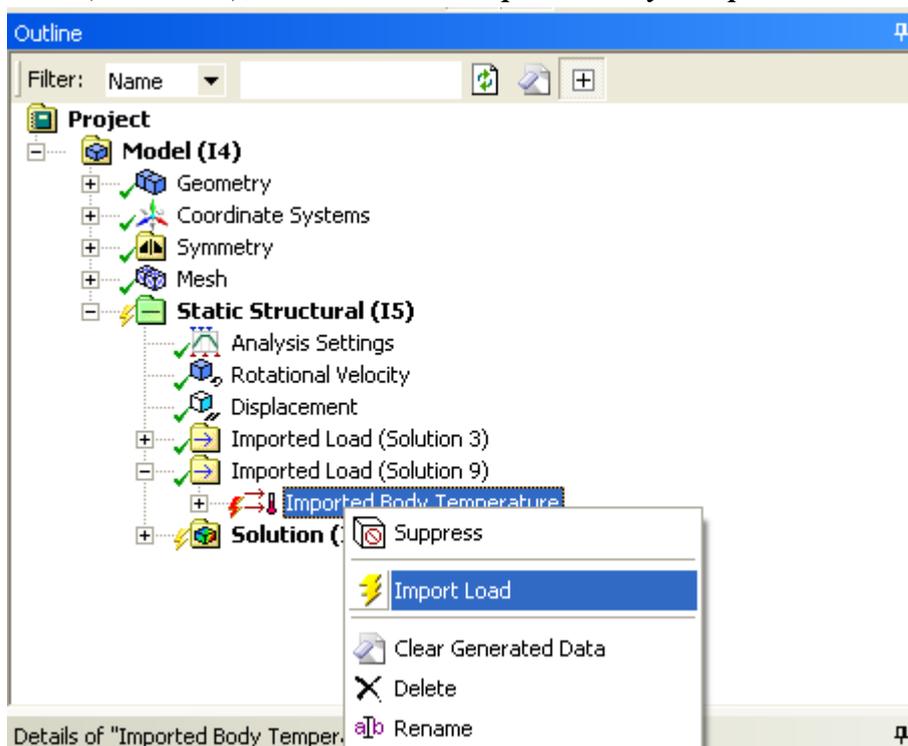


Рис. 2.59 Импорт температурной нагрузки

Шаг 6. Передайте газовую нагрузку по поверхности лопатки. Щелкните ЛКМ по **Imported Load (Solution 3)**, затем ПКМ по **Imported Pressure**. Нажмите на вкладку **Geometry**, затем выберите поверхности лопатки. Во вкладке **CFD surface** укажите домен **R2 Blade** из **CFX** расчета (рис. 2.60).

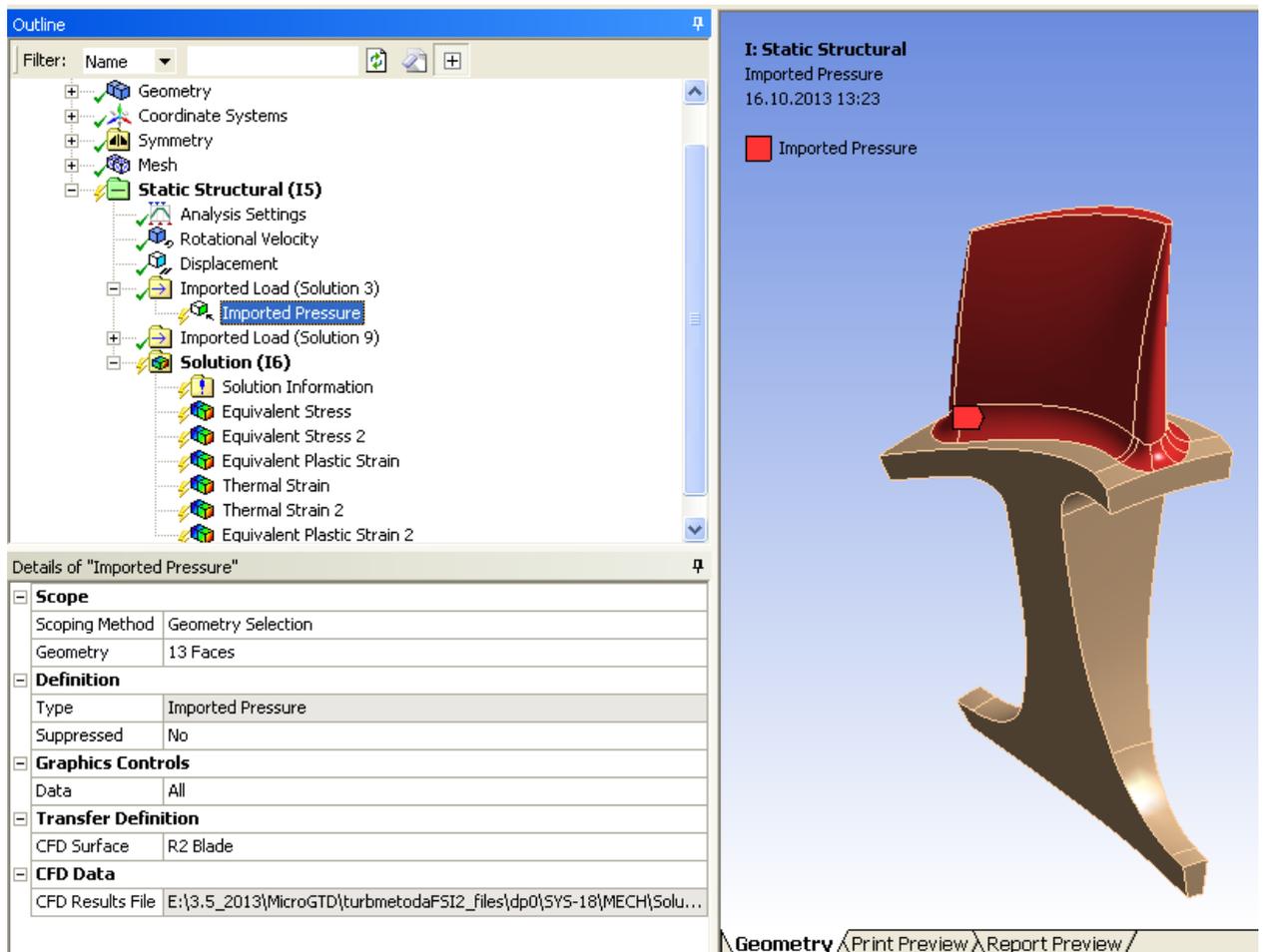


Рис. 2.60. Импорт газовой нагрузки

В появившейся вкладке Imported Load Transfer Summary проверьте точность импорта газовой нагрузки, величина в 92% обусловлена отсутствием галтельного перехода лопатки в диск в CFD расчете

All values correspond to the CFD results before the application of any Scale or Offset operations set in Mechanical.

CFD Computed Forces from CFD Results File E:\3.5_2013\MicroGTD\turbmetodaFSI2_files\dp0\SYS-18\MECH\Solution 3\CFX_007.res
 X-component = -6.2894 N
 Y-component = 12.224 N
 Z-component = 14.337 N

Mechanical Mapped Forces for Mechanical Surface File E:\3.5_2013\MicroGTD\turbmetodaFSI2_files\dp0\SYS-18\MECH\Import_ANSYS_38.cdb
 X-component = -7.2868 N
 Y-component = 12.457 N
 Z-component = 14.86 N

92% of Mechanical nodes were mapped to the CFD surface. The remaining nodes are mapped to the closest edge or node

Рис. 2.61. Результат импорта газовой нагрузки

Шаг 7. Закрепите модель по ступице диска по всем степеням свободы: щелкните ПКМ по **Static Structural (S5)** → *Insert* → *Displacement* . Закрепите модель по всем степеням свободы (рис. 2.62).

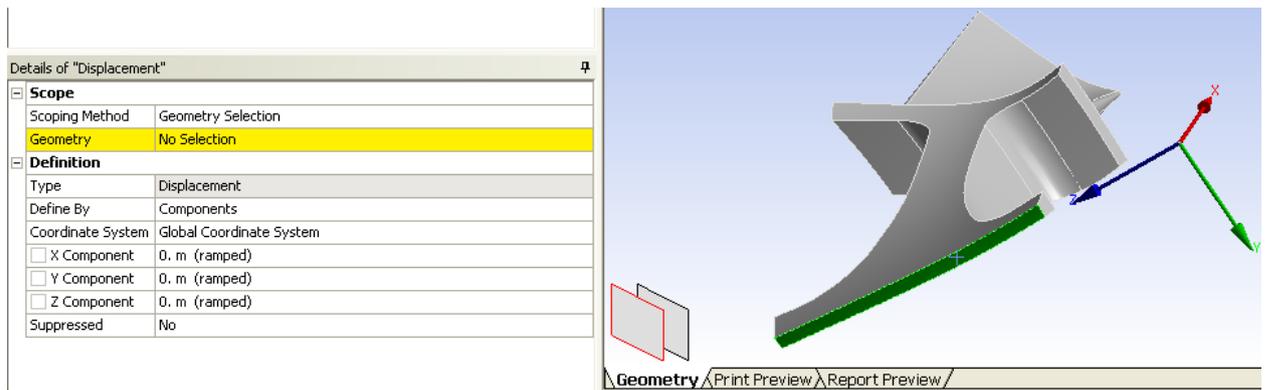


Рис. 2.62. Закрепление модели

Шаг 8. Приложите центробежную нагрузку. Щелкните ПКМ по  **Solution (I6)** → **Insert** → **Rotational Velocity**. Во вкладке **Coordinate System** укажите цилиндрическую систему координат, во вкладке **Define By** укажите Components. Задайте угловую скорость относительно оси Z 8953 rad/s (рис. 2.63).

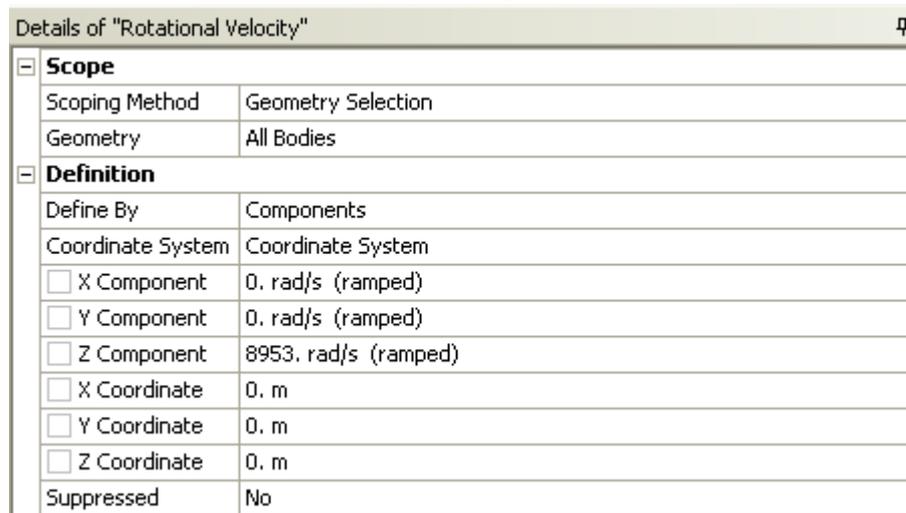


Рис. 2.63. Меню ввода угловой скорости

Шаг 9. Задайте свойства материала рабочего колеса во меню *Engineering Data*.

Шаг 10. Запустите модель на расчет. Эквивалентные напряжения в рабочем колесе представлены на рис. 2.64

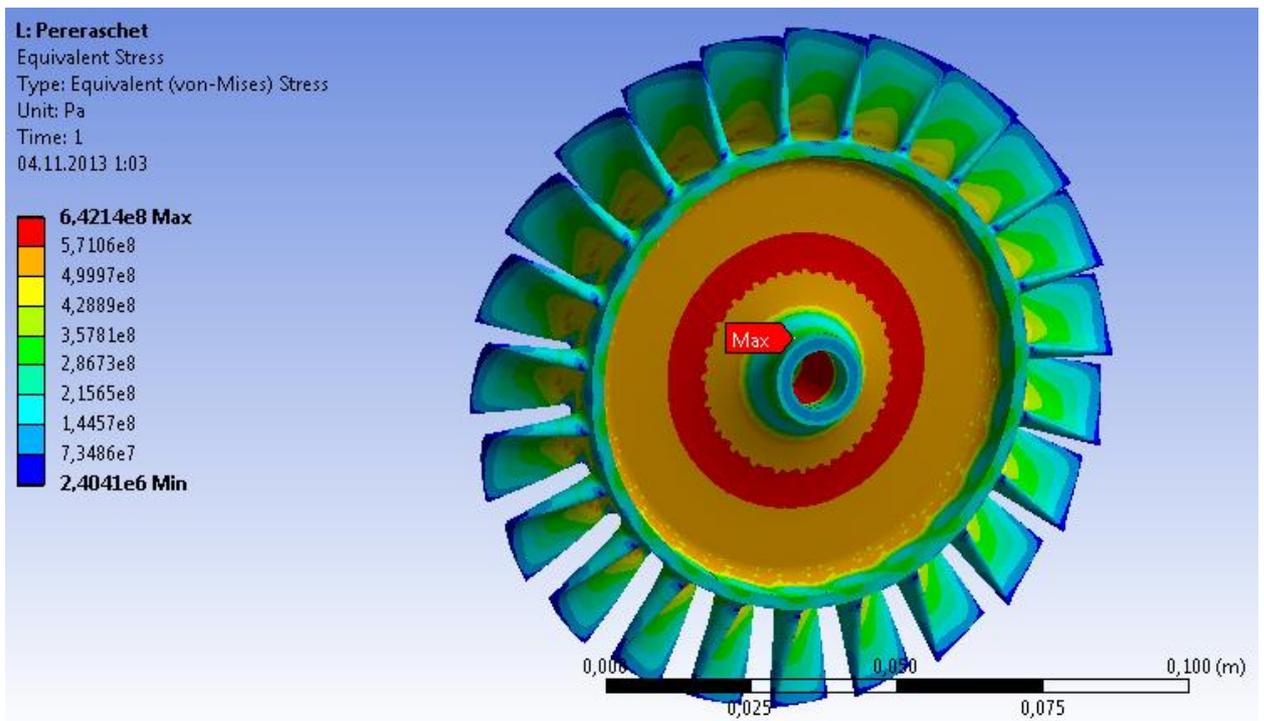


Рис. 2.64. Эквивалентные напряжения в рабочем колесе

Распределение радиальных напряжений по диску практически аналогично распределению, полученному в 2D-расчете в Ansys Mechanical APDL. На рис. 2.65 приведены эквивалентные напряжения в лопатке рабочего колеса.

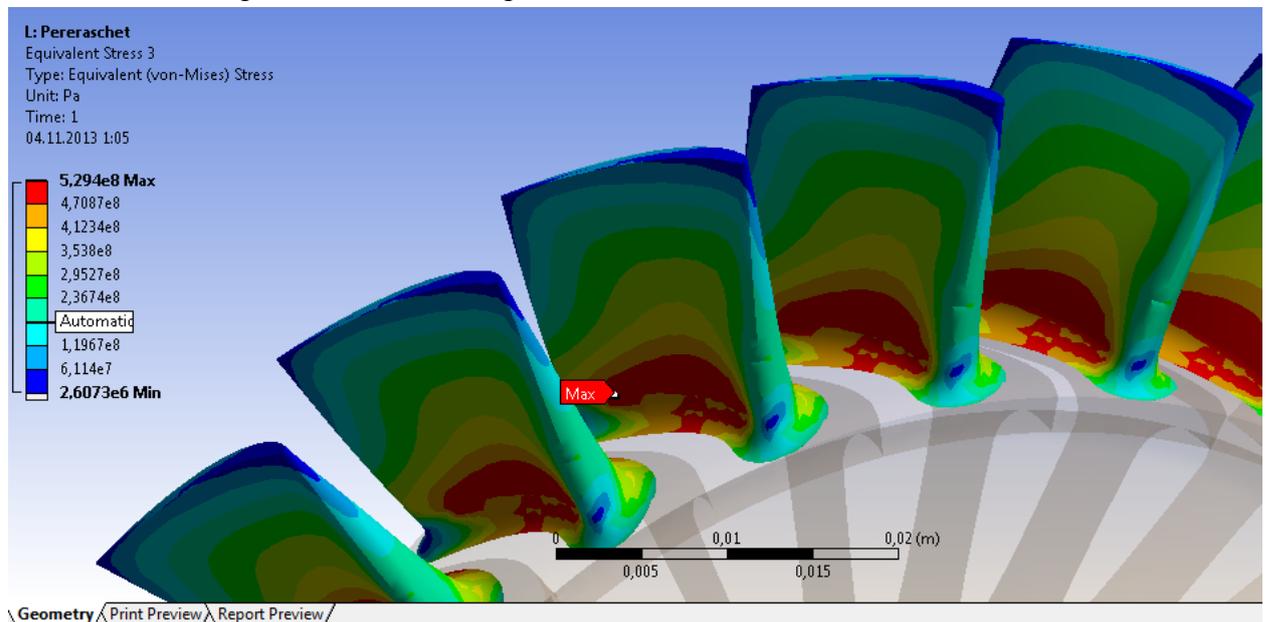


Рис. 2.65. Эквивалентные напряжения в лопатке рабочего колеса

Максимальные эквивалентные напряжения в районе галтельного перехода втулочного сечения и составляют 529 МПа. Допускаемые напряжения материала ЖС-6К при температуре 700⁰С $\sigma_B^r = 920$ МПа, коэффициент запаса 1,73.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии рассмотрено создание газодинамической и прочностной параметрической конечно-элементной модели рабочего колеса турбины ГТД. Задача определения статических напряжений в рабочем колесе решалась в связанной постановке, при которой давление и температура по перу лопатки передаются из *CFD* расчета в *Ansys CFX*. В *Ansys Design Modeler* построена модель рабочего колеса, позволяющая регулировать форму сечения диска, толщины сечений лопатки, выносы в осевом и радиальном направлении периферийного сечения лопатки. Такая модель позволяет регулировать в широком диапазоне напряжения, возникающие в рабочем колесе и проводить прочностную доводку турбины. В рассматриваемом примере эквивалентные напряжения имеют удовлетворительные значения. Следует отметить, что при учете температурной нагрузки напряжения в колесе существенно нарастают, с другой стороны, газовая нагрузка не оказывает существенного влияния на напряжения в лопатке, по причине существенной угловой скорости вращения и существенного преобладания влияния силы инерции над изгибающими силами от газового потока.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Патанкар, С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости [Текст]/ С. Патанкар. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 150с.
2. Рейнольдс А. Дж. Турбулентные течения в инженерных приложениях: Пер. с англ. – М.: Энергия, 1979. – 408 с.
3. Турбулентность. Принципы и применение. Под ред. У. Фроста и Т. Моудлена. – М.: Мир, 1980. – 220с.
4. Флетчер, К. Вычислительные методы в динамике жидкостей [Текст]. В 2-х томах/К. Флетчер. – М.: Мир, 1991. – 1056с.
5. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974. - 711с.
6. Белоусов, А. Н. Проектный термогазодинамический расчет основных параметров авиационных лопаточных машин[Текст]/ А. Н. Белоусов, Н. Ф. Мусаткин Н.Ф., В.М. Радько. - Самара: СГАУ, 2006. – 316 с.
7. Н. Т. Тихонов, Н. Ф. Мусаткин, В. С. Кузьмичев Газодинамическое проектирование компрессоров ТРДД с элементами термогазодинамического расчета. Самара, СГАУ, 1997.
8. Емин О. Н. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД [Текст]: Учеб пособие/ О. Н. Емин, В. Н. Карасев, Ю. А. Ржавин. – М.: «Дипак», 2003. –156с.
9. Белоусов, А. Н. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]/ А. Н. Белоусов, Н. Ф. Мусаткин Н. Ф., В. М. Радько - Самара: ФГУП “Издательство Самарский дом печати”, 2003. – 336 с.
10. Холщевников, К. В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]/ К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432с.
11. Исследование рабочего процесса в ступени осевой турбины с помощью универсального программного комплекса *Ansys CFX*: метод. указания /сост. О.В. Батулин, Д.А. Колмакова, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, Л.С. Шаблий – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2019. - 100 с.: ил.
12. Авиационные материалы. Справочник в девяти томах (издание 6-е, переработанное и дополненное) [Текст]. Т.3. Жаропрочные стали и сплавы. – М: ОНТИ , 1989. – 566 с.
13. www.ansyssolutions.ru [электронный ресурс].
14. *Ansys CFX Users Manual* [электронный ресурс].

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

ОБОЗНАЧЕНИЕ НАИБОЛЕЕ УПОТРЕБИМЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА В ПРОГРАММЕ ANSYS CFX

Переменная	Обозначение	Название в списке
Плотность	ρ	<i>Density</i>
Число Маха в текущей СК	M_w	<i>Mach Number</i>
Число Маха в стационарной СК	M	<i>Mach Number in Stn Frame</i>
Статическое давление	p	<i>Pressure</i>
Давление торможения в текущей СК	p_w^*	<i>Total Pressure</i>
Давление торможения в стационарной СК	p^*	<i>Total Pressure in Stn Frame</i>
Статическая температура	T	<i>Temperature</i>
Температура торможения в текущей СК	T_w^*	<i>Total Temperature</i>
Температура торможения в стационарной СК	T^*	<i>Total Temperature in Stn Frame</i>
Скорость в текущей СК	w	<i>Velocity</i>
Скорость потока в неподвижной СК	c	<i>Velocity in Stn Frame</i>

Учебное издание

*Ермаков Александр Иванович,
Батулин Олег Витальевич,
Кривцов Александр Васильевич,
Попов Григорий Михайлович,
Шкловец Александр Олегович*

**ПРОЧНОСТНАЯ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ ДОВОДКА СТУПЕНИ
ОСЕВОЙ ТРУБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕ
ЕЕ ВИРТУАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ**

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 25.12.2013. Формат 60×84 1/8.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 15,0.

Тираж 25 экз. Заказ .

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

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