

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

**П. В. Бондарчук, А. С. Злобин, А. Ю.Тисарев**

## **Тепловой и прочностной расчет корпусов ГТД**

Электронное учебное пособие

Работа выполнена по мероприятию блока 2 «Развитие и повышение эффективности научно-инновационной деятельности» и блока 3 «Развитие информационной научно-образовательной среды и инфраструктуры» Программы развития СГАУ на 2009 – 2018 годы по проекту «Разработка технологии создания виртуального ГТД и проектирование на ее основе микрогазотурбинного двигателя»  
Соглашение № 2/12 от 03 июня 2013 г.

САМАРА  
2013

УДК 621.45.034

Б 811

Авторы: **Бондарчук Петр Владимирович**  
**Злобин Андрей Сергеевич**  
**Тисарев Андрей Юрьевич**

Бондарчук, П.В., **Тепловой и прочностной расчет корпусов ГТД** [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / П. В. Бондарчук, А. С. Злобин, А. Ю. Тисарев.; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,6 Мбайт). - Самара, 2013. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Корпуса камеры сгорания относятся к основным деталям двигателя. При проектировании таких деталей необходимо использовать верифицированные расчетные методики, которые позволяют получить достоверные результаты. В пособии приведены методики теплового и прочностного анализа, даны рекомендации по построению модели и приложению граничных условий. Также продемонстрированы основы анализа результатов расчетов с учетом длительной прочности материала.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов, обучающихся по специальности 160700.65 "Проектирование авиационных и ракетных двигателей" по специализации "Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении" при изучении дисциплины "Динамика и прочность АД и ЭУ" в 7 семестре и дисциплины "Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и установок (АД и ЭУ) " в 8 семестре, а также для подготовки магистров по направлению 160700.68 "Двигатели летательных аппаратов" в рамках магистерской программы "Интегрированные информационные технологии в авиадвигателестроении" при изучении дисциплины "Прочностная доводка двигателей летательных аппаратов (ДЛА)" в 9 семестре и дисциплины "Проектирование силовых установок" в семестре А.

Подготовлено на кафедре КиПДЛА СГАУ.

© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2013

# СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЁТНОЙ МОДЕЛИ .....	5
1.1 Нагрузки .....	5
1.2 Конечно-элементная модель .....	7
1.3 Модель материала .....	8
2 ТЕПЛОВОЙ АНАЛИЗ.....	9
3 РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ .....	11
4 ПРИМЕР РАСЧЁТА .....	14
4.1 Исходные данные .....	14
4.2 Создание КЭМ наружного корпуса .....	17
4.3 Задание свойств материала .....	24
4.4 Проведение теплового анализа.....	30
4.5 Проведение прочностного анализа.....	45
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	59

## **ВВЕДЕНИЕ**

Наружный корпус камеры сгорания относится к основным деталям двигателя, то есть к тем деталям, разрушение которых при работе может привести к катастрофе. В связи с этим объективная оценка работоспособности наружного контура в заданных условиях эксплуатации является важнейшей задачей при проектировании и доводке газотурбинных двигателей (ГТД).

Данная методика описывает основные подходы к оценке прочности деталей подобного типа.

# 1 ФОРМИРОВАНИЕ РАСЧЁТНОЙ МОДЕЛИ

## 1.1 Нагрузки

Нагрузки, действующие на наружный корпус камеры сгорания, в общем случае зависят от силовой схемы двигателя. К основным нагрузкам можно отнести:

- осевые силы;
- крутящие моменты;
- газовые нагрузки;
- нагрузки от температурных деформаций.

На большинстве современных ГТД сила тяги и крутящий момент относительно оси двигателя воспринимаются и передаются на планер в переднем поясе подвески. При такой схеме подвешивания на наружный корпус камеры сгорания действуют осевая сила и крутящий момент со стороны статора турбины. Оценку величин этих нагрузок следует проводить по методике, изложенной в учебнике [1], используя результаты газодинамического расчёта узлов двигателя. Ниже приведены основные соотношения указанной методики.

Осевое усилие со стороны статора турбины складывается из осевых газовых сил, действующих на сопловые аппараты и корпус статора. За положительное направление сил принимается направление движения воздуха в проточной части двигателя, то есть от входа в сторону реактивного сопла.

Осевое усилие на сопловой аппарат определяется по формуле:

$$P_{CAa}^i = p_1^i F_1^i - p_2^i F_2^i - G(c_{2a}^i - c_{1a}^i), \quad (1)$$

где  $i$  — номер ступени;

$p_1^i$  и  $p_2^i$  — статические давления на среднем радиусе проточной части перед и за  $i$ -ым сопловым аппаратом соответственно, Па;

$c_{1a}^i$  и  $c_{2a}^i$  — осевые скорости на среднем радиусе проточной части перед и за  $i$ -ым сопловым аппаратом соответственно, м/с;

$G$  — расход воздуха через сопловой аппарат, кг/с.

Полное осевое усилие, действующее на сопловой аппарат ступени, определяется как сумма:

$$P_{CA}^i = P_{CAa}^i + p_{20}^i F_2^i - p_{30}^i F_3^i. \quad (2)$$

Второе и третье слагаемые в формуле (2) представляют собой силы статических давлений на боковые поверхности нелопаточной части соплового аппарата.

Крутящий момент со стороны статора турбины складывается из суммы крутящих моментов на сопловых аппаратах, которые в свою очередь определяются как

$$M_{кр CA}^i = G(R_{3cp}^i c_{3u}^i - R_{2cp}^i c_{2u}^i). \quad (3)$$

Газовые нагрузки на наружный корпус действуют в виде полей давления. Распределение давления по поверхности наружного корпуса определяется по результатам газодинамического расчёта двигателя.

Распределение температуры в наружном корпусе определяется по результатам теплового анализа.

## 1.2 Конечно-элементная модель

На сегодняшний день подавляющее большинство расчётов деталей и узлов ГТД выполняется с помощью метода конечных элементов. Современные электронно-вычислительные комплексы позволяют проводить конечно-элементный анализ, используя подробные трёхмерные модели. Это даёт возможность получать достаточно точное напряжённо-деформированное состояние (НДС) нагруженной детали. Однако создание конечно-элементных моделей (КЭМ) является весьма трудоёмким процессом, зачастую занимающим весьма продолжительное время. Кроме того создание КЭМ различных деталей и узлов в каждом случае требует индивидуального творческого подхода. В связи с этим практически невозможно выработать универсальный алгоритм разработки КЭМ. Поэтому ниже приведены лишь некоторые рекомендации (применительно к пакету ANSYS), которые следует учитывать при разработке КЭМ деталей типа наружного корпуса:

геометрию детали по возможности необходимо разделять на объёмы, позволяющие наложение упорядоченной (состоящей из гексаэдральных конечных элементов) сети — для минимизации общего количества конечных элементов и упрощения управления плотностью различных участков сети;

для теплового анализа используются конечные элементы SOLID70, для прочностного — SOLID185 и SOLID92;

конечные элементы SOLID185 рекомендуется использовать в упорядоченной сети с включённой опцией «упрощённой расширенной формулировки деформаций» (смотри подраздел 4.5) — для получения более точных результатов расчёта НДС;

для объёмов с неупорядоченной сетью рекомендуется использовать 10-узловые конечные элементы SOLID92;

минимальное количество элементов по толщине детали не должно быть меньше 3–4.

При расчётах на прочность в первом приближении наружный корпус камеры сгорания рассматривается как оболочка вращения. При этом считается, что влияние отверстий, являющихся в общем случае концентраторами напряжений, на НДС корпуса в целом не велико.

Учёт отверстий и других локальных конструктивных элементов производится в основном в расчётах на местную прочность при всестороннем анализе НДС конструкции.

Для теплового анализа и расчёта на прочность используется одна и та же КЭМ, при этом в первом случае конечным элементам присваивается тип SOLID70, а во втором — SOLID185.

### 1.3 Модель материала

Для определения НДС с учётом возможного возникновения пластических деформаций при расчётах используются упругопластические модели материалов, реализуемые через задание билинейных кривых деформирования. Данные кривые приближённо аппроксимируют полную кривую деформирования материала и имеют два участка: упругого и пластического деформирования. Исходными данными для построения билинейных кривых являются механические свойства материалов, определённые при различных температурах. К ним относятся:

- модуль упругости  $E$ , Па;
- предел прочности  $\sigma_b$ , Па;
- предел текучести  $\sigma_{0,2}$ , Па;
- относительное удлинение  $\delta$ .

На основании этих данных вычисляется модуль упрочнения  $E_2$ , величина которого есть тангенс угла наклона второго (пластического) участка билинейной кривой к оси абсцисс. Модуль упрочнения определяется по формуле:

$$E_2 = \frac{\sigma_b - \sigma_{0,2}}{\delta - 0,002}. \quad (4)$$

Механические и физические свойства материалов рекомендуется принимать по справочникам ВИАМ [2].

В подразделе 4.5 показано, как билинейные кривые задаются в пакете ANSYS.



## 2 ТЕПЛОВОЙ АНАЛИЗ

Целью теплового анализа является получение распределения температуры по объёму детали.

Внутренняя поверхность наружного корпуса омывается вторичным воздухом камеры сгорания, наружная поверхность — воздухом второго контура. Кроме того на внутреннюю поверхность действует излучение от жаровой трубы.

При расчёте теплового состояния в качестве граничных условий используется распределение коэффициента теплоотдачи по поверхности корпуса, температуры среды (вторичного воздуха и воздуха второго контура), температура излучателя (жаровой трубы) и степень черноты поверхности, находящейся под действием излучения.

Наружный корпус совместно с жаровой трубой (так же, как и с оболочками второго контура) можно рассматривать как кольцевой канал, по которому протекает поток воздуха. В этом случае коэффициент теплоотдачи на поверхности наружного корпуса определяется как [3]

$$\alpha = \frac{\lambda}{D_2} \text{Nu} = \frac{\lambda}{D_2} \cdot 0,023 \cdot \text{Pr}^{0,4} \cdot \text{Re}^{0,8}, \quad (5)$$

где  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности воздуха,  $\frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{град}}$ ;

$D_2 = D_2 - D_1$  — гидравлический диаметр канала, м;

Nu — число Нуссельта;

Pr — число Прандтля;

Re — число Рейнольдса.

Здесь D1 и D2 внутренний и наружный диаметры канала соответственно.

Число Прандтля определяется по формуле:

$$\text{Pr} = \frac{c_p \cdot \mu}{\lambda}, \quad (6)$$

где  $c_p$  — удельная теплоёмкость воздуха при постоянном давлении,  $\frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$ ;

$\mu$  — динамическая вязкость воздуха,  $\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{м}^2}$ .

Число Рейнольдса определяется по формуле:

$$\text{Re} = \frac{G \cdot D_2}{\mu \cdot F}, \quad (7)$$

где G — расход воздуха через канал, кг/с;

$F = \pi \frac{D_2^2 - D_1^2}{4}$  — площадь канала, м<sup>2</sup>.

Величины  $\lambda$ ,  $\sigma$  и  $\mu$  берутся из справочника [4];  $G$  — из газодинамического расчёта двигателя;  $D1$  и  $D2$  — из геометрии проточной части.

Расход вторичного воздуха не постоянен по длине наружного корпуса, так как часть его уходит в воздухоподводящие отверстия в стенках жаровой трубы и через щели охлаждающей завесы. Также не постоянны диаметры  $D1$  и  $D2$ . Поэтому величина коэффициента теплоотдачи для внутренней поверхности наружного корпуса изменяется по его длине.

В связи с этим наружный корпус разбивается на отдельные участки, в пределах которых величина  $\alpha$  принимается постоянной и вычисляется по средним значениям  $G$  и  $D$  на данном участке.

При расчёте излучения степень черноты можно принять равной 0,8.

В подразделе 4.4 приведён пример расчёта теплового состояния в комплексе ANSYS.

### 3 РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ

Критериями работоспособности наружного корпуса являются длительная прочность, устойчивость и сопротивление усталости.

В рамках данной методики рассмотрим определение запаса только по длительной прочности.

Запас по длительной прочности для каждого режима работы определяется как отношение

$$K_m = \frac{\sigma_{в\tau}^T}{\sigma_{\max}}, \quad (8)$$

где  $\sigma_{в\tau}^T$  — предел длительной прочности материала в расчётной точке, соответствующий температуре  $T$  и времени работы  $\tau$  на рассматриваемом режиме;

$\sigma_{\max}$  — максимальное главное напряжение в расчётной точке.

Величина  $\sigma_{в\tau}^T$  определяется по зависимости Ларсона-Миллера, которая связывает уровень действующих напряжений  $\sigma$  и температуры  $T$  со временем до разрушения  $\tau$ . Графическое отображение этой зависимости называют кривой Ларсона-Миллера (рис. 1).

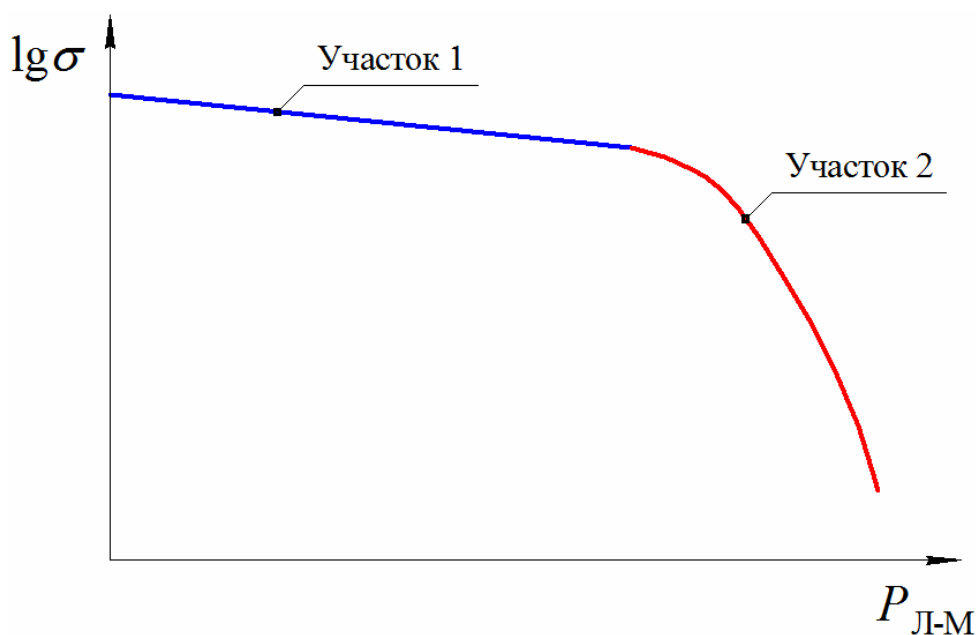


Рис. 1 . Кривая Ларсона-Миллера

Кривая имеет два характерных участка, каждый из которых в общем случае описывается формулой

$$\lg \sigma = b + m_1 P_{\text{Л-М}} + m_2 P_{\text{Л-М}}^2, \quad (9)$$

где  $\sigma$  — действующие напряжения, МПа;

$P_{\text{Л-М}}$  — параметр Ларсона-Миллера;

$b$ ,  $m_1$  и  $m_2$  — константы, определяемые по результатам испытаний образцов на длительную прочность.

Формула для определения параметра Ларсона-Миллера имеет вид

$$P_{\text{Л-М}} = T(C + \lg \tau), \quad (10)$$

где  $C = 16 \dots 24$  — константа, также зависящая от материала.

Первый участок кривой Ларсона-Миллера как правило линейный, и для него константа  $m_2 = 0$ . Излому кривой (конец первого участка, начало второго) соответствует температура, при которой начинают проявляться эффекты снижения предела прочности при длительном нагружении.

Коэффициенты в формулах (9) и (10) подбираются таким образом, чтобы полученная зависимость наилучшим способом описывала экспериментальные данные.

Запасы прочности должны быть определены для всех режимов, после чего определяется запас прочности с учётом работы на многих режимах (эквивалентный запас прочности)  $K_{\text{экв}}$ .

Эквивалентный запас прочности, это запас, при котором выполняется равенство

$$\sum_{i=1}^n \frac{\tau_i}{[\tau_i]} = 1, \quad (11)$$

где  $i$  — номер режима;

$n$  — количество режимов;

$\tau_i$  — время работы на  $i$ -ом режиме;

$[\tau_i]$  — допустимое время работы на  $i$ -ом режиме, определённое при напряжениях

$$\sigma_i = \sigma_{\max i} \cdot K_{\text{экв}}.$$

Формула (11) представляет собой условие разрушения детали в соответствии с гипотезой о линейном суммировании повреждений [5]

Величина  $K_{\text{экв}}$  не зависит напрямую от  $\tau_i$  и  $[\tau_i]$ , и определяется методом подбора:

- 1) принимается какое-либо начальное значение  $K_{\text{экв}}$ ;
- 2) для каждого режима вычисляется логарифм напряжения

$$\lg \sigma_i = \lg(\sigma_{\max i} \cdot K_{\text{экв}});$$

3) для каждого режима по кривой Ларсона-Миллера определяется величина  $P_{\text{Л-М } i}$ , соответствующая логарифму  $\lg \sigma_i$ ;

4) из формулы (10) для каждого режима определяется величина  $[\tau_i]$ ;

5) проверяется выполнение равенства (11);

6) если левая часть равенства (11) больше единицы, то значение  $K_{\text{экв}}$  корректируют в сторону уменьшения и повторяют шаги 1...6, если меньше единицы, то коррекция идёт в сторону увеличения  $K_{\text{экв}}$ .

Шаги 1...6 повторяют до тех пор, пока равенство (11) не будет выполняться с некоторой заданной точностью. Использование программных пакетов, например, Microsoft Excel позволяет быстро и в автоматическом режиме вычислять значения  $k_{экв}$ .

Допускается группировать несколько режимов с близкими условиями работы, принимая при этом длительность режима равной сумме длительностей сгруппированных режимов, а нагрузки на режиме как самое неблагоприятное сочетание из всех сгруппированных режимов.

При наличии одного режима, значительно более тяжёлого (с минимальным запасом прочности), чем все остальные, расчёт может производиться по удвоенной длительности наиболее тяжёлого режима.

## 4 ПРИМЕР РАСЧЁТА

### 4.1 Исходные данные

В качестве примера приведён расчёт на прочность наружного корпуса камеры сгорания универсального газогенератора УГГ-058. На рис. 2 показан общий вид камеры сгорания. Утолщённой линией выделен наружный корпус.

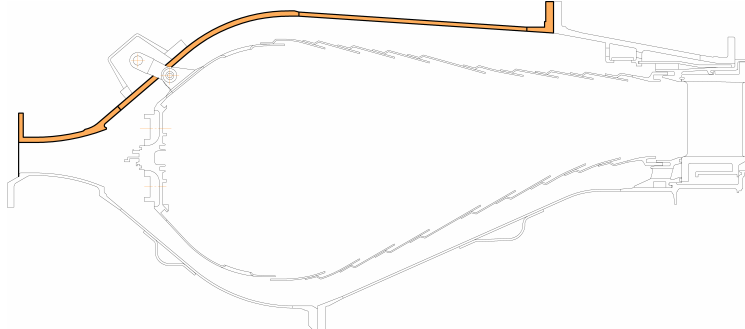


Рис. 2 . Камера сгорания УГГ-058

Авиационный двигатель предназначен для работы на многих режимах. Поэтому оценку прочности его узлов и деталей необходимо проводить для всех режимов работы. Однако Нормы прочности позволяют при наличии одного режима, значительно более тяжёлого, чем остальные, проводить расчёт на его удвоенную длительность. Таким режимом, как правило, является максимальный взлётный, и расчёт будем вести для него.

Чтобы определить тепловое состояние наружного корпуса в первую очередь необходимо знать, под действием каких тепловых потоков он находится.

На рис. 3 показана схема воздушных потоков, омывающих наружный корпус камеры сгорания УГГ-058. Расход  $G_{2\Pi}$  воздуха второго контура не изменяется по длине наружного корпуса, а поток вторичного воздуха по мере протекания вдоль наружного корпуса расходуется на стабилизацию горения и охлаждение различных элементов камеры сгорания и турбины, поэтому расход  $G_{2ВД}$  будет переменным, что также необходимо учитывать при тепловом анализе.

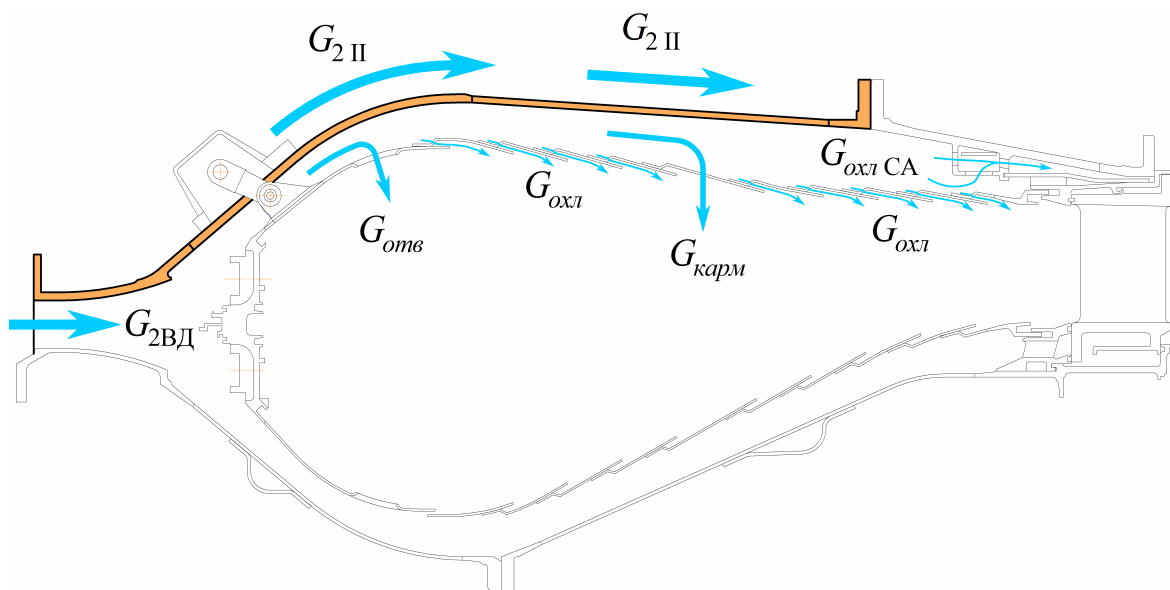


Рис. 3. Схема воздушных потоков

По источникам тепловых потоков, действующих на наружный корпус (рис. 4), его можно условно разделить на три участка:

- 1) омываемый вторичным воздухом камеры сгорания;
- 2) омываемый воздухом второго контура;
- 3) находящийся под действием излучения от жаровой трубы.

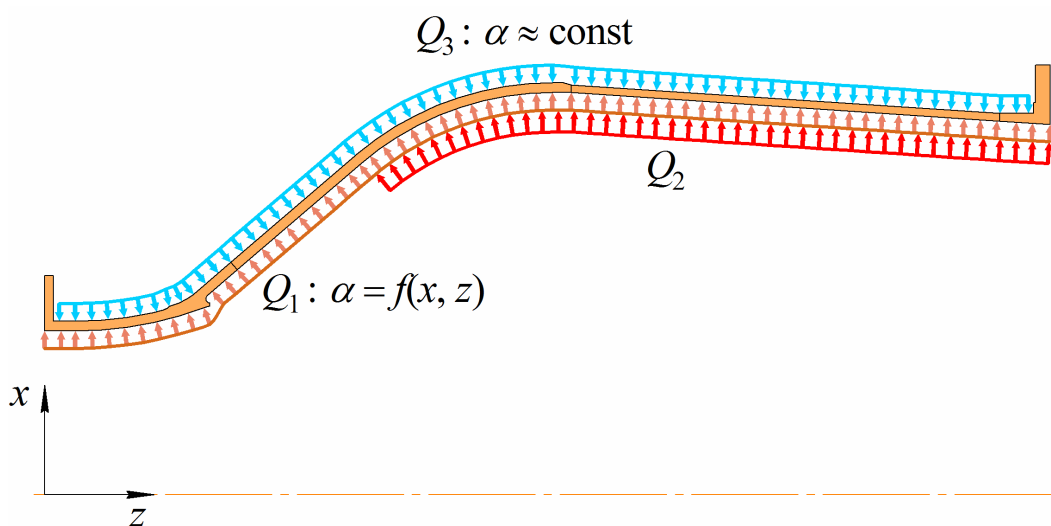


Рис. 4 . Расчётная схема для теплового анализа

В табл. 1 приведены исходные данные теплового анализа.

Табл. 1. — Исходные данные для теплового анализа

$Q_1$					
$G_{2ВД}$	$T_{2ВД}^*$	$p_{2ВД}^*$	$c_p$	$\mu$	$\lambda$
кг/с	К	Па	$\frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$	$\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{м}^2}$	$\frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{град}}$
110	797	2550000	1092	$371 \cdot 10^{-7}$	$58 \cdot 10^{-3}$
$Q_2$					
$G_{2П}$	$T_{2П}^*$	$p_{2П}^*$	$c_p$	$\mu$	$\lambda$
кг/с	К	Па	$\frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$	$\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{м}^2}$	$\frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{град}}$
165	387	245000	1015	$255 \cdot 10^{-7}$	$33 \cdot 10^{-3}$
$Q_3$					
$T_{ЖТ}$	Степень черноты		Постоянная Стефана-Больцмана		
К			$\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}^4}$		
1223	0,8		$5,67 \cdot 10^{-8}$		

Результаты теплового анализа являются начальными условиями для расчёта на прочность. Кроме того на корпус действуют силовые факторы (рис. 5): осевая сила  $P$  и крутящий  $M_{кр}$  момент со стороны статора турбины, давление внутри камеры сгорания и в наружном контуре.

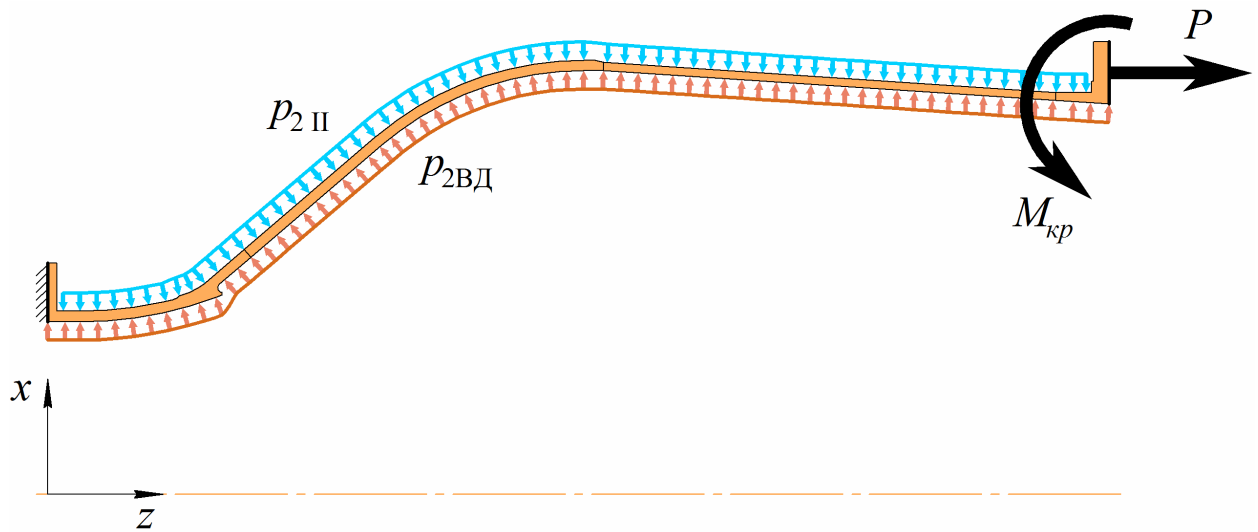


Рис. 5 . Расчётная схема для прочностного анализа

В табл. 2 приведены исходные данные для расчёта на прочность. Принято в запас, что на наружный корпус действуют полные давления.

Табл. 2 — Исходные данные для расчёта на прочность

$P$	$M_{кр}$	$p_{2ВД}^*$	$p_{2\Pi}^*$
Н	Н·м	Па	Па
5097	1121	2550000	245000

Назначенный ресурс двигателя составляет 60 000 часов. Доля работы на взлётном режиме составляет 2,1% от ресурса, что соответствует 1260 часам. Таким образом, удвоенная длительность расчётного режима составляет 2520 часов.



## 4.2 Создание КЭМ наружного корпуса

Подробная информация с описанием инструментов и команд для создания КЭМ представлена в документации по комплексу ANSYS и в рамках данной методики не приводится. Поэтому ниже пояснены лишь некоторые характерные особенности и подходы к созданию КЭМ наружного корпуса.

На рис. 6 показана исходная трёхмерная модель детали.

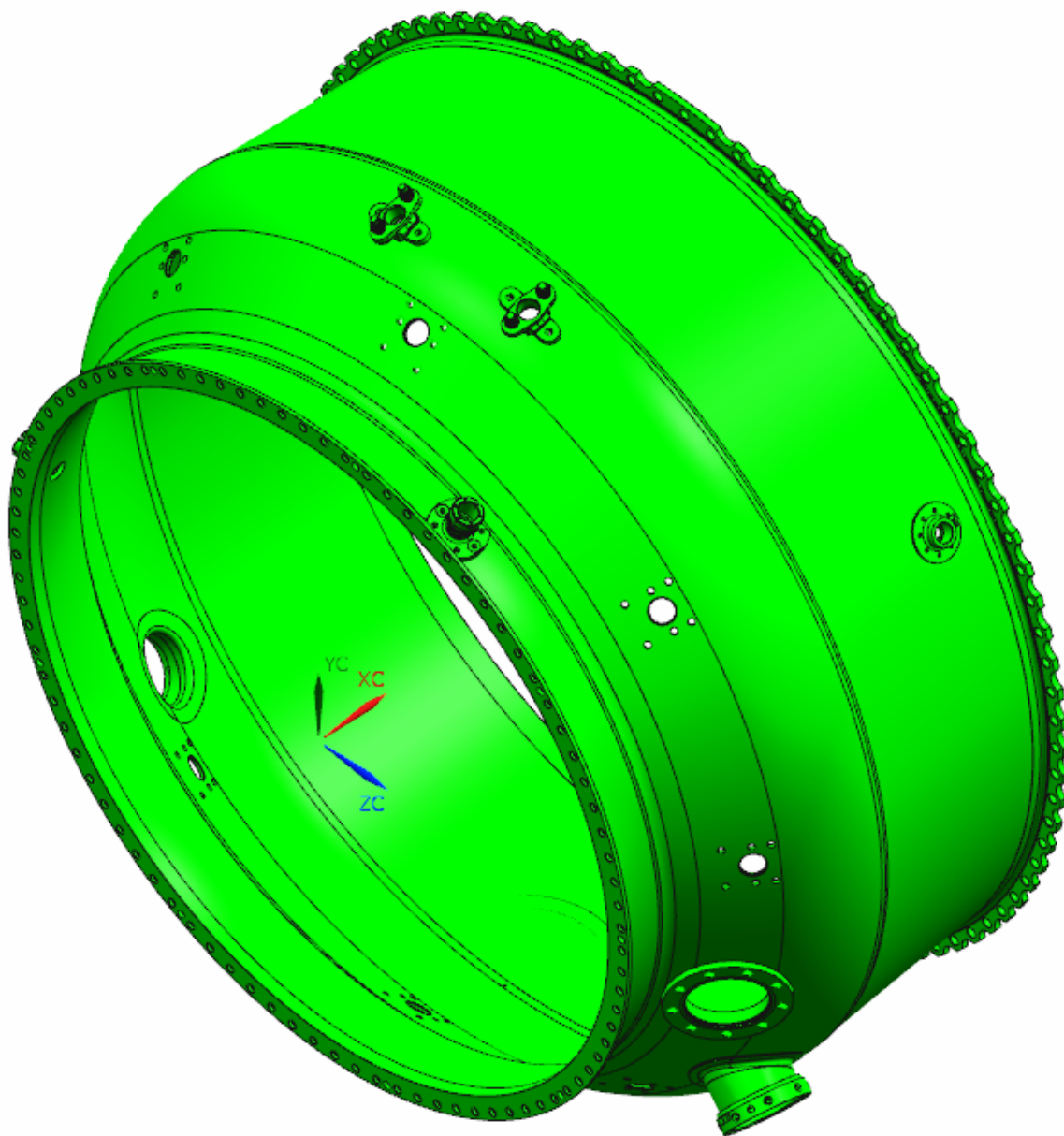


Рис. 6. Трёхмерная модель наружного корпуса

В корпусе выполнены отверстия для установки подвесов жаровой трубы и различных штуцеров. Штуцеры большего диаметра приварены непосредственно к корпусу и имеют усиливающие напльвы в зоне сварного шва для обеспечения прочности и устойчивости оболочки корпуса.

В рамках данного расчёта ограничимся учётом отверстий лишь под подвесы жаровой трубы. Они представляют собой восемь групп отверстий, каждая из которых

включает одно отверстие для установки тяги подвеса и шесть отверстий под крепёж. Углы между соседними группами имеют примерно одинаковое значение, что с учётом осесимметричного характера действующих нагрузок позволяет перейти от рассмотрения целого корпуса к анализу НДС одного сектора с центральным углом равным  $\frac{360^\circ}{8} = 45^\circ$ .

С помощью пакета NX 8.0 выделим из исходной трёхмерной модели рассматриваемый сектор таким образом, чтобы группа отверстий под подвес располагалась по его центру. Удалим остальные отверстия и штуцеры, после чего разделим геометрию на объёмы, позволяющие создание на их основе упорядоченной сети конечных элементов (рис. 7...10). Такая модель называется идеализированной, а процедура её подготовки — идеализацией. На этом этапе желательно заранее учесть все нагрузки, которые будут имитироваться при анализе, и разделить поверхности детали на соответствующие зоны приложения нагрузок.

Идеализированную модель сохраняем в формате Parasolid и импортируем её в ANSYS.

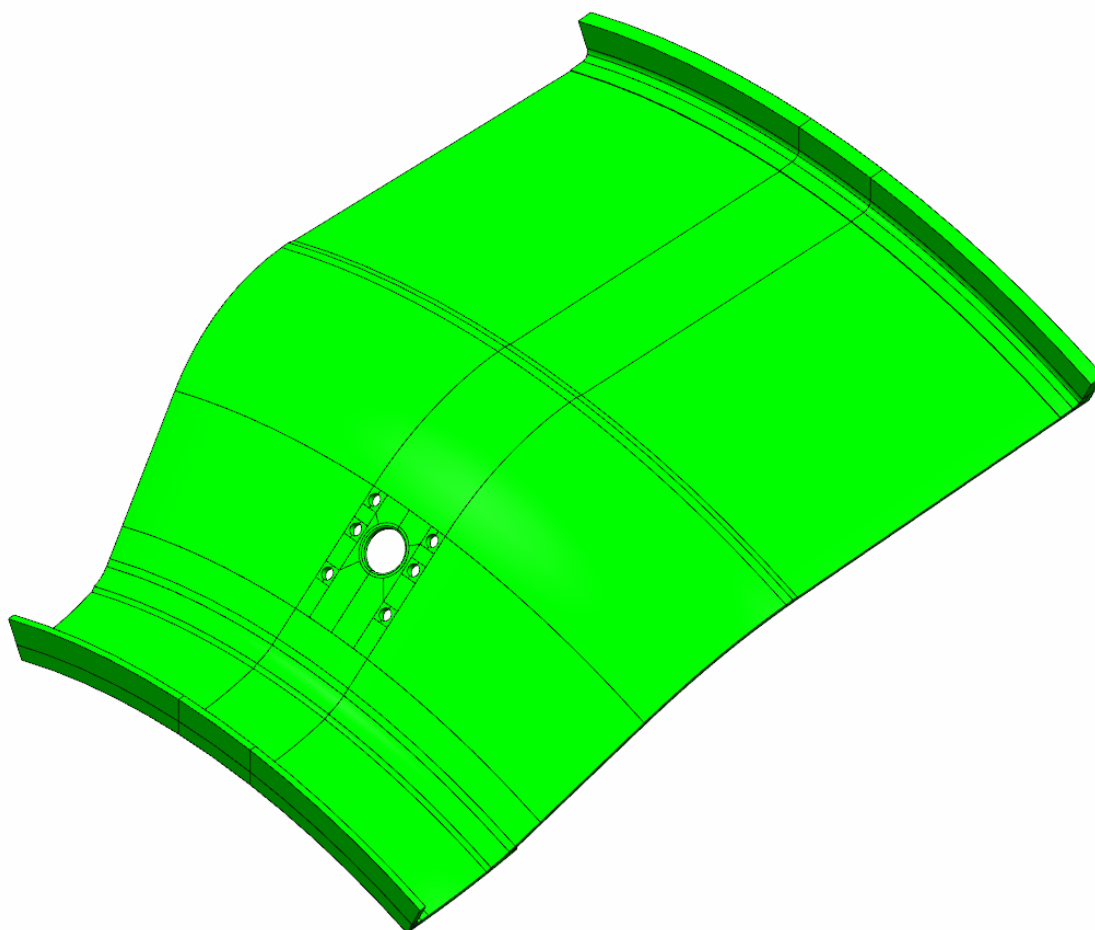


Рис. 7. Идеализированная модель сектора наружного корпуса

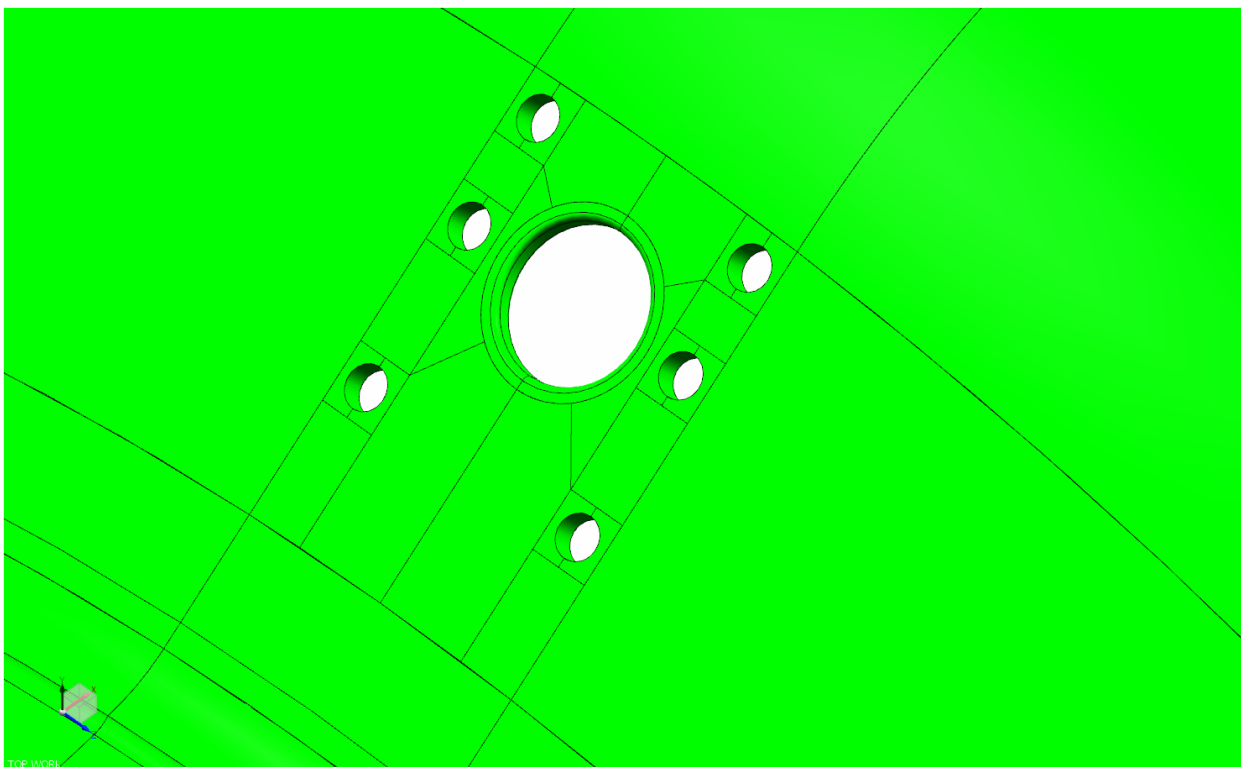


Рис. 8. Разделение геометрии на объёмы в районе отверстий под подвес

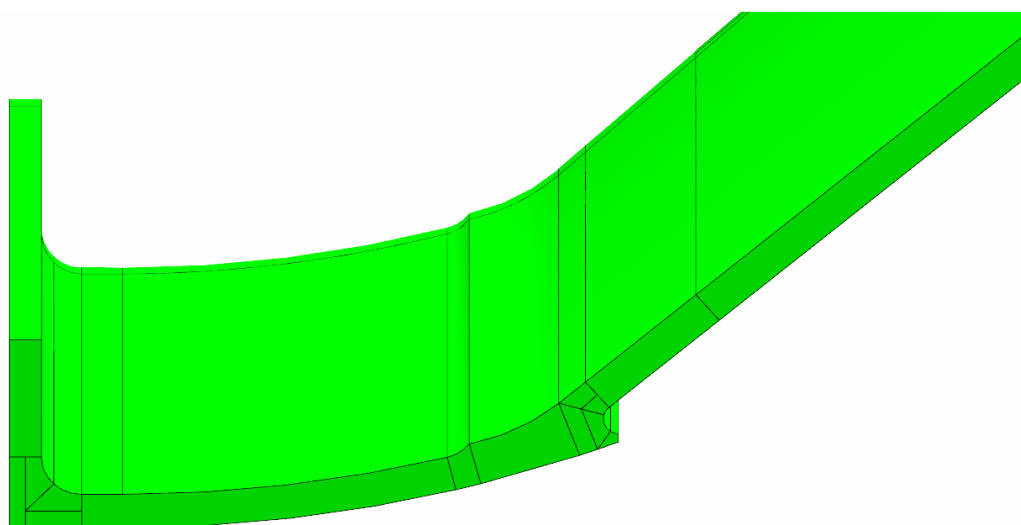


Рис. 9. Разделение геометрии на объёмы в районе переднего фланца

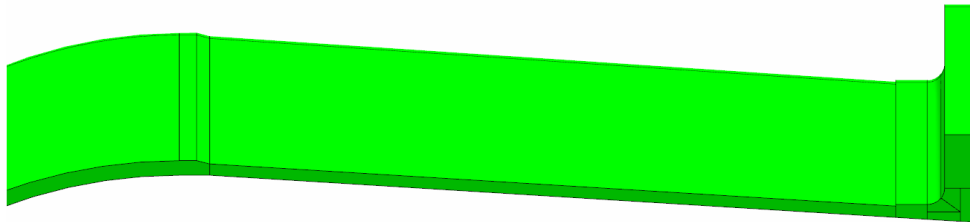


Рис. 10. Разделение геометрии на объёмы в районе заднего фланца

После импортирования геометрии выбираем в библиотеке элементов тип элемента SOLID70 (рис. 11...13) и задаём свойства материала наружного корпуса (смотри подраздел 4.3 ниже).

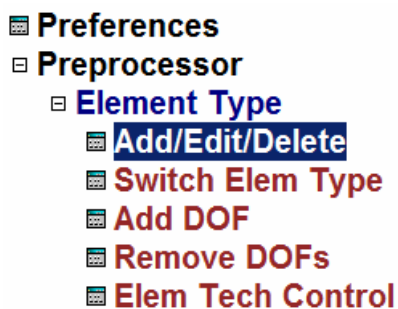


Рис. 11. Вызов списка типов элементов через главное меню

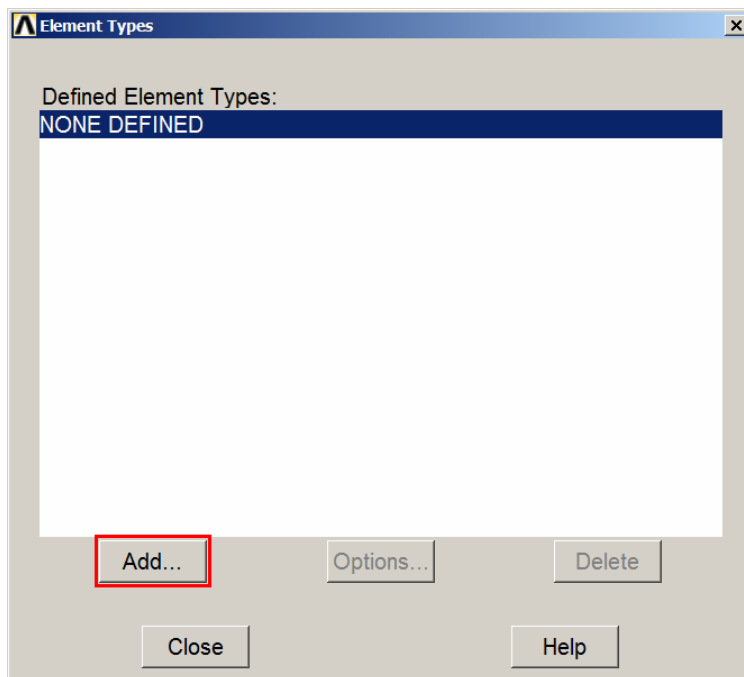


Рис. 12. Диалоговая панель **Element Types**

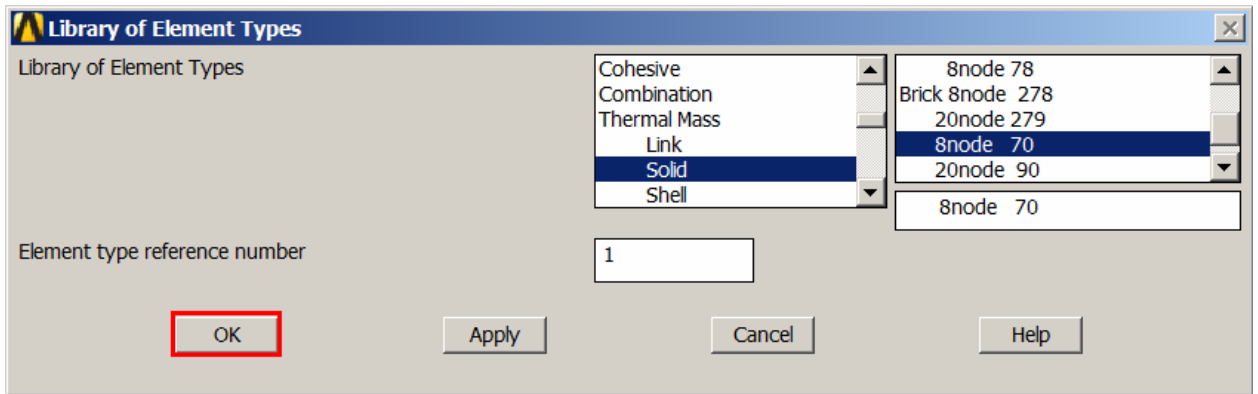


Рис. 13. Диалоговая панель **Library of Element Types**

Назначаем атрибуты, которые будут присваиваться элементам при генерировании конечно-элементной сети (рис. 14 и 15).

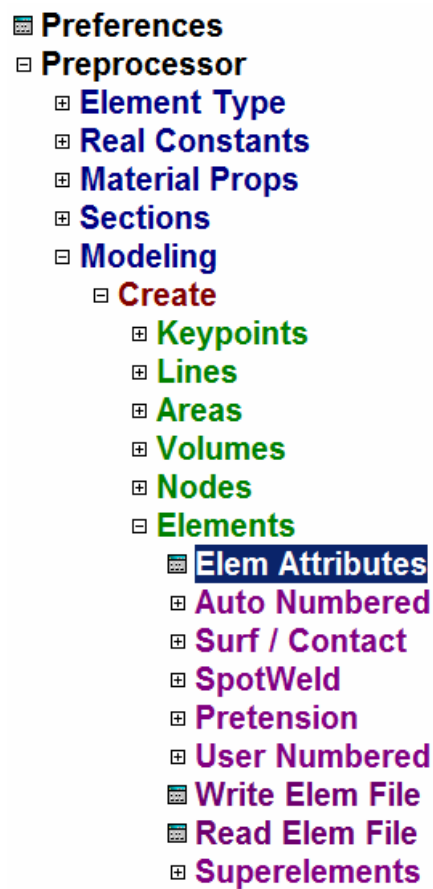


Рис. 14. Вызов диалоговой панели **Elements Attributes** через главное меню

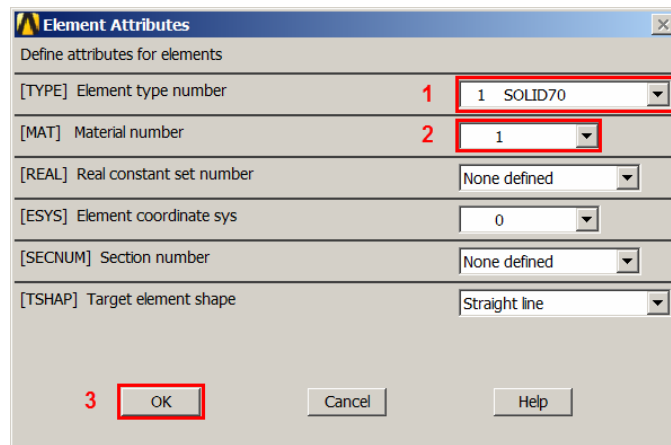


Рис. 15. Диалоговая панель **Elements Attributes**

Генерируем сеть конечных элементов. На рис. 16...19 показана полученная КЭМ наружного корпуса.

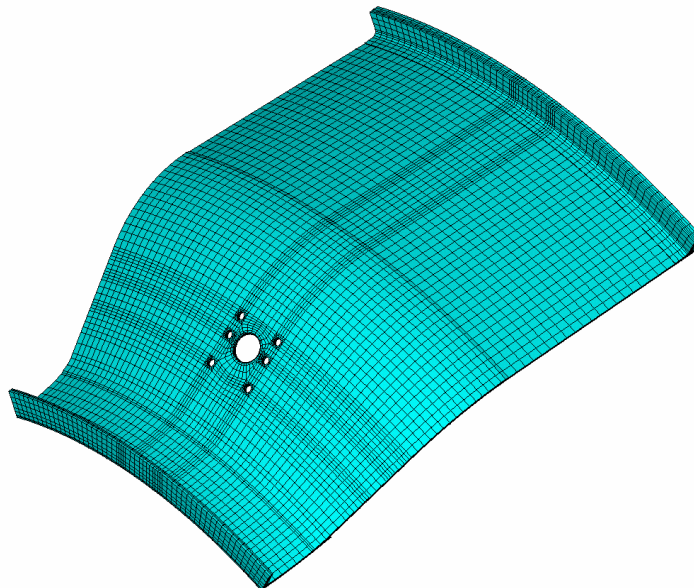


Рис. 16. КЭМ сектора наружного корпуса

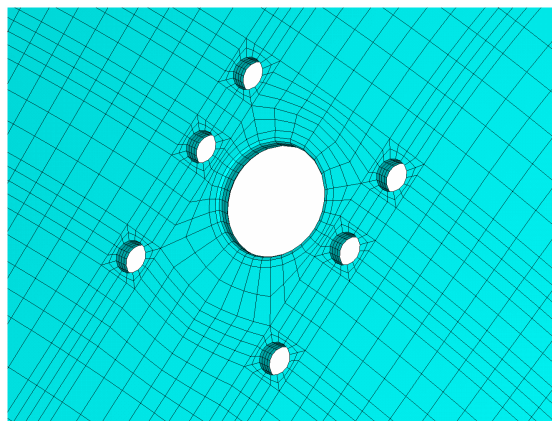


Рис. 17. Сеть конечных элементов в районе отверстий под подвес

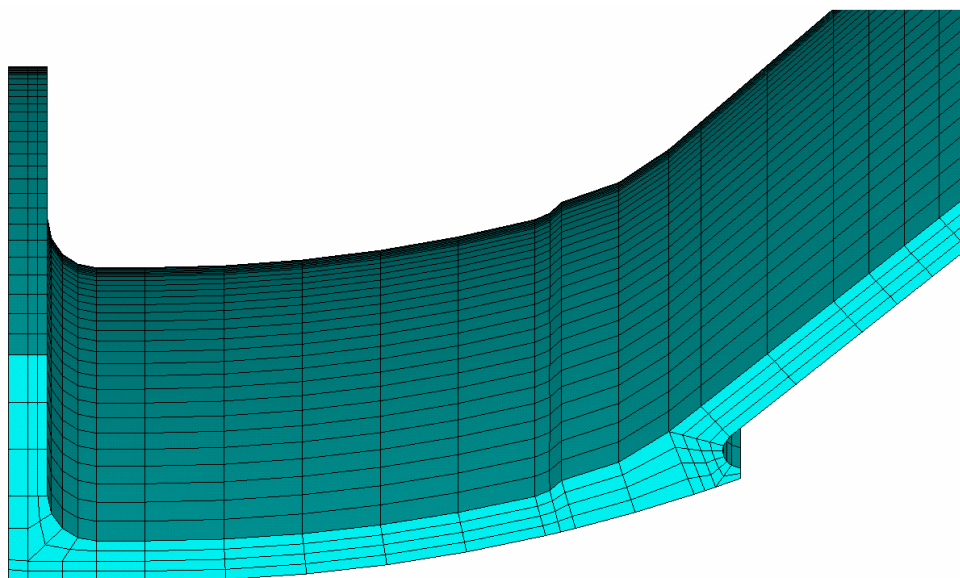


Рис. 18. Сеть конечных элементов в районе переднего фланца

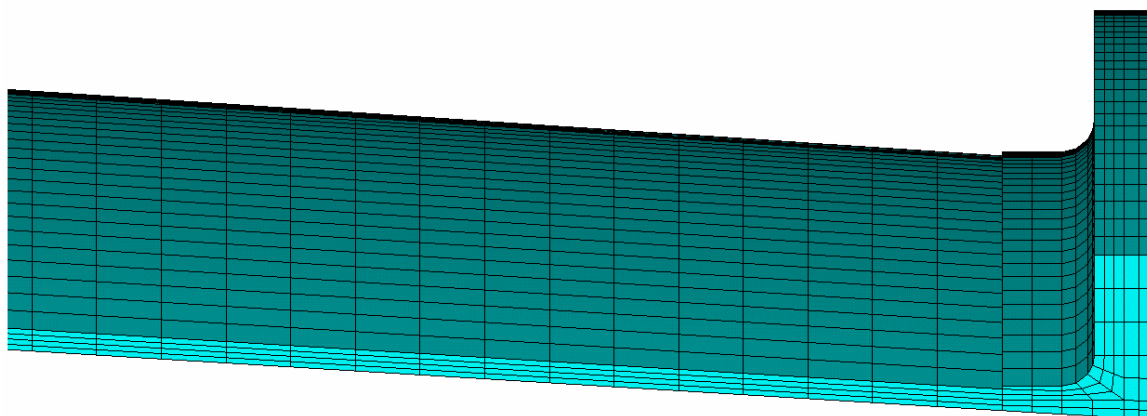


Рис. 19. Сеть конечных элементов в районе заднего фланца

### 4.3 Задание свойств материала

Наружный корпус работает в широком диапазоне температур, следовательно, все свойства материала корпуса должны быть заданы с учётом изменения по температуре в рамках данного диапазона.

Материал наружного корпуса — жаропрочный сплав ЭП718. Механические и физические свойства для него приняты по справочнику ВИАМ [2] и приведены к системе СИ.

Для расчёта теплопередачи через стенку корпуса необходимо задать коэффициент теплопроводности материала (рис. 20 и 21).

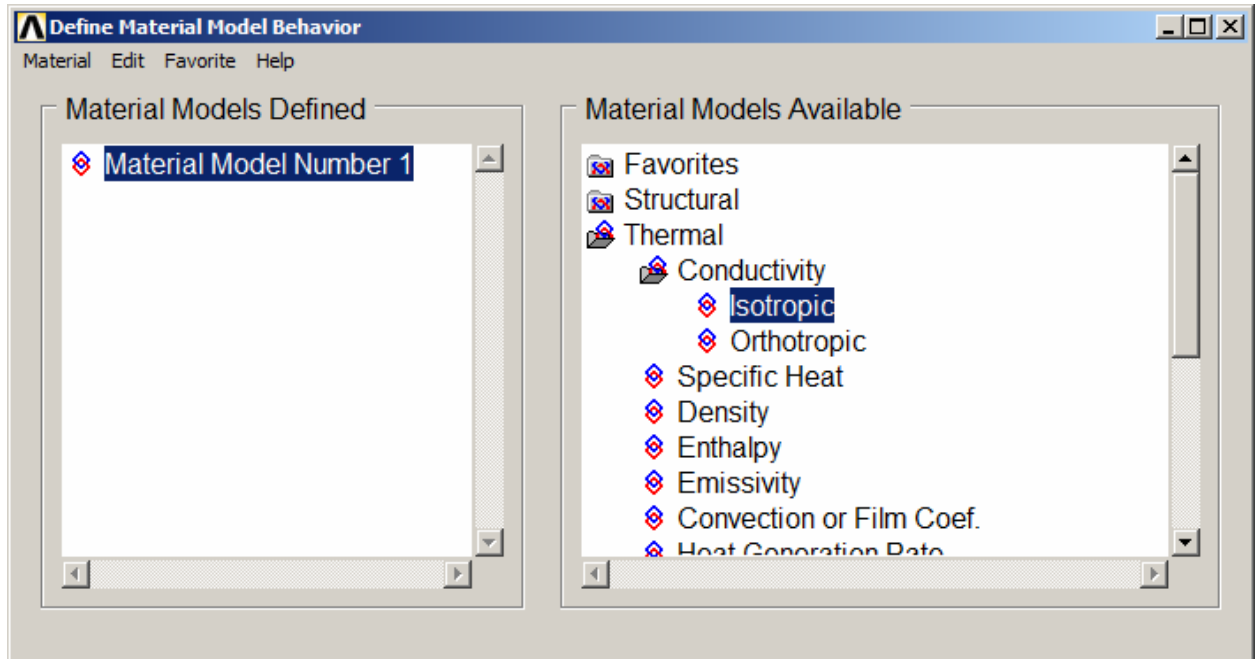


Рис. 20. Вызов диалоговой панели для ввода значений коэффициента теплопроводности

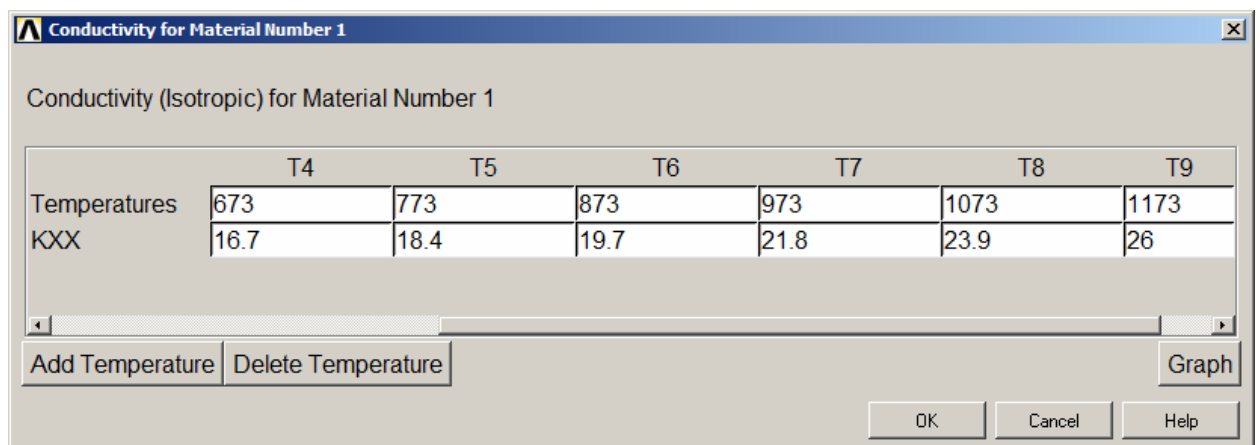


Рис. 21. Ввод значений коэффициента теплопроводности в зависимости от температуры

Тепловой анализ с учётом излучения также требует указания степени черноты облучаемой поверхности (рис. 22 и 23). Примем её значение независимым от температуры детали и равным 0,8 (как для окисленной стали [3]).



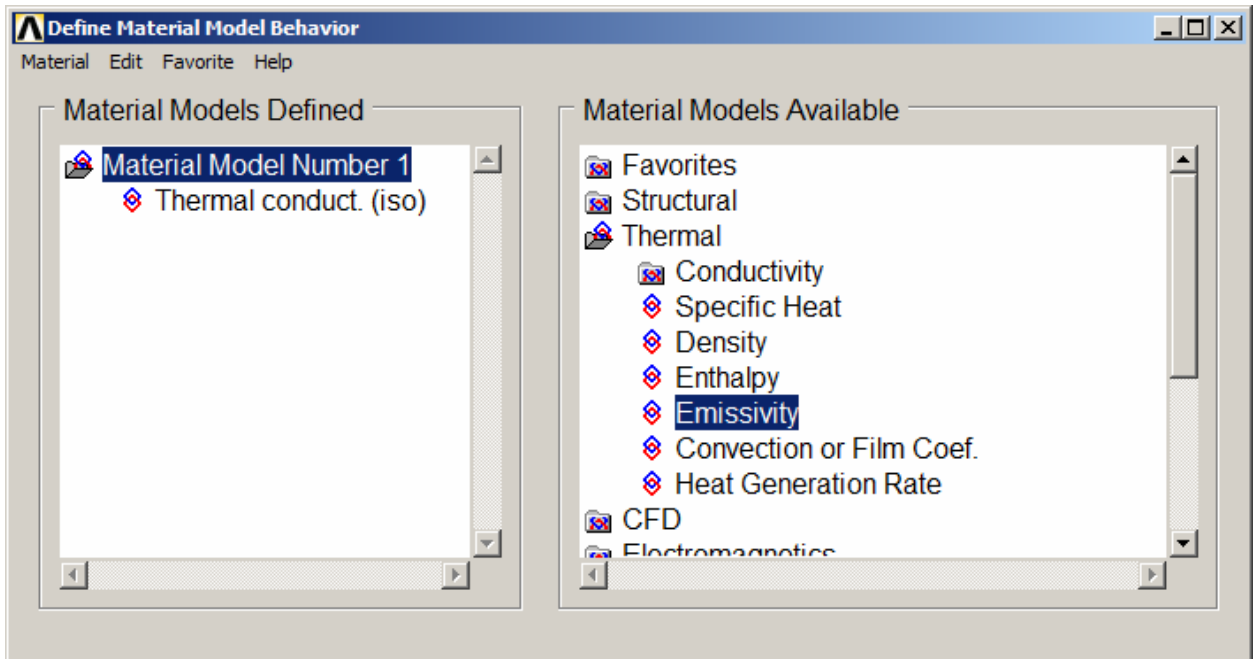


Рис. 22. Вызов диалоговой панели для ввода значений степени черноты

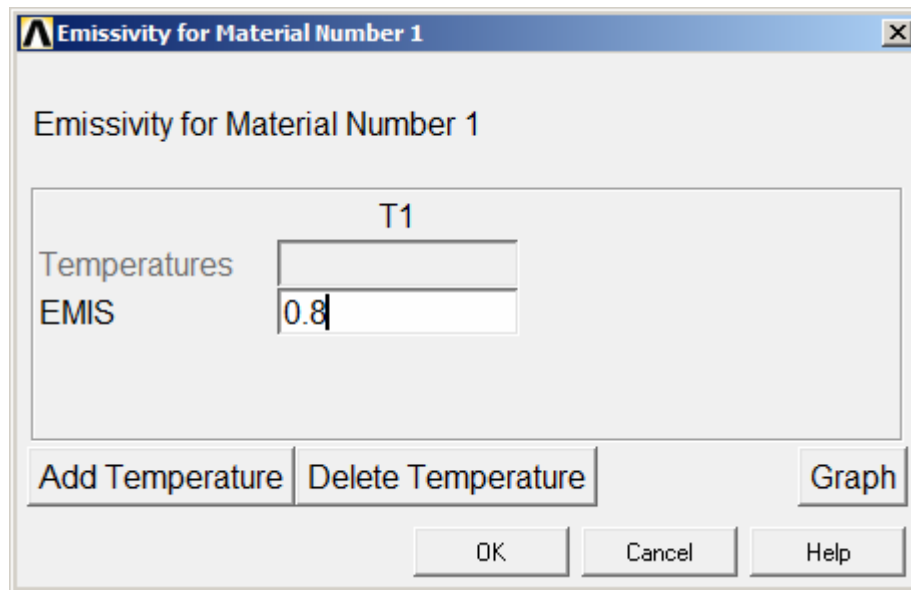


Рис. 23. Ввод значения степени черноты

Для прочностного анализа задаются модуль упругости и коэффициент Пуассона (рис. 24 и 25).

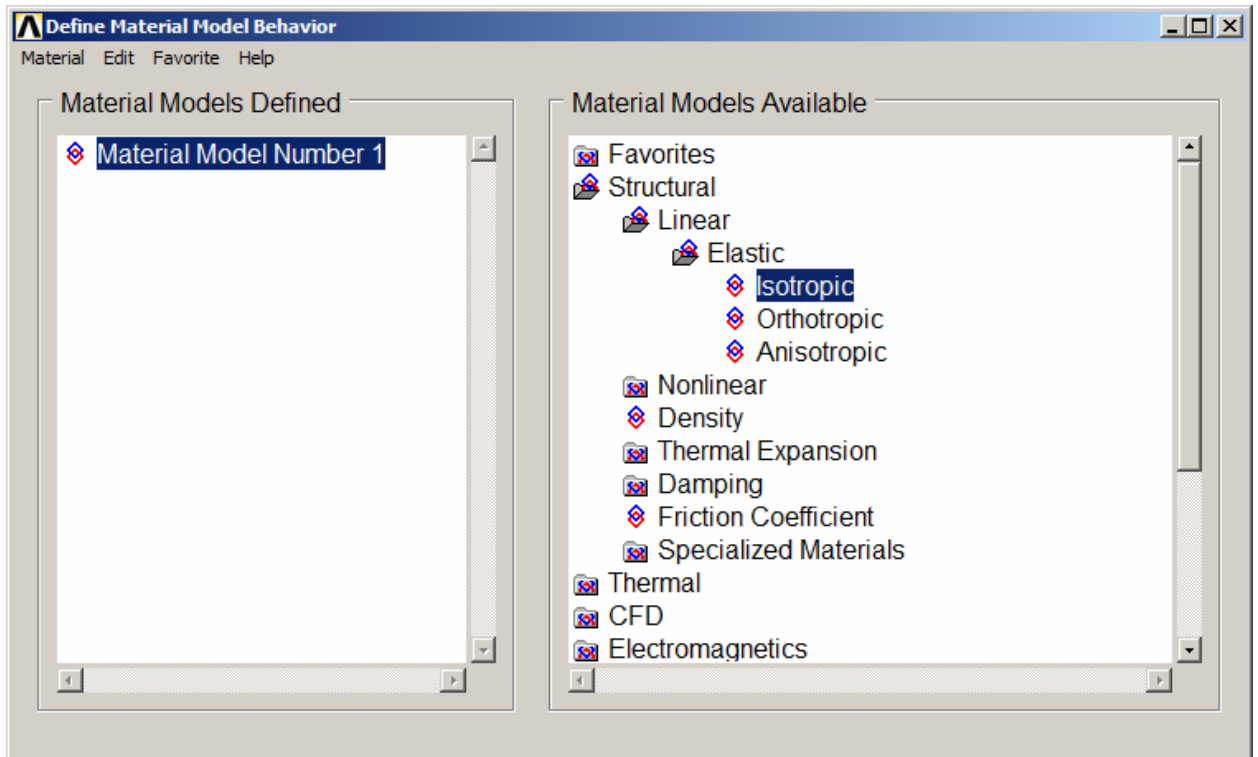


Рис. 24. Вызов диалоговой панели для ввода значений модуля упругости и коэффициента Пуассона

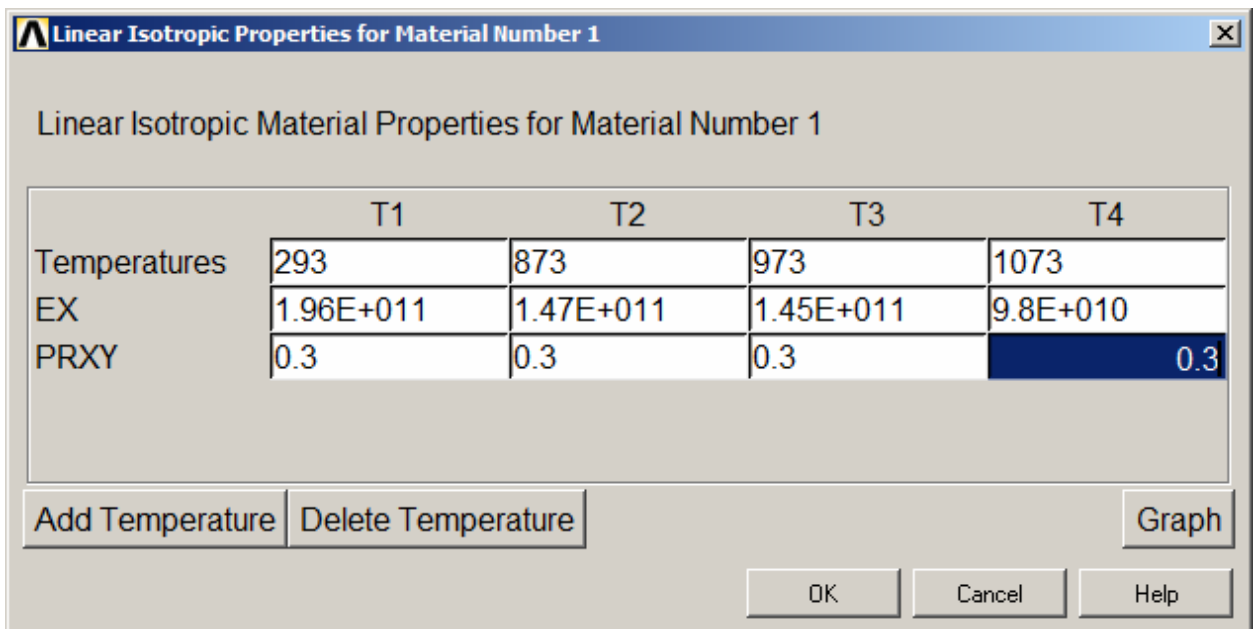


Рис. 25. Ввод значений модуля упругости и коэффициента Пуассона в зависимости от температуры

Для учёта упругопластического поведения материала задаём билинейные кривые деформирования (рис. 26 и 27). На рис. 27 **Yield Stss** — предел текучести при данной температуре, **Tang Mods** — модуль упрочнения  $E_2$ , вычисляемый по формуле (4) (смотри подраздел 1.3).

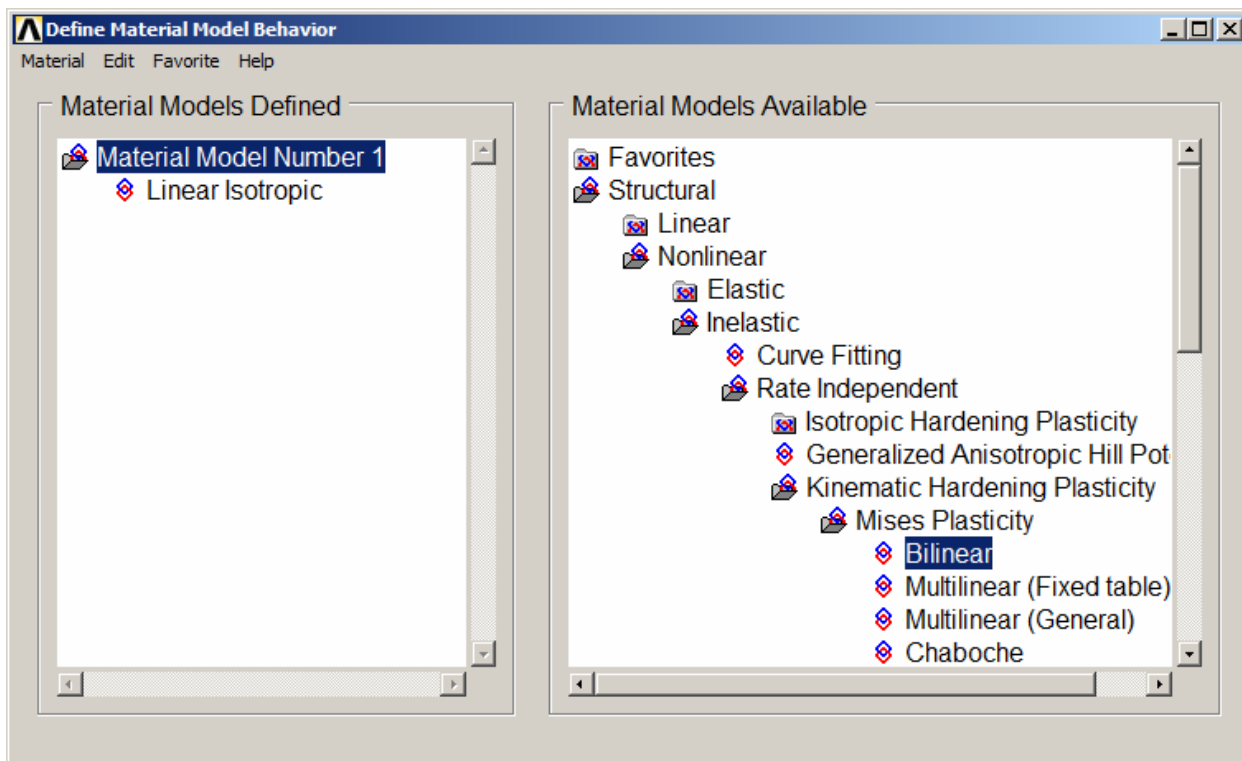


Рис. 26. Вызов диалоговой панели для ввода значений предела текучести и модуля упрочнения

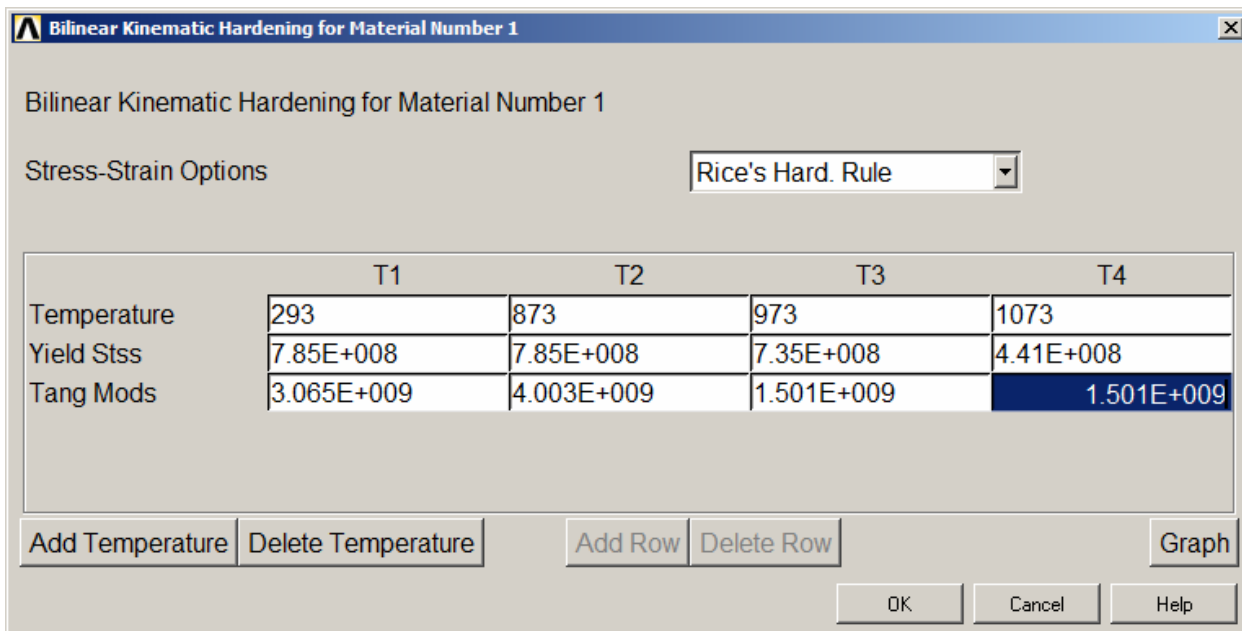


Рис. 27. Ввод значений предела текучести и модуля упрочнения в зависимости от температуры

На рис. 28 показаны заданные нами в пакете ANSYS билинейные кривые деформирования.

T1= 293.00  
T2= 873.00  
T3= 973.00  
T4= 1073.0

BKIN Table For Material 1

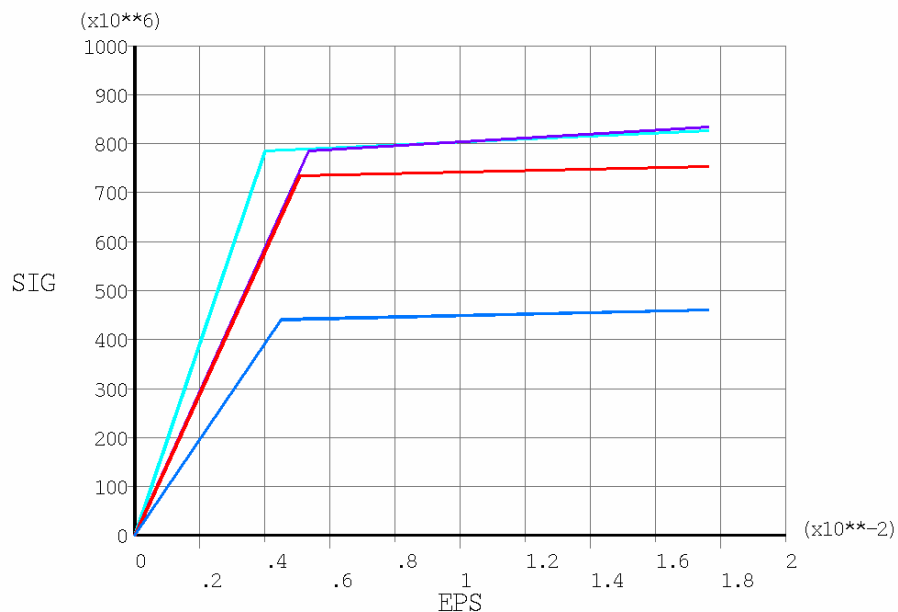


Рис. 28. Билинейные кривые деформирования для материала ЭП718

Для учёта деформирования конструкции под действием температуры задаём термический коэффициент линейного расширения (рис. 29 и 30).

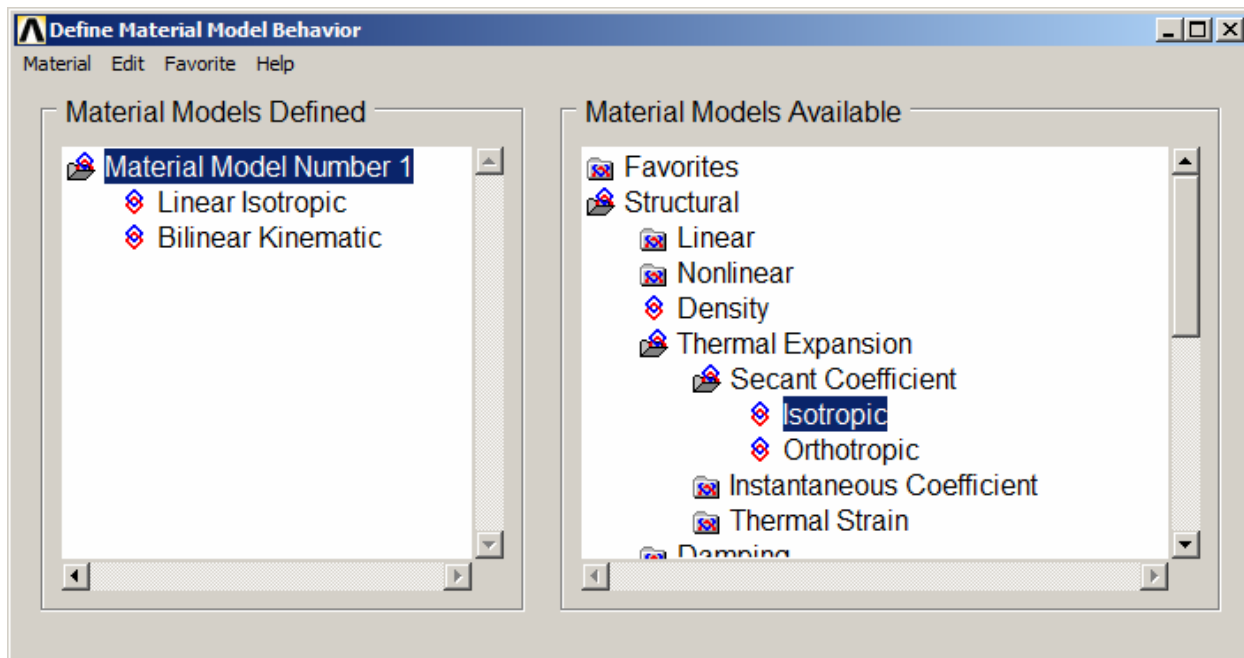


Рис. 29. Вызов диалоговой панели для ввода значений термического коэффициента линейного расширения

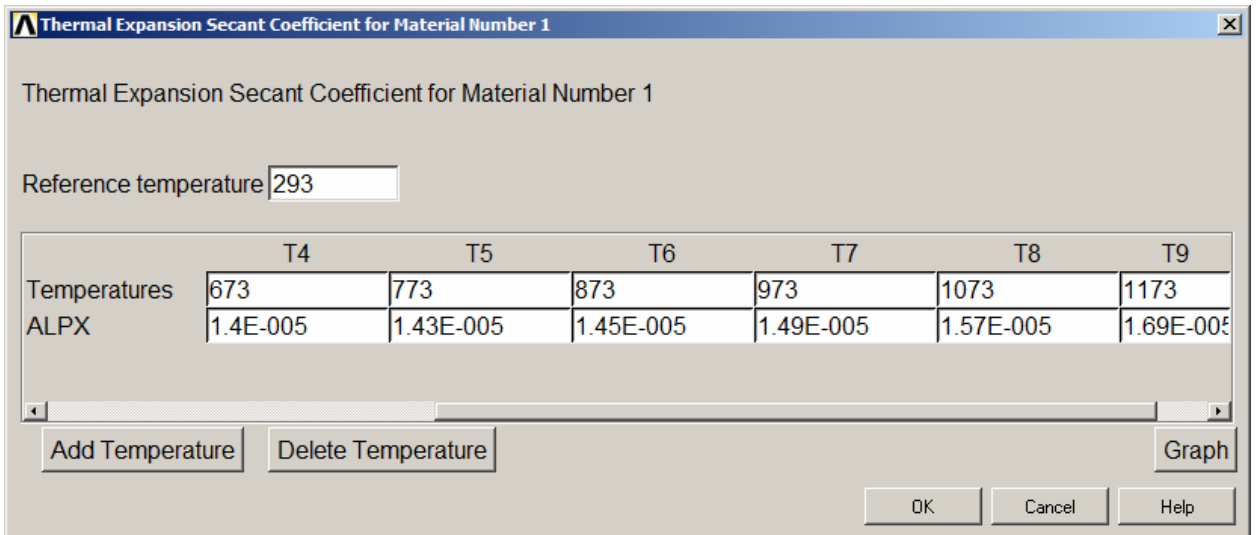


Рис. 30. Ввод значений термического коэффициента линейного расширения в зависимости от температуры

Для теплового анализа можно задать как свойства, соответствующие только этому виду анализа, так и все свойства перечисленные выше. При этом «лишние» свойства при расчёте теплообмена будут игнорироваться.

Это же справедливо и для прочностного анализа.

## 4.4 Проведение теплового анализа

Для решения задач теплообмена между наружным корпусом и окружающей средой будем использовать специальные элементы «с поверхностным эффектом» SURF152, которые позволяют при соответствующем подборе опций задавать теплообмен между поверхностью и окружающей средой одновременно конвекцией и излучением.

Элементы SURF152 накладываются на поверхности существующих элементов SOLID70 таким образом, чтобы получившиеся при этом сети соответствовали участкам поверхности детали, на которых происходит теплообмен конвекцией или излучением.

Так как участки имеют различный характер теплообмена, то для каждого из них необходимо задавать отдельный тип элемента SURF152 с набором соответствующих опций и реальных постоянных.

В нашем случае таких участков три:

- 1) омываемый вторичным воздухом камеры сгорания;
- 2) омываемый воздухом второго контура;
- 3) находящийся под действием излучения от жаровой трубы.

Создадим для них типы элемента SURF152 (рис. 31 и 32).

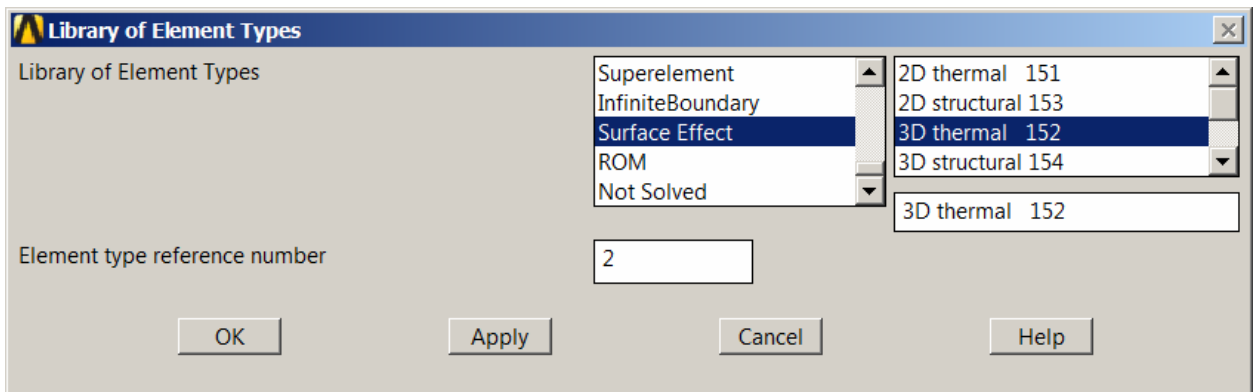


Рис. 31. Диалоговая панель **Library of Element Types**

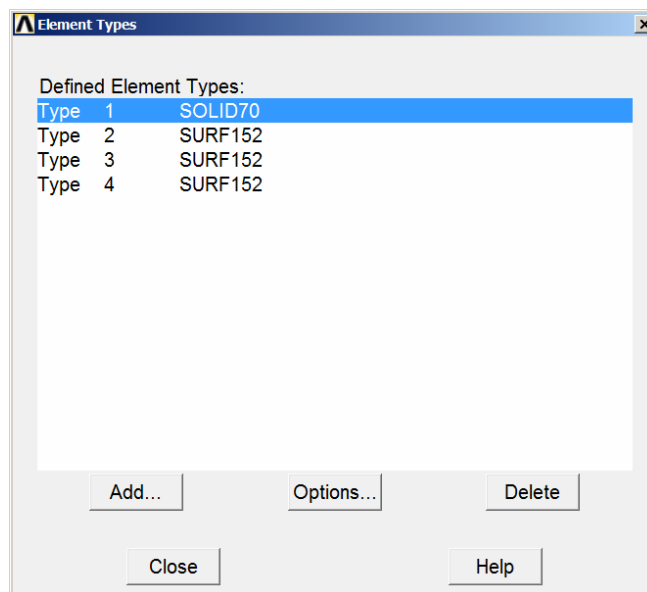


Рис. 32. Диалоговая панель **Element Types**

Зададим свой набор опций для элементов каждого типа.

Для элементов участка, омываемого вторичным воздухом камеры сгорания задаём (рис. 33):

KEYOPT (4) = 1 — не создавать промежуточные узлы (для соответствия подлежащим элементам SOLID70, не имеющим промежуточных узлов);

KEYOPT (5) = 1 — для вычисления конвекции используется пространственный узел, имитирующий температуру окружающей среды (вторичного воздуха);

KEYOPT (8) = 2 — использовать среднее значение между температурами поверхности и окружающей среды при вычислении коэффициентов теплоотдачи.

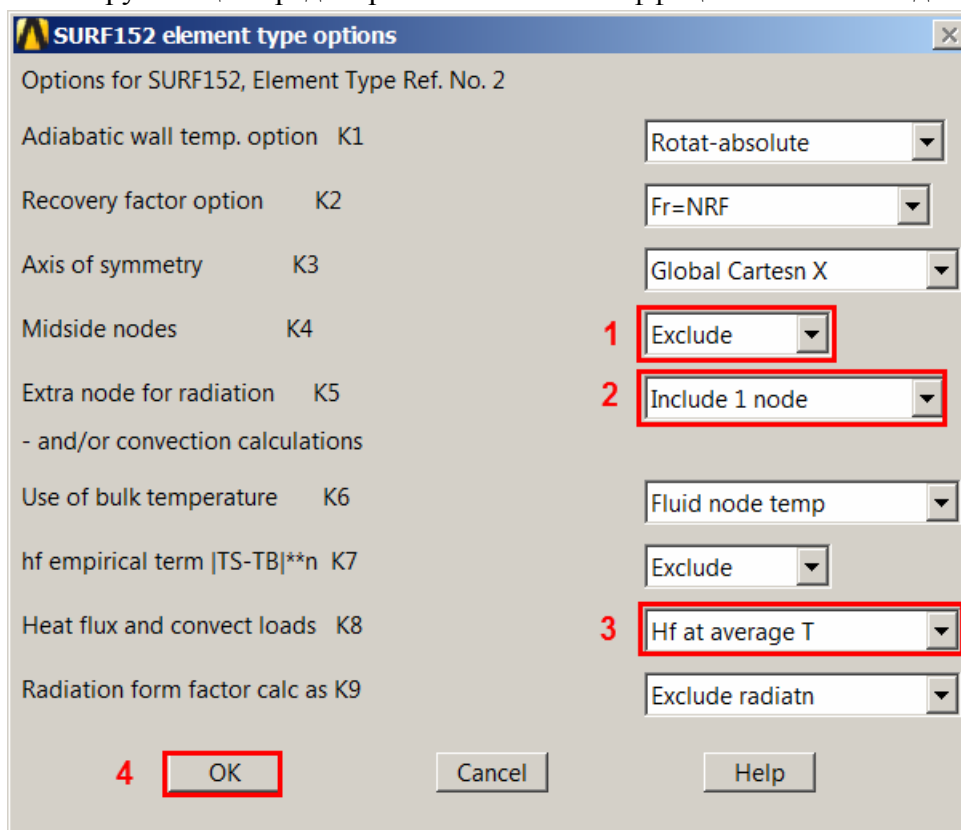


Рис. 33. Заданий опций для элементов SURF152 первого участка

Применение пространственного узла для имитации температуры окружающей среды необходимо из-за того, что первый и третий участки имеют общую зону теплообмена, где действуют и конвекция, и излучение. При этом температура среды (вторичного воздуха) и температура излучателя (жаровой трубы) различны. В таком случае требуется, чтобы эти температуры были заданы в двух разных пространственных узлах.

Для элементов участка, омываемого воздухом второго контура задаём (рис. 34):

KEYOPT (4) = 1 — не создавать промежуточные узлы (для соответствия подлежащим элементам SOLID70, не имеющим промежуточных узлов);

KEYOPT (8) = 2 — использовать среднее значение между температурами поверхности и окружающей среды при вычислении коэффициентов теплоотдачи.

Здесь пространственный узел не используется, а температура среды (воздуха второго контура) задаётся непосредственно в элементных нагрузках.

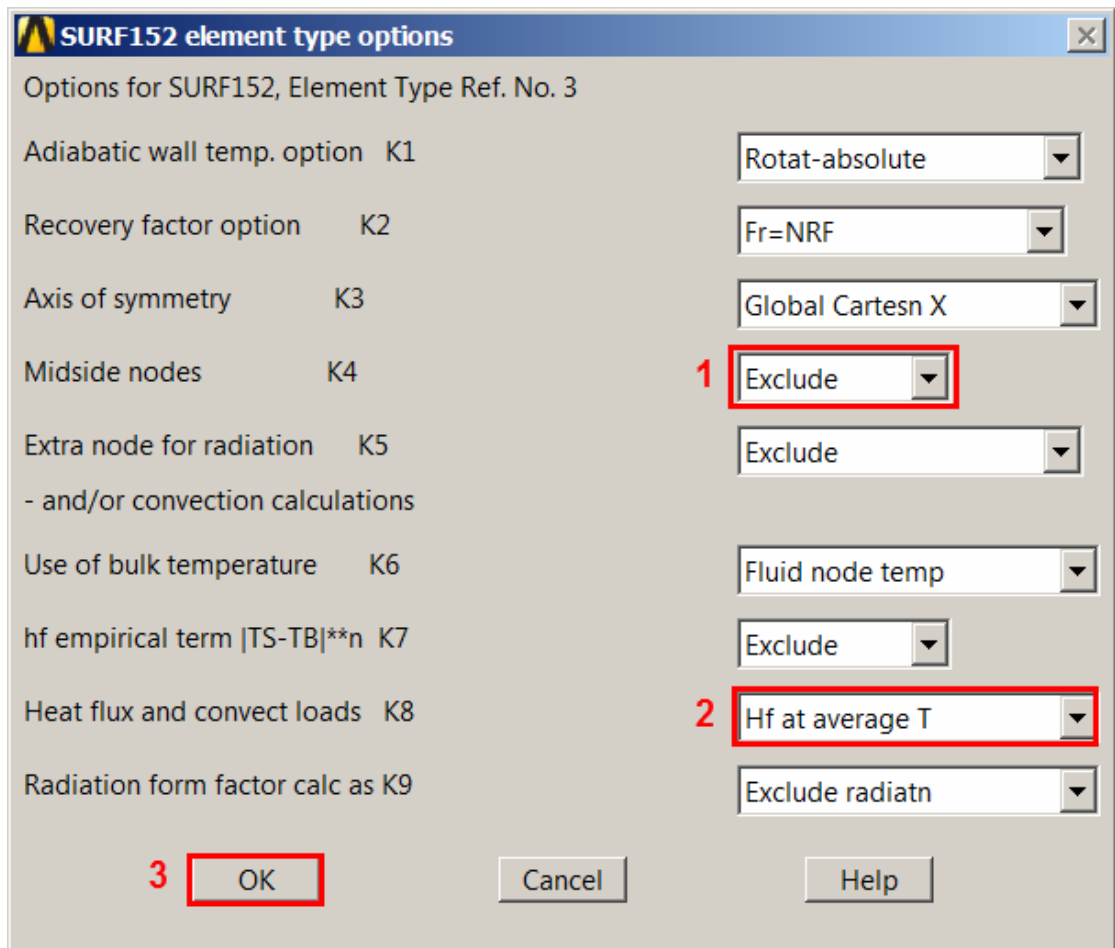


Рис. 34. Заданий опций для элементов SURF152 второго участка

Для элементов участка, находящегося под действием излучения от жаровой трубы задаём (рис. 35):

KEYOPT (4) = 1 — не создавать промежуточные узлы (для соответствия подлежащим элементам SOLID70, не имеющим промежуточных узлов);

KEYOPT (5) = 1 — для вычисления излучения используется пространственный узел, имитирующий температуру излучателя (жаровой трубы);

KEYOPT (9) = 1 — угловой коэффициент (форм фактор) задаётся с помощью реальной постоянной.



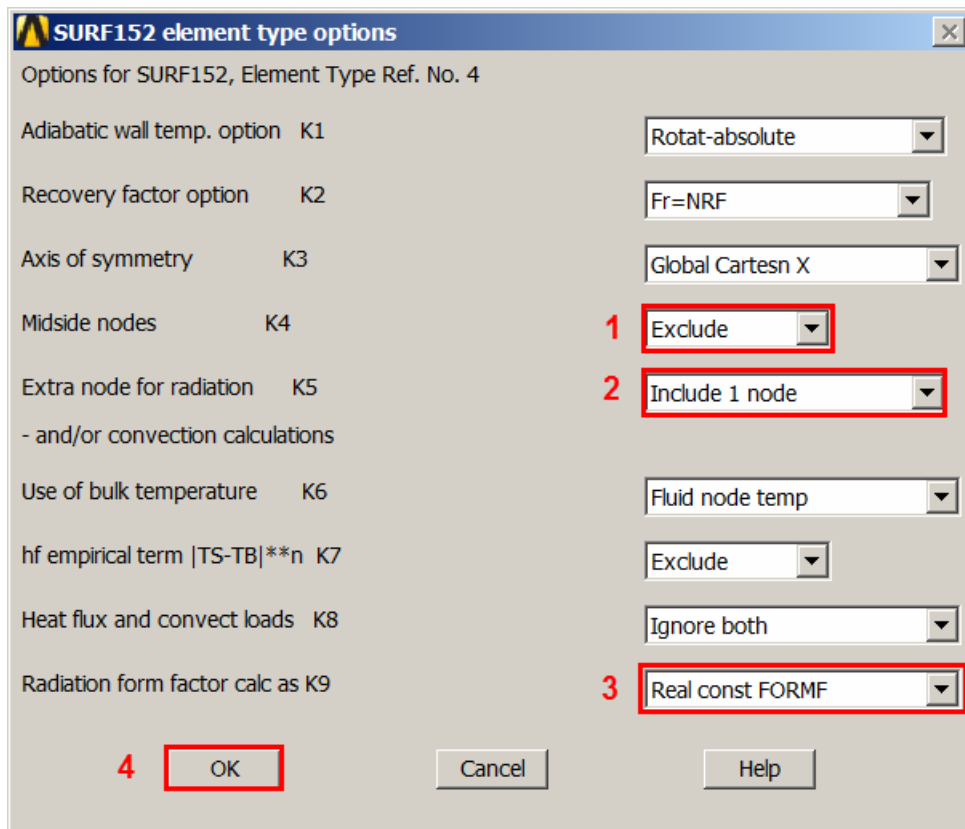


Рис. 35. Заданий опций для элементов SURF152 третьего участка

Создадим реальные постоянные для элементов каждого участка (рис. 36...38) . Для элементов первого участка реальные постоянные будут пустыми (рис. 39) — в них ничего не задаётся. Аналогично для элементов второго участка. Для элементов третьего участка в реальных постоянных задаём угловой коэффициент (форм фактор) и постоянную Стефана-Больцмана (рис. 40).

Угловой коэффициент определяет, какая доля тепловой энергии попадает с излучаемой поверхности на облучаемую при лучистом теплообмене. В нашем случае задаём её значение равным единице.

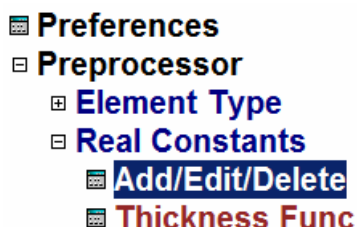


Рис. 36. Вызов списка реальных постоянных через главное меню

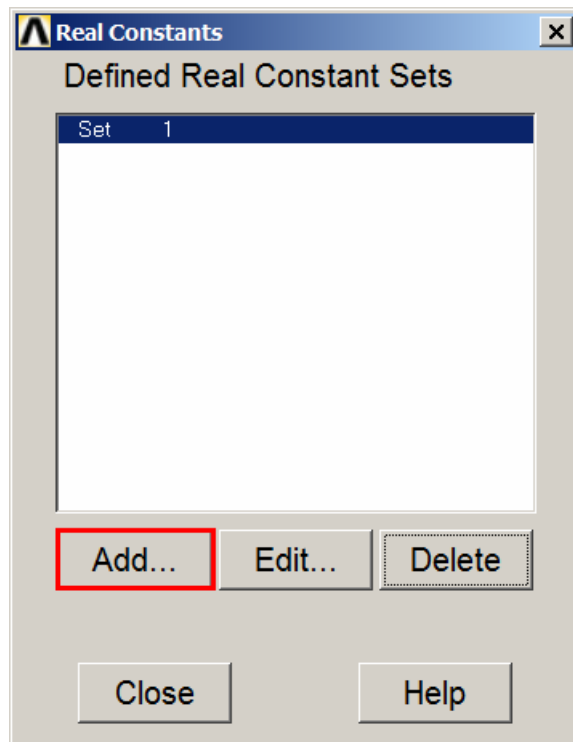


Рис. 37. Диалоговая панель **Real Constants**

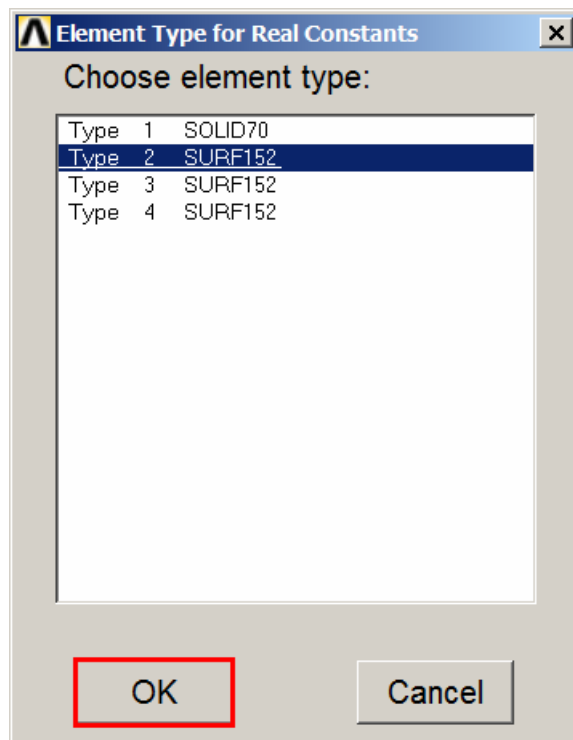


Рис. 38. Диалоговая панель **Element Type of Real Constants**

Real Constant Set Number 2, for SURF152

Element Type Reference No. 2

Real Constant Set No. 2

Form factor	FORMF	
Stefan-Boltzmann const	SBCONST	
Joule constant	Jc	
Gravitational constant	Gc	
Recovery factor coefficient	NRF	
Thickness at node I	TKI	
Thickness at node J	TKJ	
Thickness at node K	TKK	
Thickness at node L	TKL	

Angular velocity OMEG Constant value

If Constant value then:

Absolute fluid velocity Vabs Constant value

If Constant value then:

OK Apply Cancel Help

Рис. 39. Реальные постоянные для элементов первого участка

Real Constant Set Number 4, for SURF152

Element Type Reference No. 4

Real Constant Set No. 4

Form factor	FORMF	1
Stefan-Boltzmann const	SBCONST	5.67E-008
Joule constant	Jc	
Gravitational constant	Gc	
Recovery factor coefficient	NRF	0
Thickness at node I	TKI	
Thickness at node J	TKJ	
Thickness at node K	TKK	
Thickness at node L	TKL	

Angular velocity OMEG Constant value

If Constant value then:

0

Absolute fluid velocity Vabs Constant value

If Constant value then:

0

3 OK Apply Cancel Help

Рис. 40. Реальные постоянные для элементов третьего участка

Создаём два произвольно расположенных пространственных узла (рис. 41 и 42).

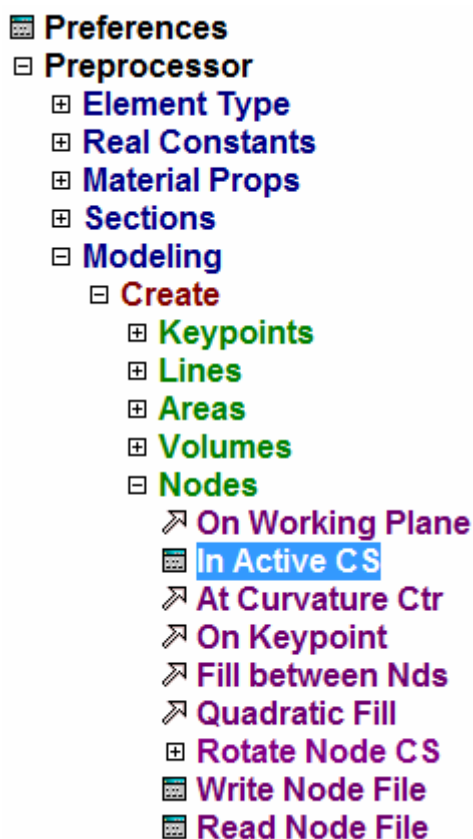


Рис. 41. Вызов диалоговой панели создания узлов через главное меню

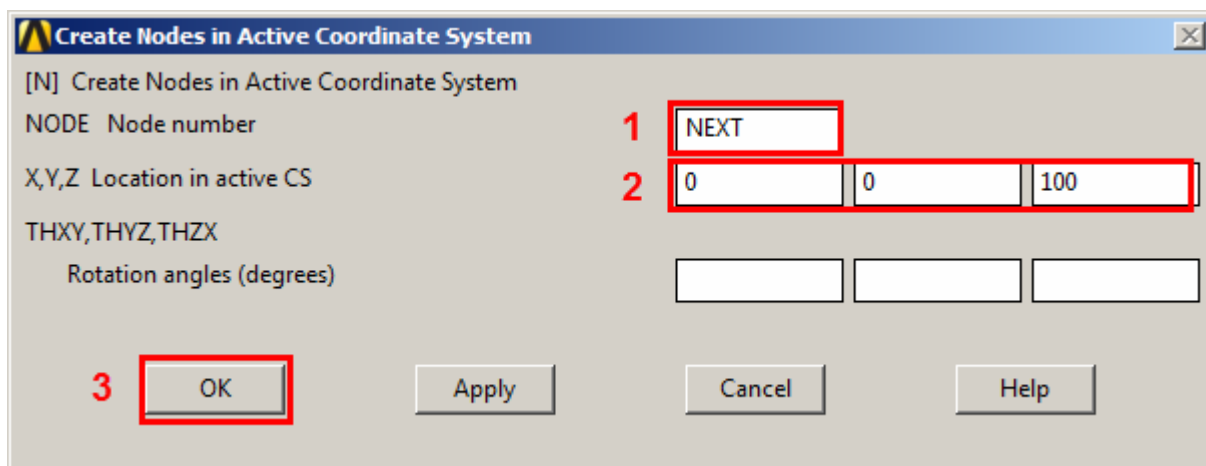


Рис. 42. Создание узла по координатам

Создаём элементы SURF152 для первого участка:

– с помощью команд диалоговой панели **Select Entities** (Рис. 43) оставляем в активном наборе узлы, принадлежащие к поверхности только первого участка, и соответствующий пространственный узел;



Рис. 43. Диалоговая панель **Select Entities**

– задаём соответствующие атрибуты элементов (рис. 44);

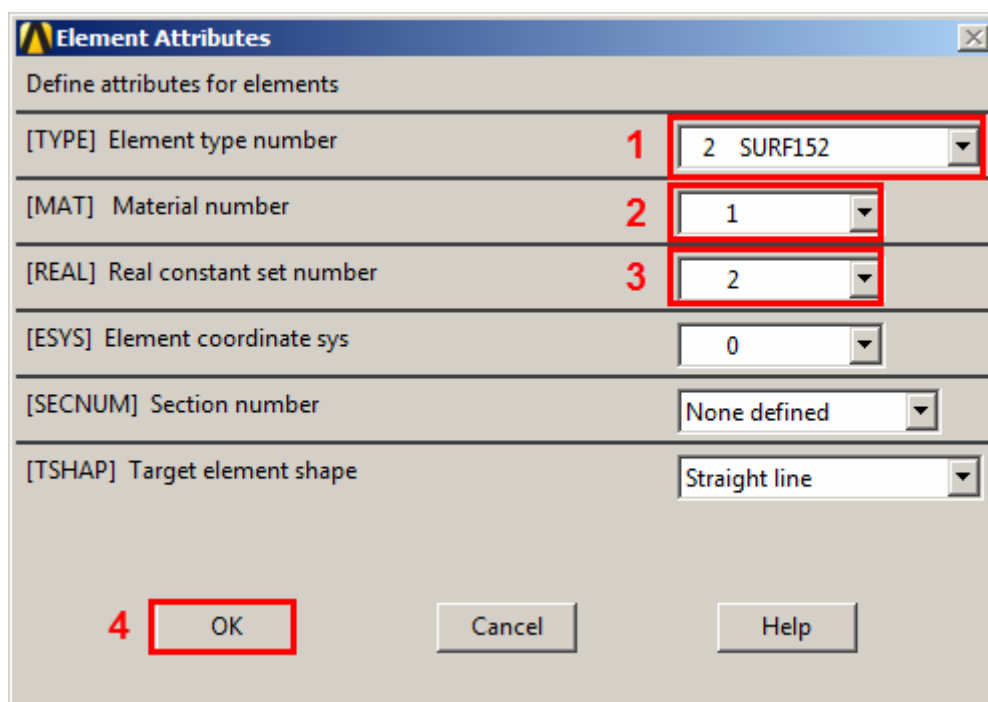


Рис. 44. Диалоговая панель **Elements Attributes**

– выбираем в главном меню команду для создания элементов с пространственным узлом (рис. 45). В первой появившейся панели нажимаем **Pick All** для выбора всех активных узлов, появляется вторая панель — выбираем пространственный узел и нажимаем **OK**.



Элементы SURF152 на остальных участках создаются аналогично, за исключением того, что для второго участка не нужно указывать пространственный узел (рис. 47).

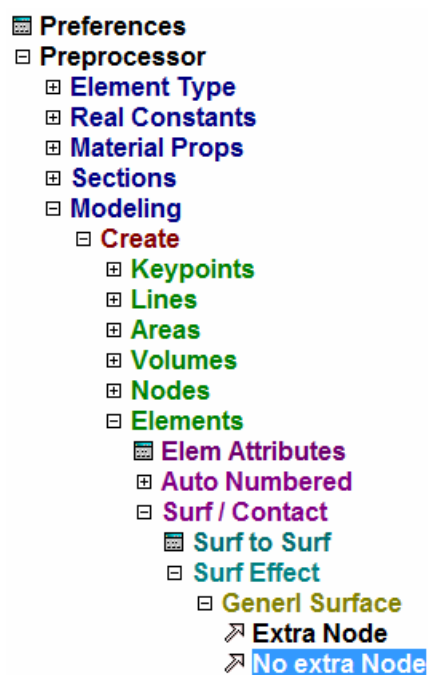


Рис. 47. Создание элементов без пространственного узла

На рис. 48 и 49 показаны сети конечных элементов SURF152 для второго и третьего участков соответственно.

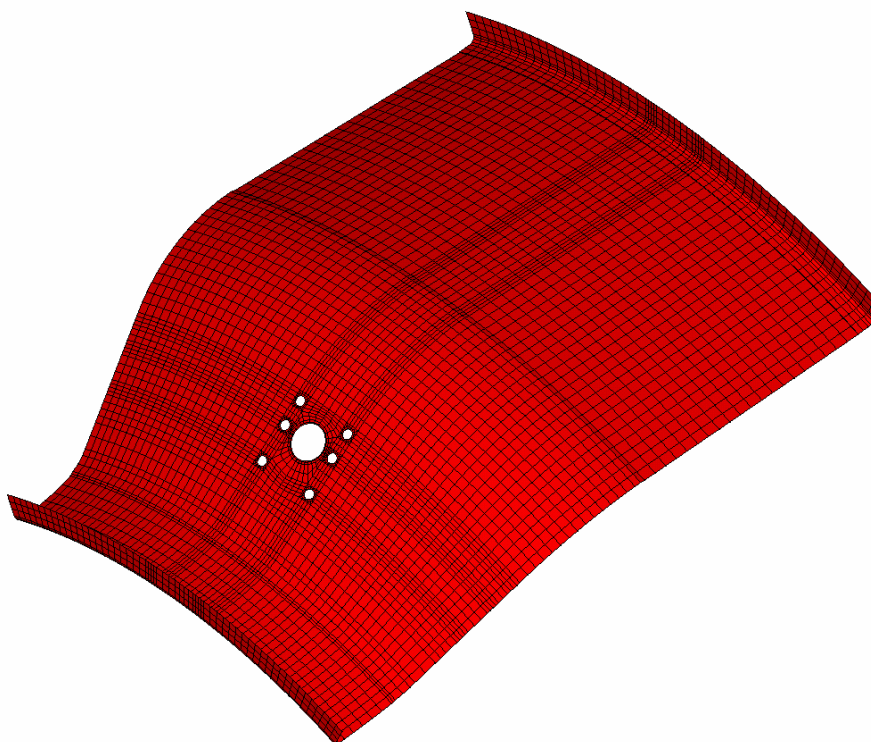


Рис. 48. Элементы SURF152 второго участка

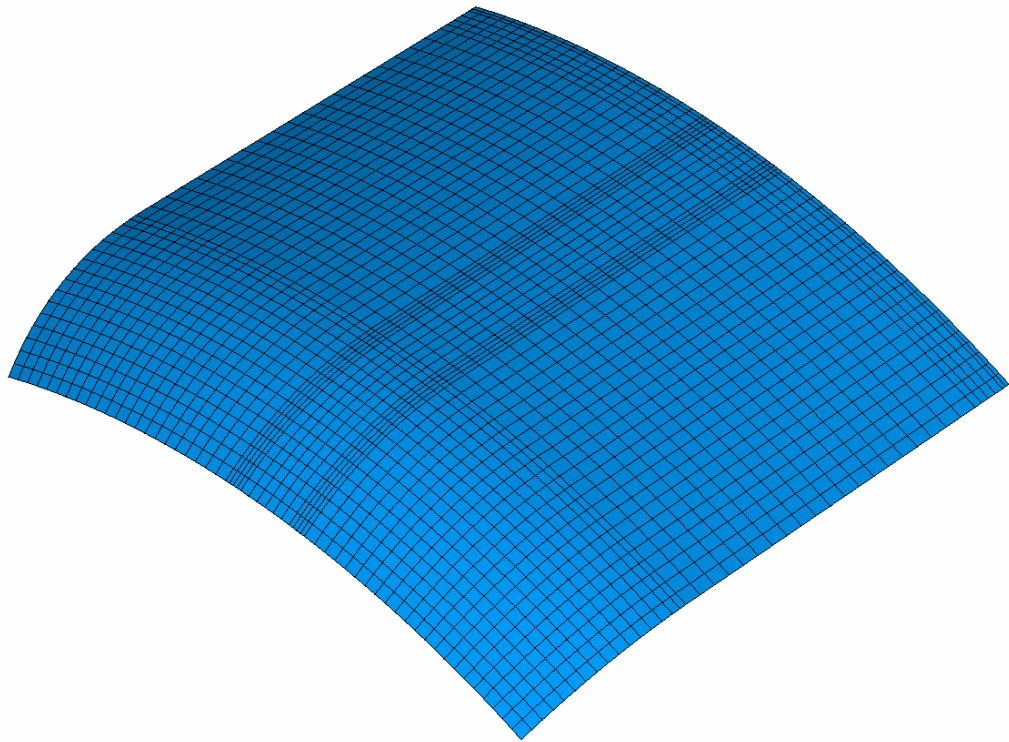


Рис. 49. Элементы SURF152 третьего участка

Переходим к приложению тепловых граничных условий.

Так как расход  $G$  и гидравлический диаметр  $D_z$  не постоянны по длине первого участка, то будет переменной и величина коэффициента теплоотдачи  $\alpha$ .

Расход вторичного воздуха складывается из расходов:

- в воздухоподводящих отверстиях  $G_{омв}$ ;
- на охлаждение стенок жаровой трубы  $G_{охл}$ ;
- воздухоподводящих карманах  $G_{карм}$ ;
- на охлаждение первого соплового аппарата  $G_{СА}$ .

Создадим локальную цилиндрическую систему координат с номером 11 и ориентируем её так, чтобы ось  $z$  совпала с осью наружного корпуса, брала начало в плоскости входа в камеру сгорания и была направлена в сторону турбины. Сделаем её активной и сориентируем по ней узловые системы координат с помощью команды **NROTAT, ALL**.

Воздухоподводящие отверстия находятся приблизительно на расстоянии 190 мм от входа в камеру сгорания, воздухоподводящие карманы — 370 мм. Отверстия для охлаждения стенок жаровой трубы равномерно расположены по длине жаровой трубы на участке от 190 до 530 мм.

Тогда в зависимости от координаты  $z$  расходы будут иметь следующие значения:

$$G_{омв}(z) = \begin{cases} G_{омв}(0), & \text{при } z \leq 190 \text{ мм} \\ 0, & \text{при } z > 190 \text{ мм} \end{cases};$$



$$G_{карм}(z) = \begin{cases} G_{карм}(0), & \text{при } z \leq 370 \text{ мм} \\ 0, & \text{при } z > 370 \text{ мм} \end{cases};$$

$$G_{охл}(z) = \begin{cases} G_{охл}(0), & \text{при } z \leq 190 \text{ мм} \\ G_{охл}(0) \cdot \left(1 - \frac{z-190}{530-190}\right), & \text{при } z > 190 \text{ мм} \end{cases};$$

$$G_{CA}(z) = const = G_{CA}(0).$$

Чтобы задать изменение расхода  $G$ , а следовательно и коэффициента теплоотдачи  $\alpha$ , в зависимости от координаты  $z$  в комплексе ANSYS удобно воспользоваться макросом. При этом с помощью макроса также задаётся изменение гидравлического диаметра по координате  $z$  (принято, что  $D_1 = D_2 - 2 \cdot 0,025$  м, где 0,025 м — средняя высота канала):

```
ESEL,S,TYPE, ,2 !Выбор элементов SURF152 первого участка
*GET,E_Count,ELEM, ,COUNT !Определение количества элементов в активном наборе
*GET,E_Min,ELEM, ,NUM,MIN !Определение минимального номера элемента в активном наборе
*DO,i,1,E_Count !Начало цикла (количество циклов равно количеству элементов в активном наборе)
```

```
*GET,E_z,ELEM,E_Min,CENT,Z !Определяется координата z элемента с номером E_Min
*GET,E_x,ELEM,E_Min,CENT,X !Определяется координата x элемента с номером E_Min
```

!Определение составляющей от расхода воздухоподводящих карманов в данном сечении

```
*IF,E_z,LE,0.190,THEN $ G_otv = G_otv_0
*ELSEIF,E_z,GT,0.190,THEN $ G_otv = 0
*ENDIF
```

!Определение составляющей от расхода воздухоподводящих отверстий в данном сечении

```
*IF,E_z,LE,0.370,THEN $ G_karm = G_karm_0
*ELSEIF,E_z,GT,0.370,THEN $ G_karm = 0
*ENDIF
```

!Определение составляющей от расхода на охлаждение стенок жаровой трубы в данном сечении

```
*IF,E_z,LE,0.190,THEN $ G_ohl = G_ohl_0
*ELSEIF,E_z,GT,0.190,THEN
G_ohl = G_ohl_0*(1 - (E_z-0.190)/(0.530-0.190))
*ENDIF
```

!Определение расхода вторичного воздуха в данном сечении

```
G = G_otv + G_karm + G_ohl + G_ohl_SA
```

```
D_2 = 2*E_x !Определение наружного диаметра канала в данном сечении
```

```
D_1 = D_2 - 0.025 !Определение внутреннего диаметра канала в данном сечении
```

```
!Определение коэффициента теплоотдачи в данном сечении  
alpha = 0.023*lambda**0.6*G**0.8*c_p**0.4/(mu**0.4*(D_2 -  
D_1)**0.2*(pi*(D_2**2-D_1**2)/4)**0.8)
```

```
SFE, E_Min, , CONV, , alpha !Назначение коэффициента теплоотдачи  
для элемента с номером E_Min
```

```
E_Min = ELNEXT(E_Min) !Назначение переменной E_Min номера  
элемента, ближайшего большего к номеру E_Min
```

```
*ENDDO !Конец цикла
```

```
ALLSEL, ALL
```

Коэффициент теплоотдачи на втором участке принимаем постоянным. Задаём значение коэффициента теплоотдачи и температуры среды для всех элементов участка.

Задаём температуры для пространственных узлов первого и третьего участков.

На рис. 50 и 51 показано распределение коэффициента теплоотдачи по поверхностям наружного корпуса.

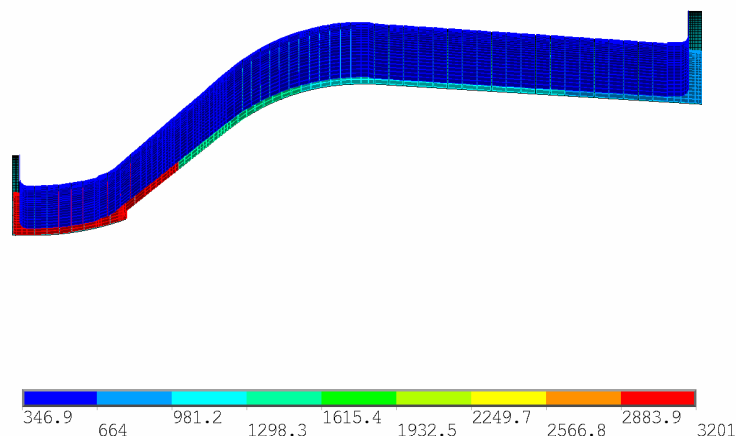


Рис. 50 — Распределение коэффициента теплоотдачи (вид спереди),  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{град}}$

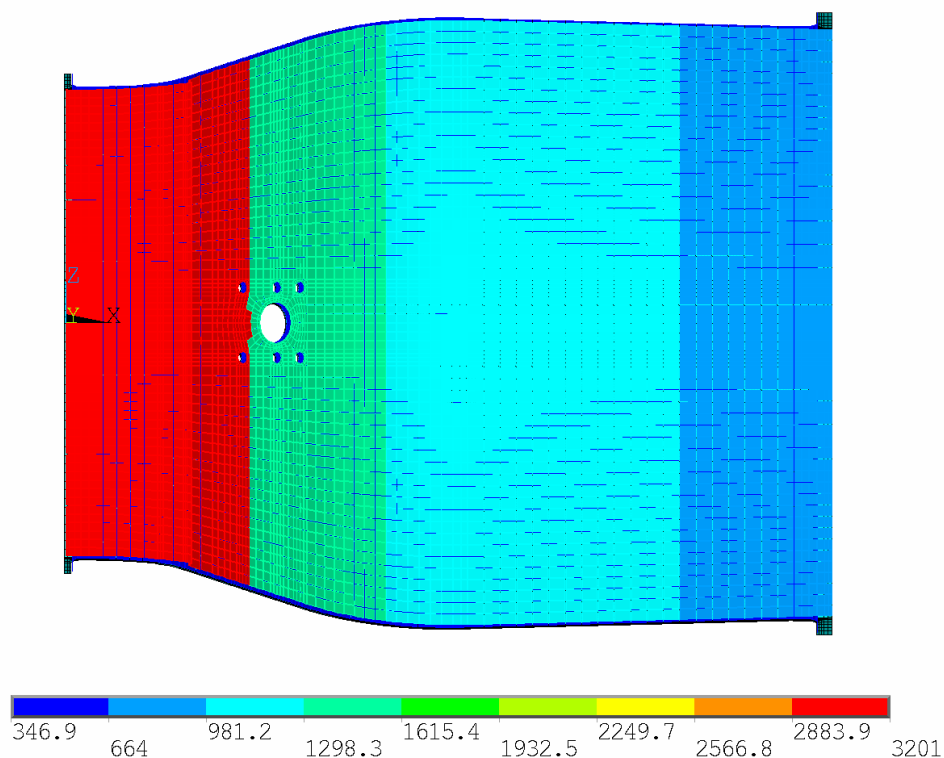


Рис. 51 — Распределение коэффициента теплоотдачи (вид снизу),  $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{град}}$

Расчёт с учётом излучения требует обязательного задания величины смещения по температуре — это разница между абсолютным нулём и нулём в текущей системе измерения. Например, если при анализе температура задаётся в градусах Цельсия, то смещение по температуре будет равно 273,15. Однако даже если температура задаётся в Кельвинах (как в нашем случае), то при расчётах с учётом излучения смещение по температуре **обязательно** должно быть задано. В этом случае оно не влияет на результаты расчёта и может быть задано любым произвольным значением, большим нуля.

Смещение по температуре задаётся командой **TOFFST, VALUE**, где **VALUE** — величина смещения.

После того, как все граничные условия заданы, запускаем расчёт на решение (рис. 52).

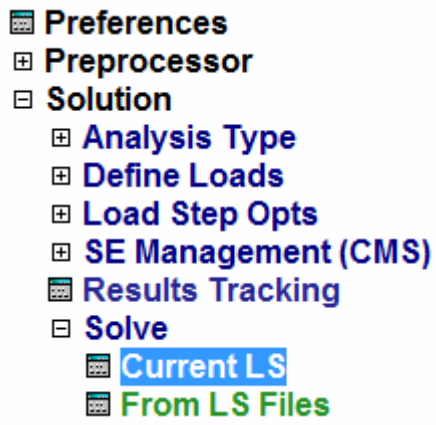


Рис. 52. Запуск решения через главное меню

Результаты расчёта показаны на рис. 53 и 54. Сохраняем результаты расчёта и переходим прочностному анализу.

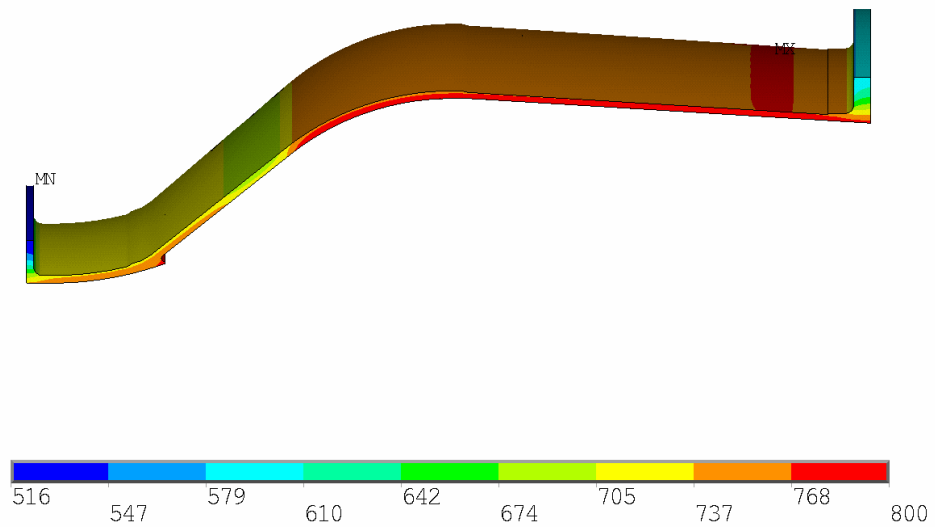


Рис. 53. Результаты теплового анализа (вид спереди), К

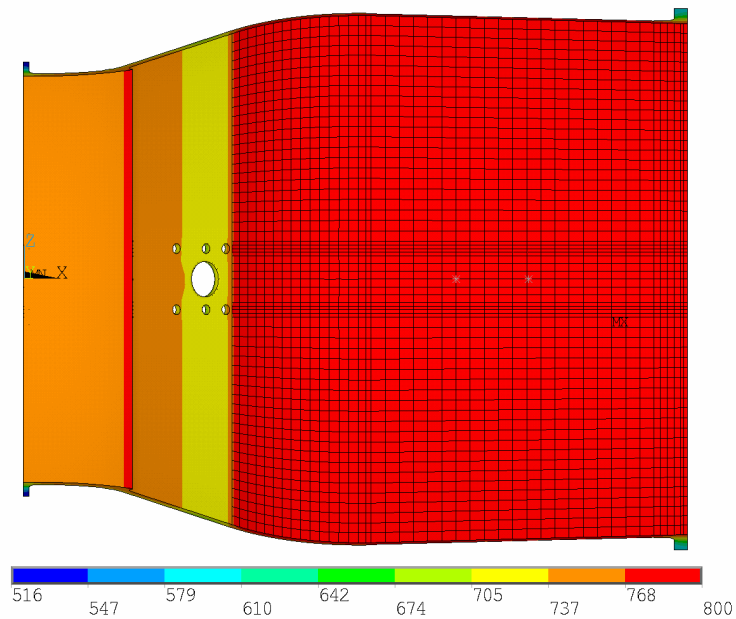


Рис. 54. Результаты теплового анализа (вид снизу), К

#### 4.5 Проведение прочностного анализа

С помощью панели **Select Entities** оставляем в активном наборе только элементы с типом SURF152 и удаляем их (рис. 55).

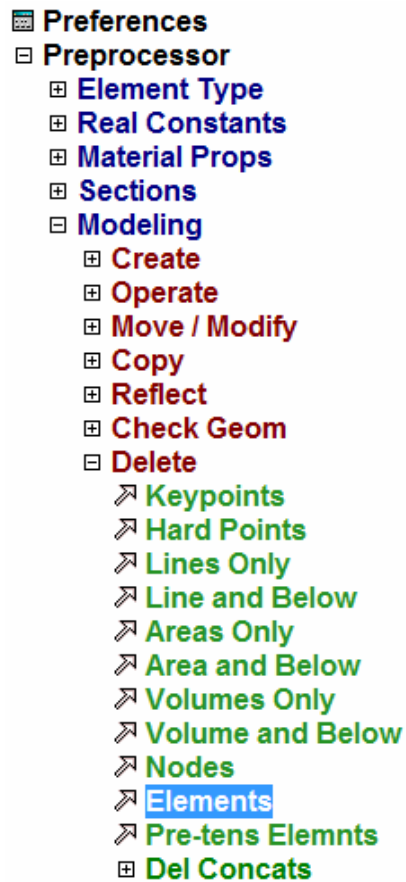


Рис. 55. Удаление элементов через главное меню

Выводим в активный набор оставшиеся элементы SOLID70.

Переключаем тип элементов с теплового на структурный (рис. 56 и 57).

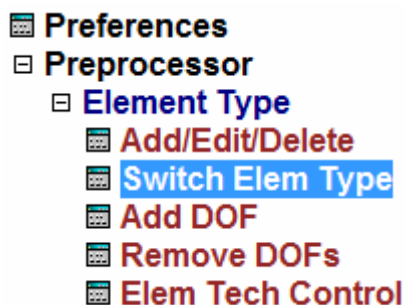


Рис. 56. Переключение типа элементов через главное меню

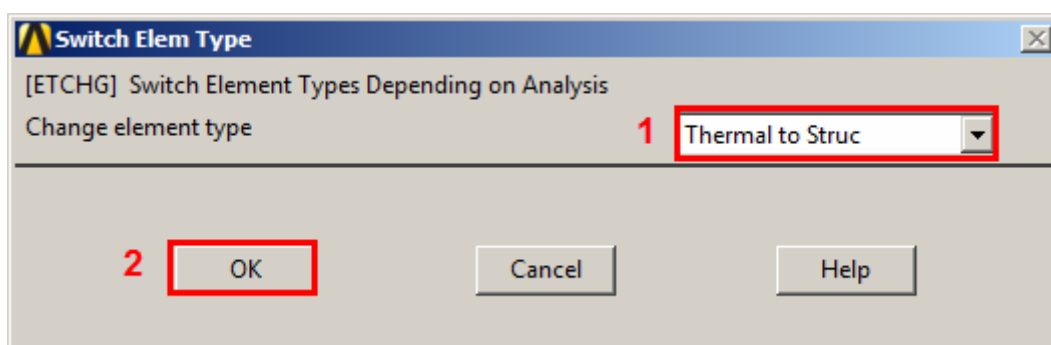


Рис. 57. Диалоговая панель **Switch Elem Type**

Тип элементов сменится с SOLID70 на SOLID185.

Назначим для элементов SOLID185 опцию «упрощённая расширенная формулировка деформаций» (рис. 58).

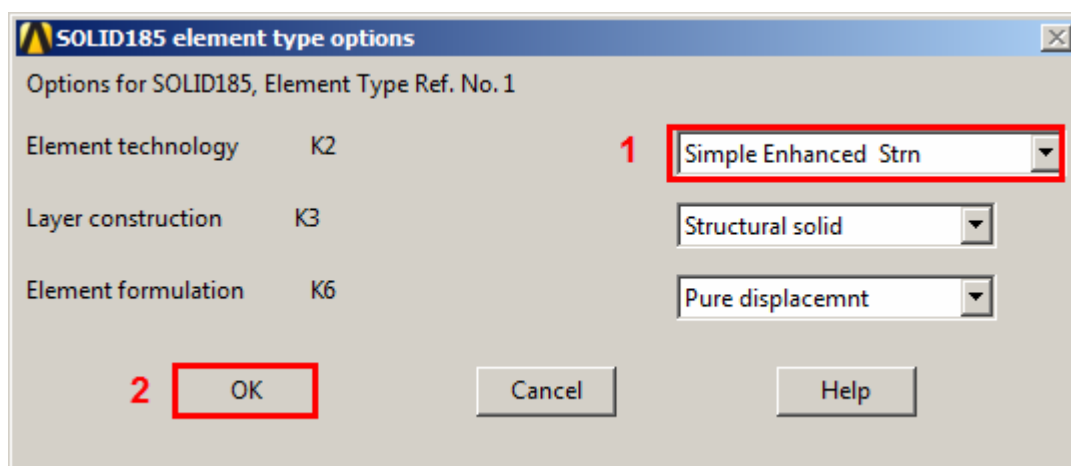


Рис. 58. Диалоговая панель **SOLID185 element type options**

Задаём условие циклической симметрии на боковых гранях сектора (рис. 59 и 60).

Закрепляем передний фланец от осевых и угловых перемещений. Прикладываем осевую силу и крутящий момент к заднему фланцу. Прикладываем давление на внутреннюю и наружную поверхности корпуса.

- ☰ Preferences
  - ☐ Preprocessor
    - ⊕ Element Type
    - ⊕ Real Constants
    - ⊕ Material Props
    - ⊕ Sections
    - ⊕ Modeling
    - ⊕ Meshing
    - ⊕ Checking Ctrl
    - ⊕ Numbering Ctrl
    - ⊕ Archive Model
    - ☐ Coupling / Ceqn
      - Couple DOFs
      - Cupl DOFs w/Mstr
      - ☰ Gen w/Same Nodes
      - ☰ Gen w/Same DOF
      - ☰ Coincident Nodes
      - ☰ Offset Nodes
      - ☰ Del Coupled Sets
      - ☰ Constraint Eqn
      - ☰ Gen w/Same DOF
      - ☰ Modify ConstrEqn
      - ☰ Adjacent Regions
      - Rigid Region
      - ☰ Del Constr Eqn
      - Dist F/M at Mstr

рис. 59. Связывание степеней свобод узлов через команду главного меню

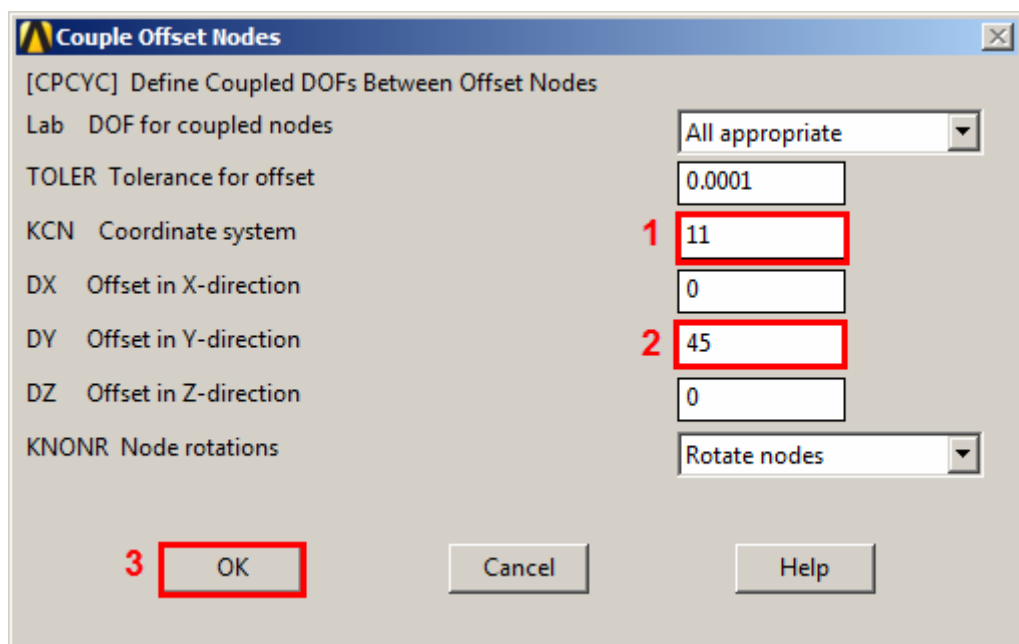


Рис. 60. Диалоговая панель **Couple Offset Nodes**

На рис. 61 показаны граничные условия, приложенные к КЭМ наружного корпуса.

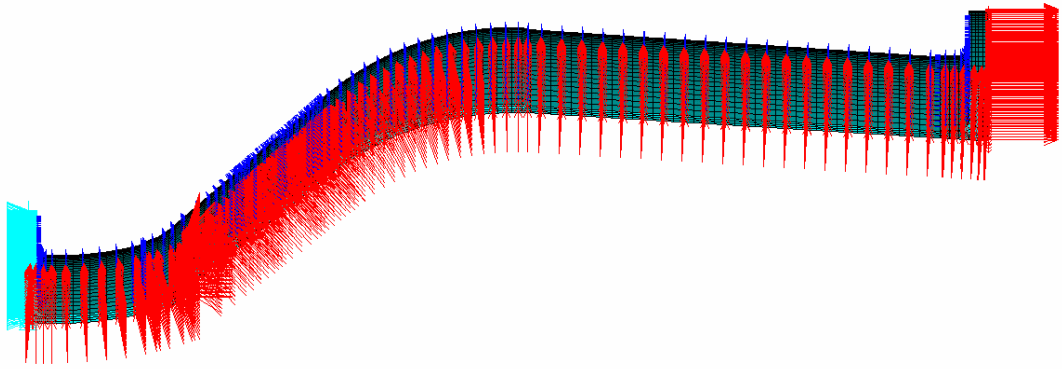


Рис. 61. Граничные условия

Загружаем файл с результатами теплового анализа (рис. 62 и 63). В диалоговой панели необходимо указать путь к файлу результатов (кнопка **Browse...**).

- ☐ Preferences
- ☐ Preprocessor
- ☐ Solution
  - ☐ Analysis Type
  - ☐ Define Loads
    - ☐ Settings
    - ☐ Apply
      - ☐ Structural
        - ☐ Displacement
        - ☐ Force/Moment
        - ☐ Pressure
        - ☐ Temperature
          - On Lines
          - On Areas
          - On Volumes
          - On Keypoints
          - On Nodes
          - On Node Components
          - ☐ From Therm Analy
          - ☐ Uniform Temp
            - On Elements
            - On Element Components

Рис. 62. Загрузка файла результатов теплового анализа через главное меню



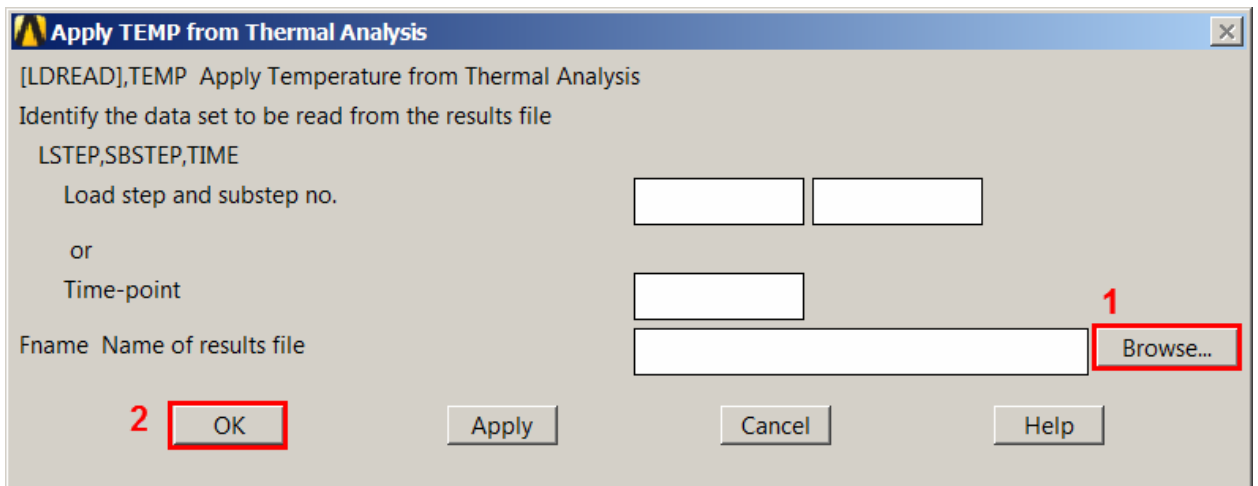


Рис. 63. Диалоговая панель **Apply TEMP Thermal Analysis**

Запускаем расчёт на решение. На рис. 64 и 65 показано полученное в результате расчёта НДС конструкции.

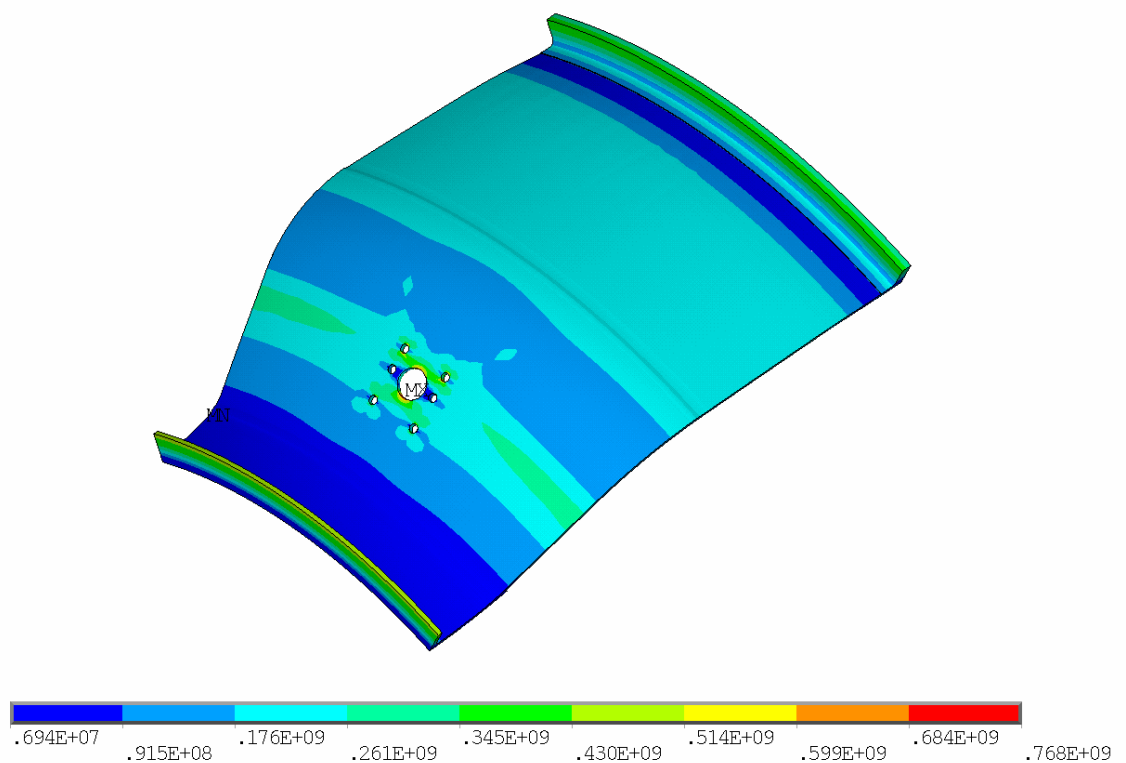


Рис. 64. Эквивалентные напряжения в наружном корпусе, Па

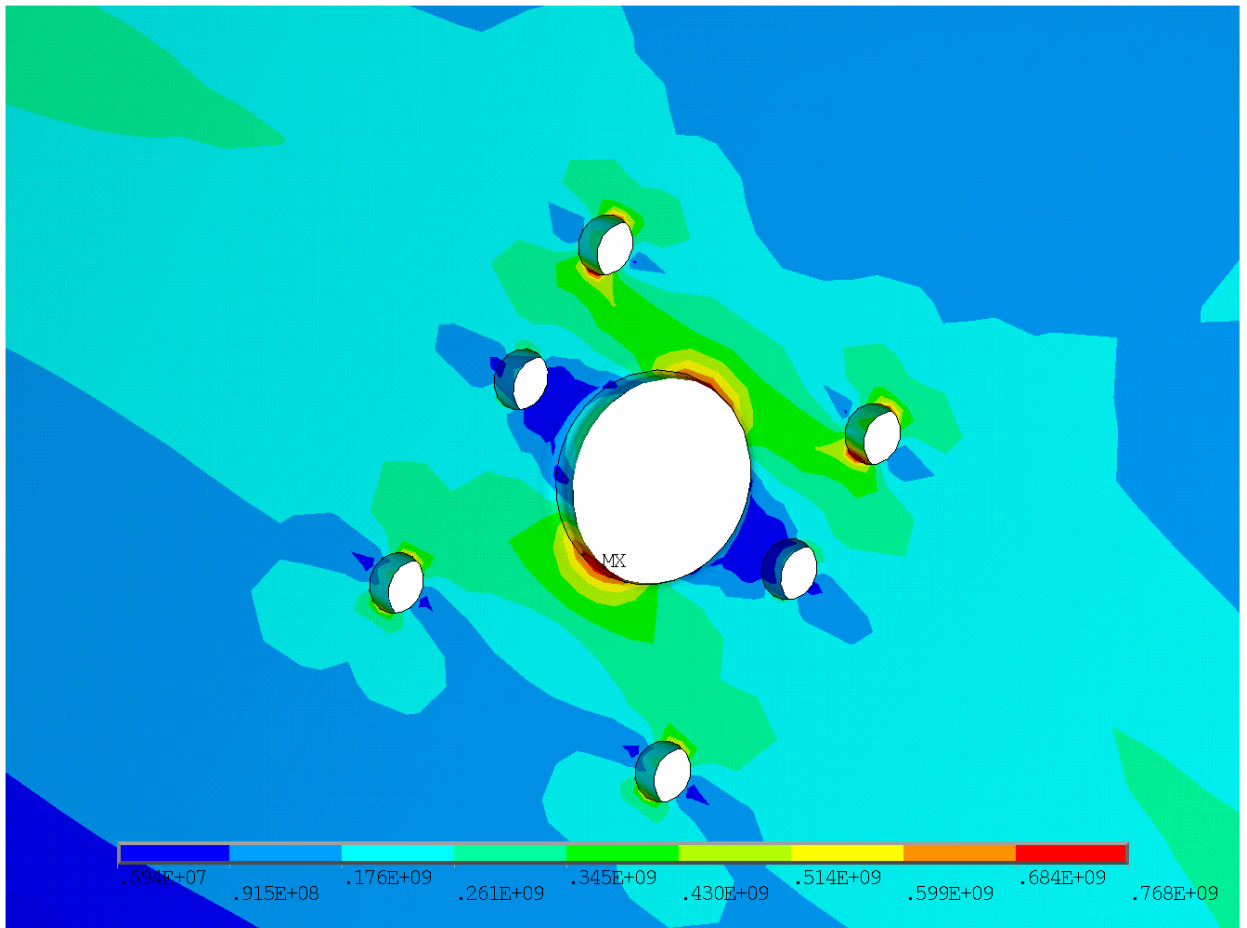


Рис. 65. Эквивалентные напряжения в наружном корпусе в районе отверстий под подвес, Па

Нормы прочности регламентируют запасы прочности, вычисленные по напряжениям, определённым по аналитическим формулам сопротивления материалов. Таким напряжениям соответствуют средние напряжения в несущем сечении конструкции. Для наружного корпуса таким сечением будет являться меридиональное сечение.

Для того чтобы определить средние напряжения в меридиональном сечении воспользуемся командами вкладки **Surface Operations** главного меню. Предварительно необходимо разместить рабочую плоскость так, чтобы она совпадала с меридиональным сечением.

Создаём сечение по рабочей плоскости (рис. 66) и указываем его имя (рис. 67).

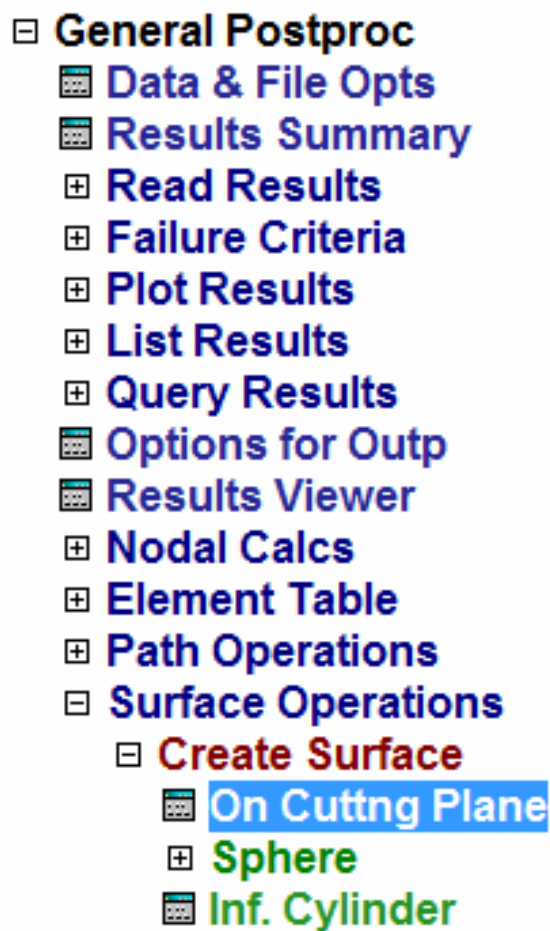


Рис. 66. Создание сечения по рабочей плоскости

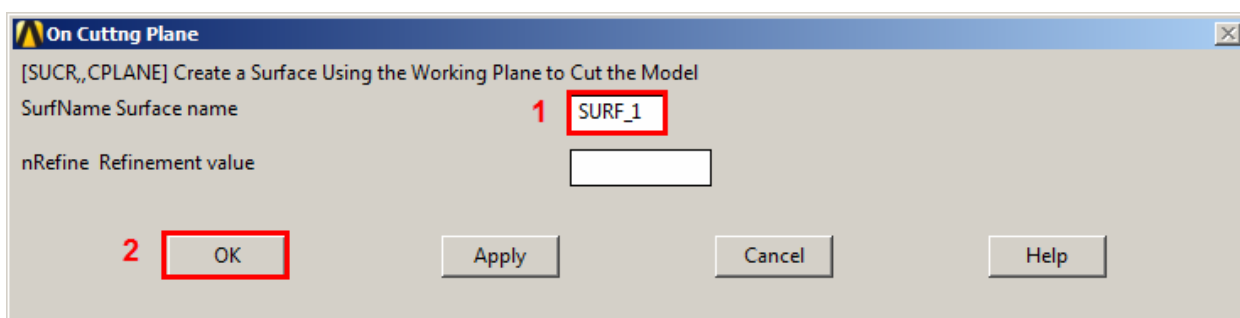


Рис. 67. Указание имени сечения

Указываем тип результатов, которые будут сгенерированы для сечения (рис. 68 и 69). В нашем случае указываются эквивалентные напряжения (по Мизесу).

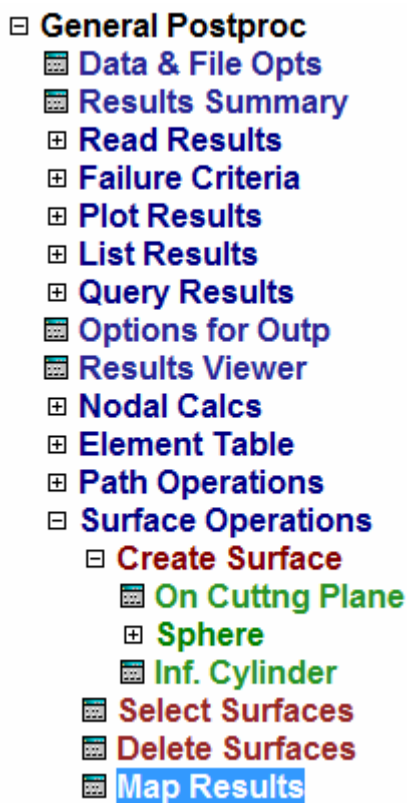


Рис. 68. Переход к выбору типа генерируемых результатов через главное меню

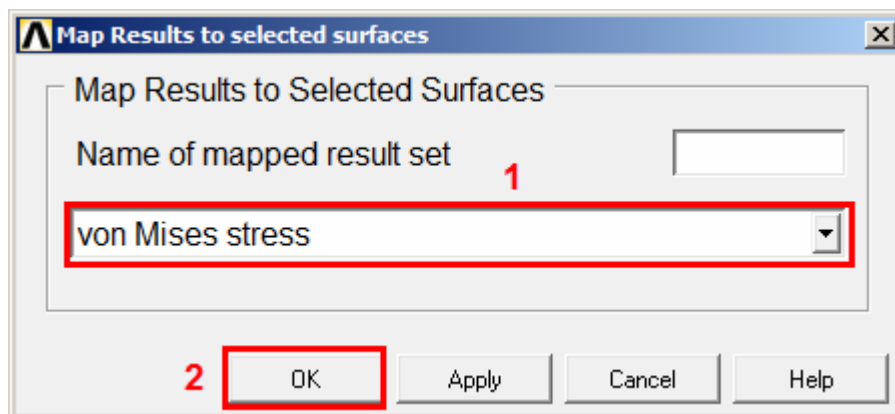


Рис. 69. Выбор типа генерируемых результатов

Для отображения распределения напряжений по сечению воспользуемся командами вкладки **Plot Results** (рис. 70 и 71).

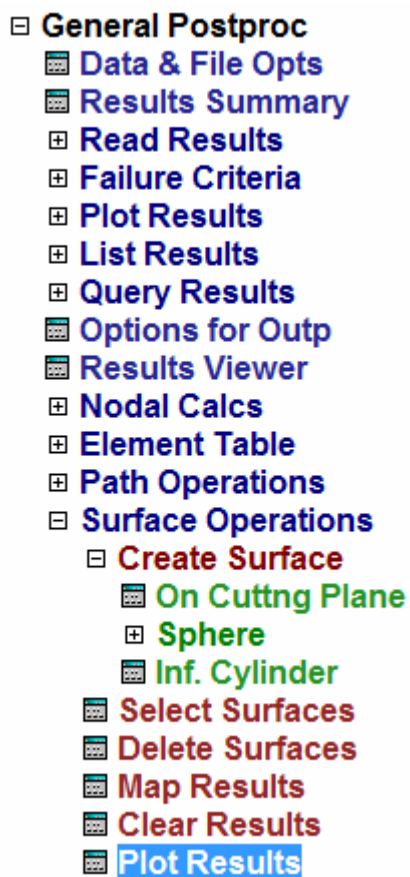


Рис. 70. Переход к отображению результатов через главное меню

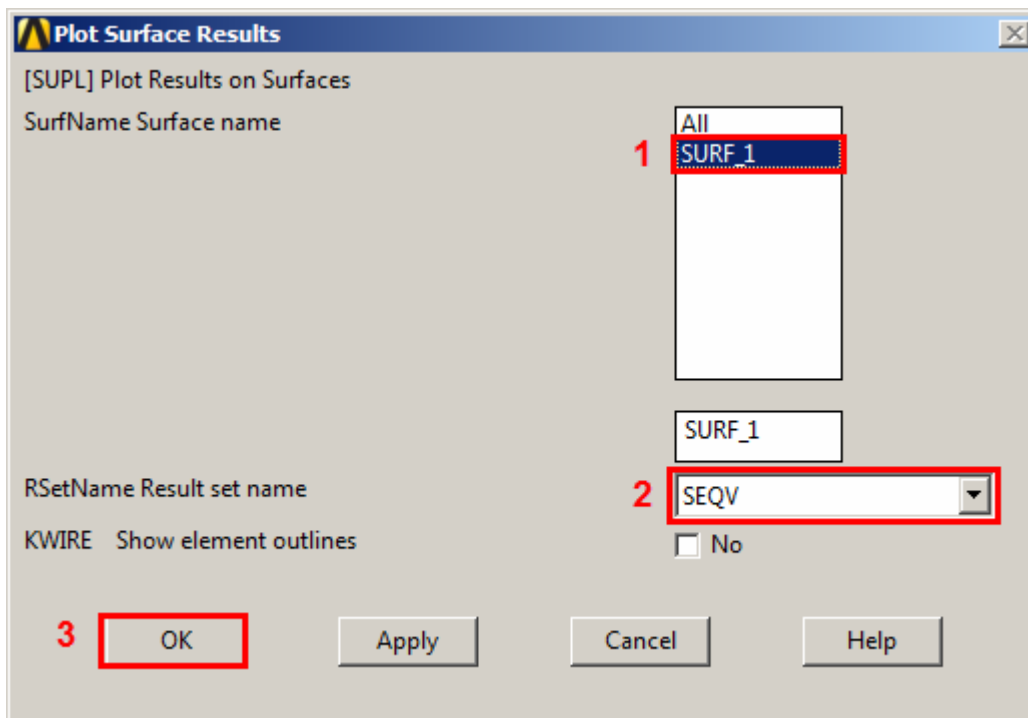


Рис. 71. Выбор типа отображаемых результатов

На рис. 72 показано распределение эквивалентных напряжений по меридиональному сечению наружного корпуса.

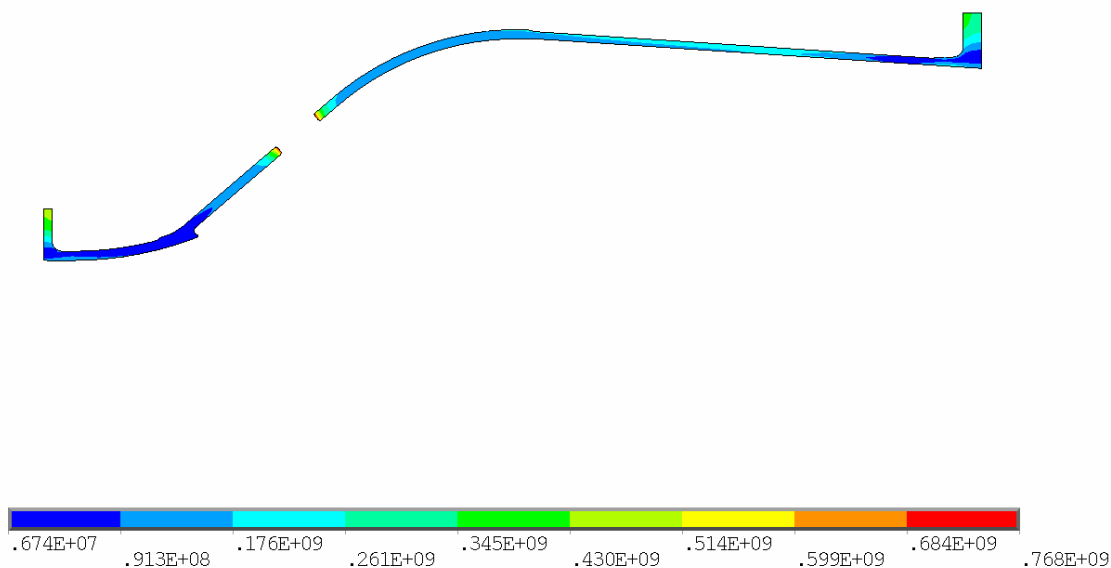


Рис. 72. Распределение эквивалентных напряжений по меридиональному сечению, Па

Для вычисления среднего напряжения в сечении воспользуемся командами вкладки **Math Operations** (рис. 73 и 74). В диалоговой панели **Average Result** необходимо указать имя параметра, которому будет присвоен результат осреднения, например A\_SEQV.

- **Surface Operations**
  - ▣ Create Surface
  - ▣ Select Surfaces
  - ▣ Delete Surfaces
  - ▣ Map Results
  - ▣ Clear Results
  - ▣ Plot Results
  - ▣ Plot Vectors
  - ▣ Print Results
  - ▣ Results to Array
  - **Math Operations**
    - ▣ Add
    - ▣ Subtract
    - ▣ Multiply
    - ▣ Divide
    - ▣ Exponentiate
    - ▣ Cosine
    - ▣ Sine
    - ▣ ArcCosine
    - ▣ ArcSine
    - ▣ ArcTangent
    - ▣ ArcTangent2
    - ▣ Natural Log
    - ▣ Absolute
    - ▣ Initialize
    - ▣ Dot Product
    - ▣ Cross Product
    - ▣ Scale Result
    - ▣ Sum of Results
    - ▣ Integrate Results
    - ▣ **Average Result**

Рис. 73. Переход к операции осреднения результатов через главное меню

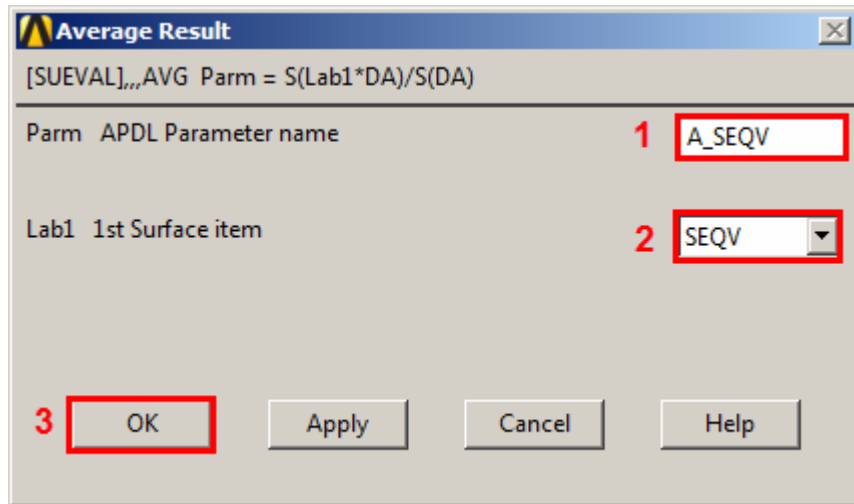


Рис. 74. Диалоговая панель **Average Result**

Чтобы посмотреть значение параметра A\_SEQV переходим во вкладку меню **Parameters** ⇒ **Scalar Parameters** (рис. 75).

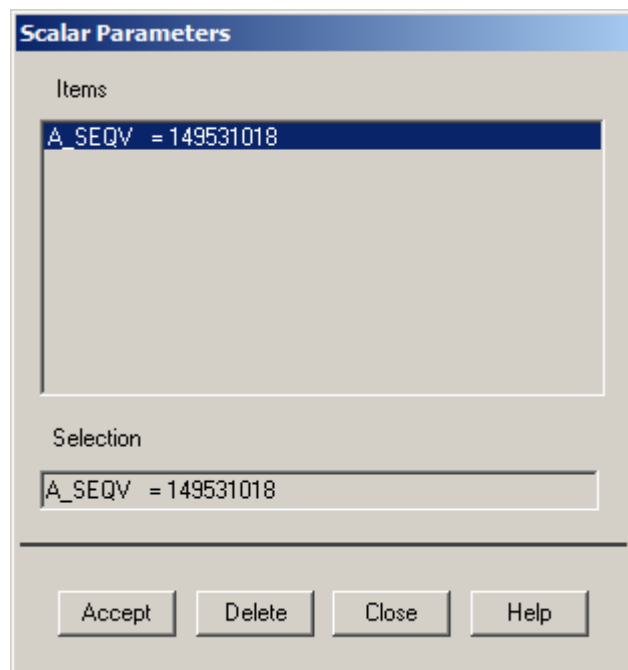


Рис. 75. Диалоговая панель **Scalar Parameters**

Таким образом, среднее напряжение в сечении составляет приблизительно 150 МПа.

Чтобы определить предел длительной прочности построим кривую Ларсона-Миллера для материала ЭП718 с помощью программы Microsoft Excel.

Вводим в ячейки экспериментальные точки из справочника [2] и формулу (10) для вычисления параметра Ларсона-Миллера (рис. 76).

$T$	$\sigma$	$\lg \sigma$	$\tau$	$C$	$P_{\text{ЛМ}}$
К	Па		час		
873	794E+06	8,90	100	20	19206
973	461E+06	8,66	100		21406
1023	304E+06	8,48	100		22506
1073	186E+06	8,27	100		23606

Рис. 76. Ввод экспериментальных данных в Microsoft Excel

Вставляем точечную диаграмму (рис. 77), в которой в качестве значений  $X$  указываем столбец, содержащий величины параметра Ларсона-Миллера, а в качестве значений  $Y$  — логарифмов напряжений.

По полученному ряду строим линию тренда (полином второго порядка). Выводим на диаграмму уравнение полинома и величину достоверности аппроксимации. Изменяя значение константы  $C$  в диапазоне от 16 до 24, добиваемся того, чтобы величина достоверности аппроксимации была максимально близка к единице. В нашем случае  $C = 20$ .

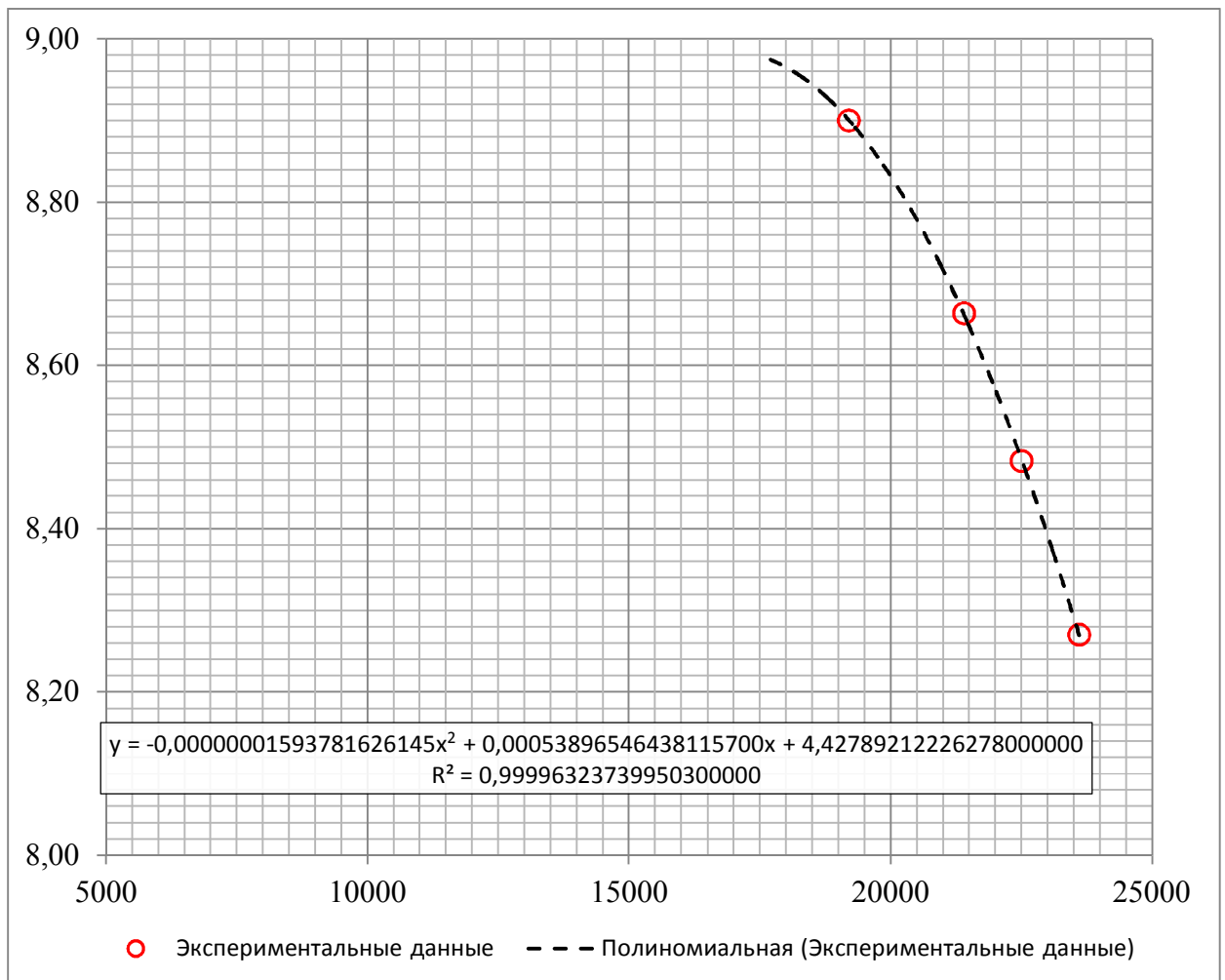


Рис. 77. Кривая Ларсона-Миллера для материала ЭП718



Мы построили только второй участок кривой Ларсона-Миллера, так как при длительных режимах с высокими температурами, материал будет работать именно на этом участке.

Полученное для линии тренда уравнение связывает величину логарифма напряжения с параметром Ларсона-Миллера, а, следовательно, с длительностью режима и рабочей температурой.

Вводим это уравнение в виде формулы в ячейку для вычисления логарифма напряжений (синяя ячейка на рис. 78), вводим рабочую температуру и длительность расчётного режима (жёлтые ячейки). Получаем предел длительной прочности для наших условий (зелёная ячейка).

$T$	$\sigma$	$\lg \sigma$	$\tau$	$C$	$P_{\text{ЛМ}}$
К	Па		час		
873	794E+06	8,90	100	20	19206
973	461E+06	8,66	100		21406
1023	304E+06	8,48	100		22506
1073	186E+06	8,27	100		23606
800	855E+06	8,93	2520		18721

Рис. 78. Вычисление предела длительной прочности

По формуле (8) определяем коэффициент запаса по длительной прочности:

$$k_m = \frac{855 \cdot 10^6}{150 \cdot 10^6} = 5,7.$$

Согласно Нормам запас прочности для наружного корпуса камеры сгорания должен составлять не менее  $[k_m] = 2,5$ . Полученный запас удовлетворяет требованиям Норм прочности.

Локальные напряжения в районе отверстий значительно выше, чем средняя величина напряжений в несущем сечении. Превышение локальными напряжениями предела текучести при данной температуре ведёт к появлению пластических деформаций и требует дополнительного расчёта на малоцикловую усталость (в данной методике не рассматривается). По рис. 79 видно, что пластических деформаций в нашей конструкции не возникает. Работоспособность наружного корпуса подтверждена.



Рис. 79. Пластические деформации в наружном корпусе

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 **Вьюнов С.А.** Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» [Текст] / С.А. Вьюнов, Ю.И. Гусев, А.В. Карпов и [и др.]; под общ. ред. Д.В. Хронина. — М.: Машиностроение, 1989. — 368 с.
- 2 Авиационные материалы: справочник в 9 томах.
- 3 **Кутателадзе, С.С.** Справочник по теплопередаче / С.С. Кутателадзе, В.М. Боришанский ; ред. С.И. Мочан. — М. : Госэнергоиздат, 1958. — 417 с.
- 4 **Варгафтик, Н.Б.** Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Н.Б. Варгафтик ; ред. В.А. Алексеев. — М. : Наука, 1972. — 720 с.
- 5 **Ануров, Ю.М.** Основы обеспечения прочностной надёжности авиационных двигателей и силовых установок / Ю.М. Ануров, Д.Г. Федорченко. — СПб. : Изд-во СПбГПУ, 2004. — 390 с.