

УДК 536.24

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КОНСОЛИ КРЫЛАПавлюченко Д.Д.¹, аспирант, II курсНаучный руководитель: Горбачев М.В.¹, к.т.н., доцент¹Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск

Аннотация. В работе получены поля распределения температур и абсолютного давления в расчетной области при постоянном тепловом потоке.

Ключевые слова: численное моделирование, консоль крыла, расчетная модель, граничные условия II рода, распределение температур, распределение давления.

Введение

В современных условиях эксплуатации авиационной техники требуется понимание протекания тепловых процессов в различных частях конструкций [1]. Изучение теплового воздействия является ключевым для обеспечения надежности и долговечности элементов крыла, поскольку неравномерное распределение температур может приводить к существенным локальным деформациям и повреждениям [2].

1. Расчетная геометрическая модель консоли крыла

В качестве объекта исследования взята схематизированная консоль крыла самолета (рис.1), имеющего угол стреловидности (α) по передней кромке. Механизация крыла при проведении численного моделирования не рассматривалась.

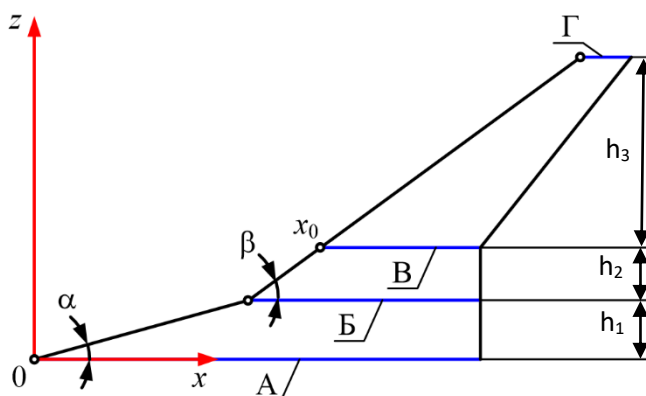


Рис.1. Расчетная схема консоли крыла (вид в плане)

Для корректного сопоставления параметров, получаемых в результате расчетов, целесообразно применить обезразмеривание продольной координаты (абсциссы) профилей (\bar{x}). Поперечные сечения профилей в действительном размере представлены на рис.2 (а); с учетом обезразмеривания продольной координаты приведены на рис. 2 (б).

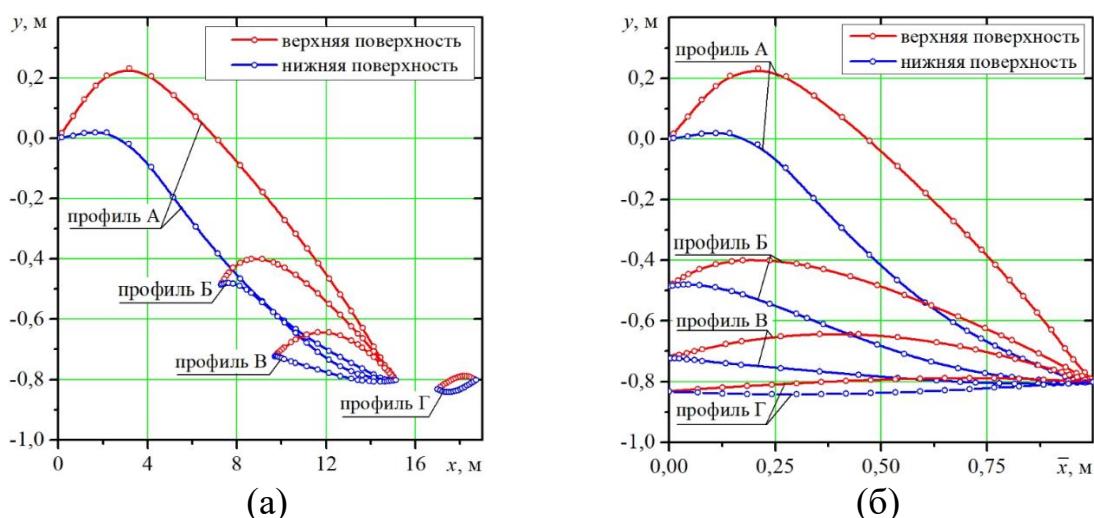


Рис.2. Поперечные сечения профилей модели консоли крыла

2. Описание численной модели консоли крыла

При задании расчетной области (рис.3) моделирования течения, рассматривается задача обтекания крыла самолета. Задача решается в двумерной постановке [3]. Уменьшение количества расчетных конечно-элементных ячеек на несколько порядков, приводит к уменьшению требований к расчетным мощностям и/или уменьшению времени расчетов.

Область вокруг профиля разделена набором линий. Данный выбор обоснован упрощением построения структурированной сетки в каждой отдельной области.

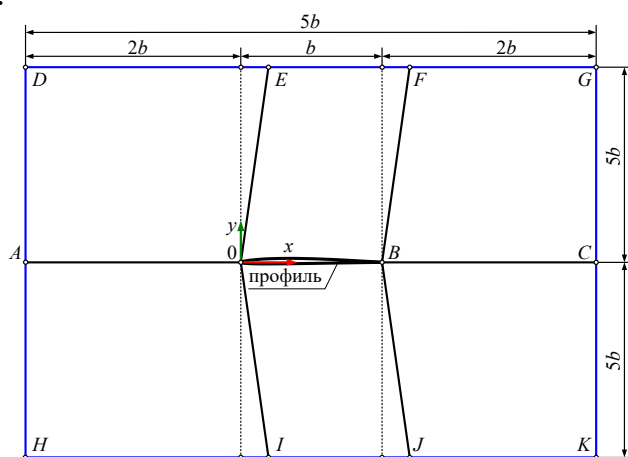


Рис.3. Размеры расчетной области

Конечно-элементная сетка построена с помощью генератора ICEM CFD [4, 5]. Структурированная сетка, в отличие от автоматически генерируемой, имеет более гибкую настройку, где присутствует настраивание толщины первого слоя около поверхности профиля. Фрагмент расчетной структурированной сетки для профиля А показан на рис.4.

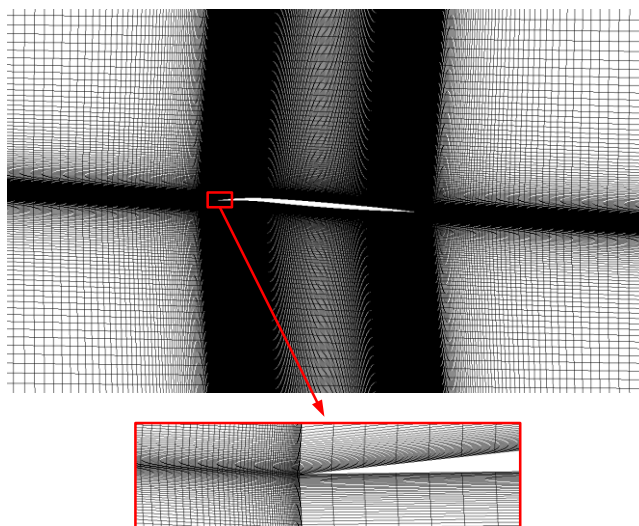


Рис.4. Конечно-элементная сетка для профиля А

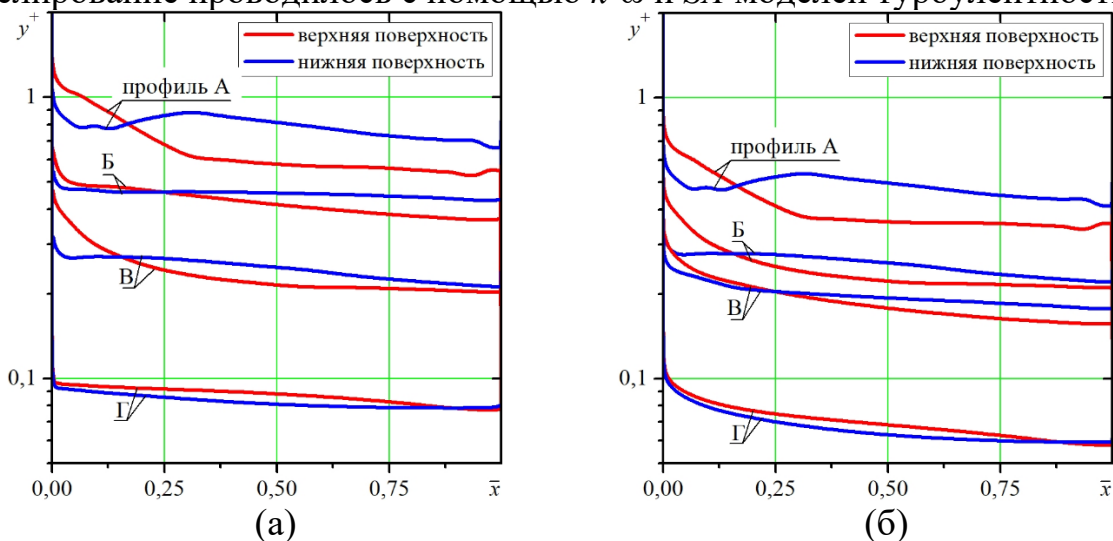
Расчетные значения толщины первого слоя сетки приведены в таблице 1. Количество пристенных слоев задавалось равным 100 с коэффициентом сгущения к поверхности 1,12. В Таблице 1 Δy_1 – толщина пристенного слоя расчетной области.

Табл. 1

Расчетная толщина первого слоя сетки

Наименование профиля	Re	Δy_1 , м
А	$7,554 \cdot 10^7$	$7,253 \cdot 10^{-6}$
Б	$3,917 \cdot 10^7$	$6,792 \cdot 10^{-6}$
В	$2,703 \cdot 10^7$	$6,545 \cdot 10^{-6}$
Г	$8,553 \cdot 10^6$	$5,834 \cdot 10^{-6}$

Изменение значений y^+ для всех четырех профилей (А–Г), при использовании идентичных расчетных сеток, показано на рис.5. Численное моделирование проводилось с помощью $k-\omega$ и SA моделей турбулентности.

Рис.5. Изменение параметра y^+ : (а) – $k-\omega$; (б) – Спаларта-Аллмараса (SA)

3. Граничные условия

Теплообмен внутри конструкций летательного аппарата [6, 7] оказывает существенное влияние на распределение температурных полей. Тепловой поток принимался постоянным по всей поверхности величиной $q=\text{const}$, поэтому рассматривались граничные условия II рода в условиях полета летательного аппарата. При численном моделировании тепловых процессов не учитывалась лучистая составляющая теплового потока.

Стационарное температурное поле в элементах летательного аппарата устанавливается в условиях длительного полета с постоянной скоростью и высотой [8].

4. Результаты численного моделирования при граничных условиях II рода

Граничные условия II рода предполагают задание значения теплового потока на поверхности рассматриваемого профиля ($q=\text{const}$). На рис. 6-7 приведены первичные данные (поля температур и давлений) при моделировании обтекания рассматриваемых профилей.

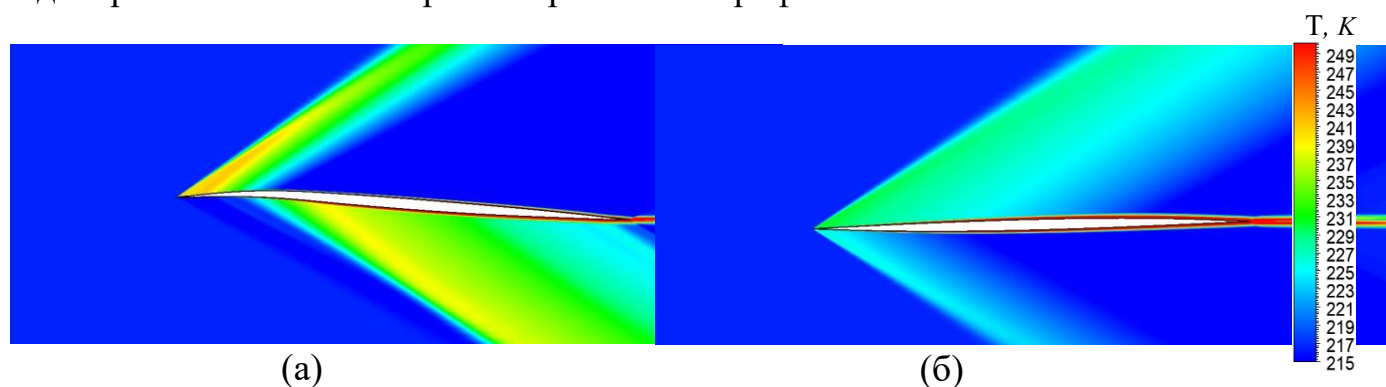


Рис.6. Распределение температуры вблизи сечений консоли крыла:
а – профиль А; б – профиль Г

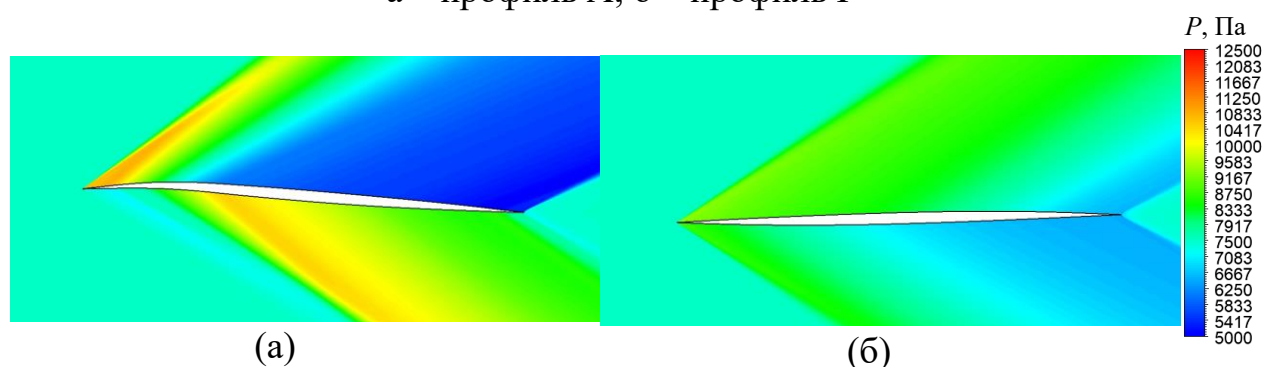


Рис.7. Распределение абсолютного давления вблизи сечений консоли крыла:
а – профиль А; б – профиль Г

Влияние величины теплового потока, отводимого или подводимого к поверхности профилей, на изменение температуры поверхности приведено на рис.8 (для верхней поверхности профилей) и рис.9 (для нижней поверхности). Изменение поверхностной плотности теплового потока в расчетах варьировалось в диапазоне от -2 кВт/м^2 до 6 кВт/м^2 . Положительное значение

поверхностной плотности теплового потока указывает на то, что тепловой поток подводится к поверхности, отрицательный – соответствует отводу теплоты.

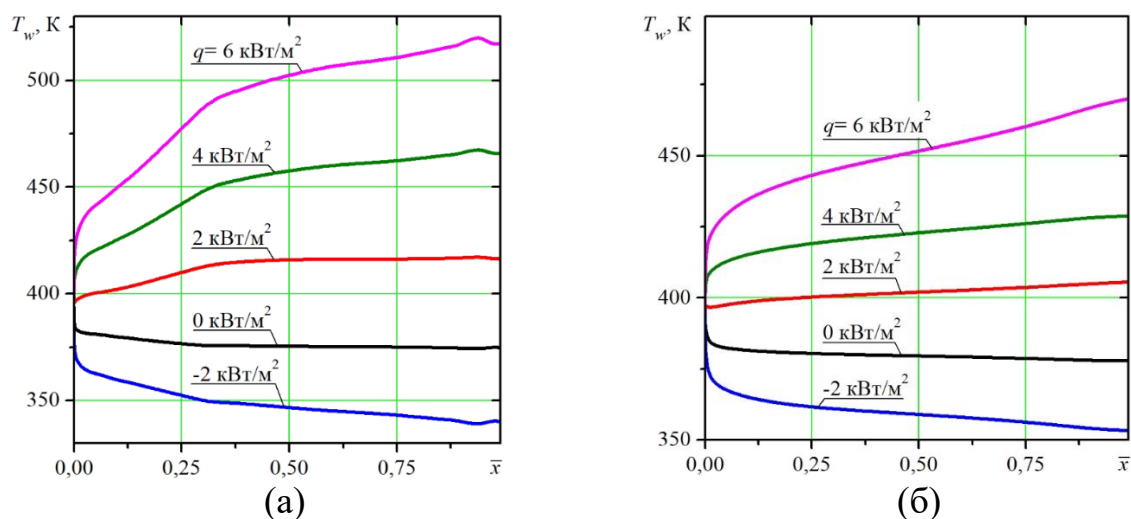


Рис.8. Изменение температуры верхней поверхности:

а – профиль А; б – профиль Г

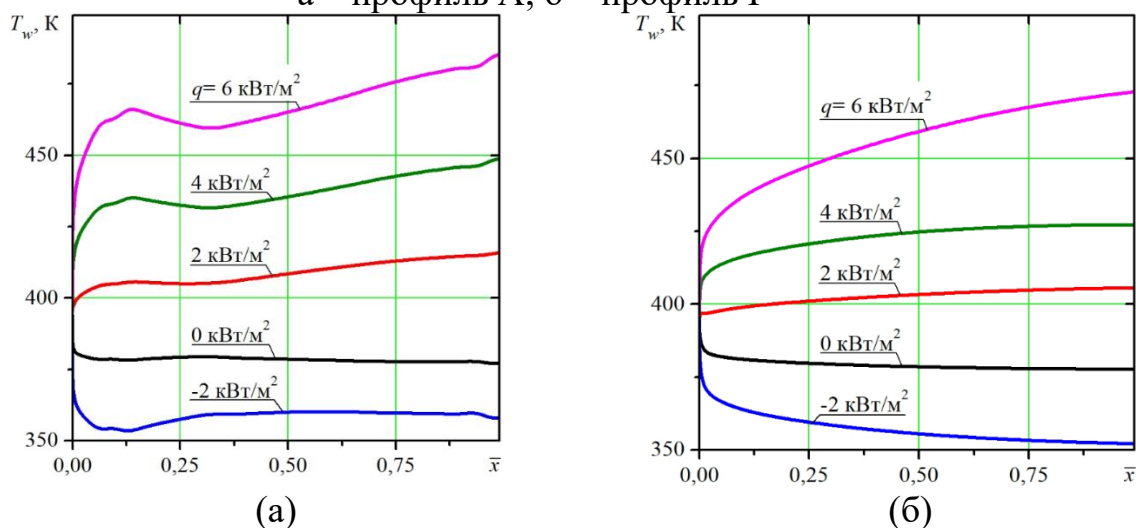


Рис.9. Изменение температуры нижней поверхности:

а – профиль А; б – профиль Г

Приведенные графические зависимости свидетельствуют о том, что при подводе к внешней поверхности профилей (верхней и нижней) теплового потока, значение температуры поверхности увеличивается.

Влияние подвода и отвода теплового потока практически не сказывается на изменении давления в окрестности рассматриваемых профилей (рис.9 и 10). Данная тенденция наблюдается как для нижней, так и для верхней поверхностей профилей (рис. 10, 11).

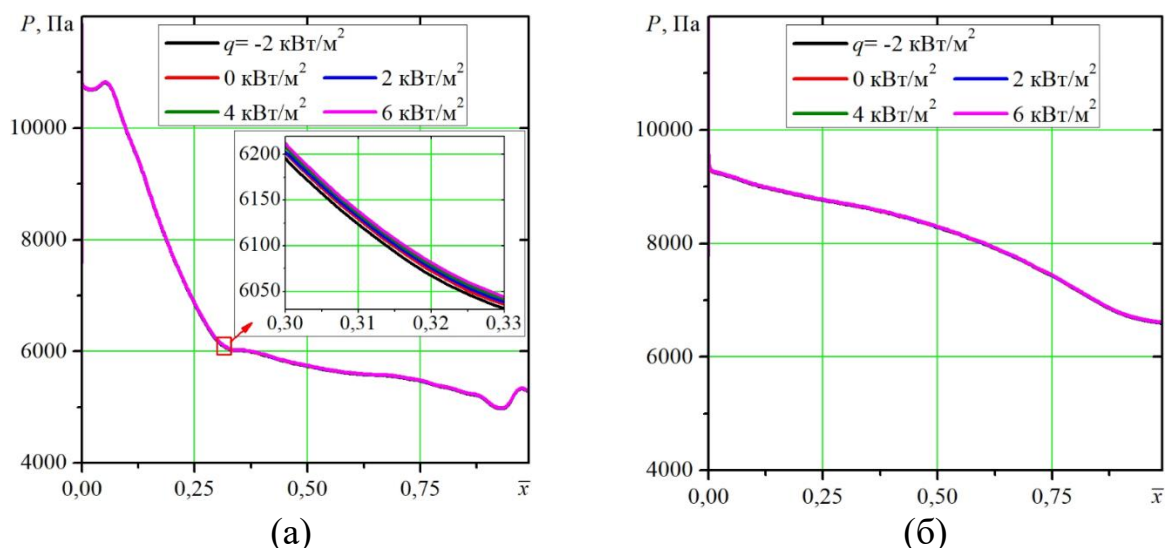


Рис.10. Изменение абсолютного давления на верхней поверхности:
а – профиль А; б – профиль Г

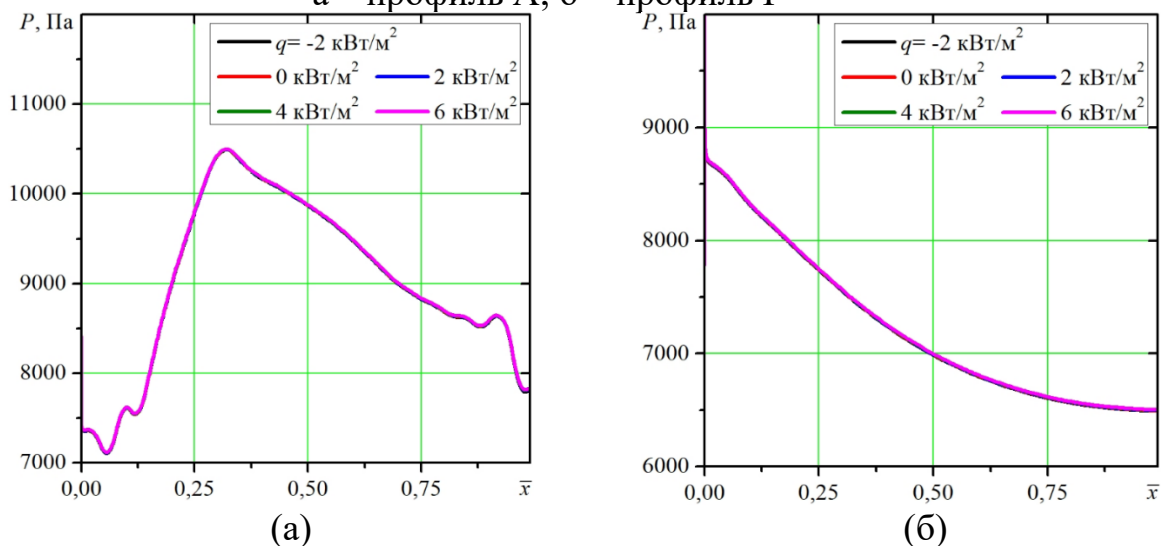


Рис.11. Изменение абсолютного давления на нижней поверхности:
а – профиль А; б – профиль Г

Выводы

В работе выполнено моделирование теплового воздействия на упрощенную модель консоли крыла. Тепловое состояние определялось с учетом задания граничных условий II рода.

Подвод или отвод теплоты от поверхности профилей при рассматриваемых условиях слабо влияет на аэродинамику обтекания модели консоли крыла. Полученные результаты будут использованы при определении теплового состояния не только модельных, но и полноразмерных элементов конструкции летательных аппаратов.

Список литературы

1. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1971. Изд. 3-е, 416 с.
2. Приходько А. А. Компьютерные технологии в аэрогидродинамике и тепломассообмене. — Киев: Наукова думка, 2003, 380 с.

3. Lakshminarayana B. Turbulence modeling for complex shear flows. AIAA Journal, 1986, N12, pp.1900-1917
4. Любимов А.К., Шабарова Л.В. Методы построения расчетных сеток в пакете ANSYS ICEM CFD: Электронное методическое пособие. - Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2011. - 25 с.
5. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров: Справ. пособие. М.: Машиностроение-1, 2004. 512 с.
6. Белобородов А.В. Оценка качества построения конечно-элементной модели в ANSYS. г. Тюмень, ОАО ИПФ «Сибнефтеавтоматика», кафедра МОНиГПТюмГНГУ.С. 1-6.
7. Bathe K.-J., Wilson E.L. Numerical methods in finite element analysis. New Jersey: Prentice-Hall, 1976. 528 p.
8. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости / Пер. с англ. М.: Энергоатомиздат, 1994. 152 с.