

*На правах рукописи*



Киктев Сергей Игоревич

**Метод оценки прочности деформированного корпуса многоканальной  
сверхзвуковой камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного  
двигателя**

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва - 2018

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

**Научный руководитель:** доктор технических наук, профессор  
**Абашев Виктор Михайлович**

**Официальные оппоненты:** **Черкасов Сергей Гелиевич**  
доктор физико-математических наук, профессор,  
государственный научный центр Российской Федерации -  
федеральное государственное унитарное предприятие  
«Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», главный  
научный сотрудник

**Норенко Александр Юрьевич**  
кандидат технических наук, доцент, Акционерное общество  
«Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени  
Ивана Ивановича Картукова», заместитель главного  
конструктора по НИР

**Ведущая организация:** Открытое акционерное общество «Научно-исследовательское  
предприятие гиперзвуковых систем»

Защита состоится 21 декабря 2018 года в 15:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» <https://mai.ru/upload/iblock/1bb/Tekst-dissertatsii-Kiktev-S.I.-1.pdf>

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2018 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.08  
д.т.н., профессор



Зуев Юрий Владимирович

## **ВВЕДЕНИЕ**

### **АКТУАЛЬНОСТЬ ТЕМЫ**

В последние десятилетия в аэрокосмической технике большое внимание уделяется сверхзвуковым технологиям. Это можно объяснить тем, что высокоскоростные летательные аппараты способны развивать скорости, значительно превышающие скорость звука. Поэтому можно рассматривать создание нескольких категорий высокоскоростных летательных аппаратов, таких как самолеты-разведчики, стратегические бомбардировщики, оружие (крылатые ракеты), космоланы-авиалайнеры в виде космических аппаратов.

Высокоскоростные летательные аппараты оснащаются сверхзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (СПВРД). В научно-технической литературе широко представлены направления развития сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Разработки и исследования в области создания таких двигателей проводятся на протяжении более 40 лет. За это время достигнут значительный прогресс в данной области. Существует большое количество теоретических, численных и экспериментальных данных, которые относятся к работе как самого двигателя, так и его элементов. Это обусловлено высокими показателями эффективности таких типов двигателей: удельный импульс значительно превосходит любой из существующих химических ракетных двигателей. Разработки, проводимые в последнее время, показали техническую возможность создания и применения сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей для высокоскоростных летающих лабораторий различного назначения или транспортных авиационных и ракетно-космических систем, предназначенных для отправки грузов на орбиту.

Но преимущества СПВРД для высокоскоростных летательных аппаратов соотносятся с рядом практических проблем, возникающих в процессе разработки и проектирования. Одна из основных проблем – необходимость анализа воздействия высокоскоростного и высокотемпературного потока на внутренние стенки камеры сгорания вследствие аэродинамического нагрева и проведения оценки прочности

деформированного корпуса сверхзвуковой камеры сгорания прямоточного-воздушно реактивного двигателя.

Один из возможных способов решения указанных проблем – разработка и широкое применение систем автоматизированного проектирования и компьютерных моделей, подтвержденных экспериментальными данными как способ анализа процессов, проходящих в камере сгорания, на ранних стадиях проектирования крупногабаритных сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Именно этот способ и рассмотрен в настоящей диссертационной работе.

Научные исследования в этом направлении проводятся диссертантом с 2014 г.

### **ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ДИССЕРТАЦИИ**

Целью работы является разработка метода, позволяющего провести оценку прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания ПВРД и составление рекомендаций по их проектированию:

Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Определить деформацию корпуса камеры сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя в зависимости от действия статических и тепловых нагрузок.
2. Оценить влияние деформации корпуса камеры сгорания на изменение структуры течения сверхзвукового газового потока в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя с использованием программного комплекса ANSYS;
3. Разработать и изготовить модели для проведения экспериментальных исследований по оценке влияния деформированной поверхности корпуса камеры сгорания на структуру течения сверхзвукового газового потока, определяющего систему нагрузок, действующих на внутреннюю поверхность корпуса.
4. Провести экспериментальные исследования и сформировать системы действующих нагрузок, в зависимости от структуры газового потока;

5. Выполнить верификацию численных и экспериментальных исследований;

6. Разработать инженерную методику и алгоритм по оценке прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания;

7. Осуществить практическую реализацию созданной методики, посредством определения прочности многоканальной сверхзвуковой камеры в диапазоне параметров, соответствующих крупногабаритным конструкциям.

### **НАУЧНАЯ НОВИЗНА ИССЛЕДОВАНИЯ**

В соответствии с поставленными в работе задачами, автором получены следующие научные результаты, обладающие научной новизной и выносимые на защиту:

1. Инженерный метод и алгоритм по оценке прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания прямооточного воздушно-реактивного двигателя.

2. Экспериментальные модели, имитирующие деформированную поверхность стенки канала сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.

3. Результаты расчётно-теоретических и экспериментальных исследований по оценке воздействия деформированного корпуса камеры сгорания на структуру течения сверхзвукового газового потока.

4. рекомендации по проектированию сверхзвуковых многоканальных камер сгорания прямооточного воздушно-реактивного двигателя.

### **ПРЕДМЕТ И ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ**

Предмет исследований – многоканальная сверхзвуковая камера сгорания крупногабаритного прямооточного воздушно-реактивного двигателя.

Объект исследований – прочность многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания прямооточного воздушно-реактивного двигателя.

### **МЕТОДОЛОГИЯ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ**

Поставленные цели достигались путем расчетно-экспериментальных исследований. Расчеты проводились с помощью инженерных методик, с использованием численных методов решения системы уравнений Навье-Стокса и

теории пластин и оболочек. Экспериментальные исследования проводились на газодинамической установке кратковременного действия «Стенд сверхзвукового горения» ИТПМ СО РАН в г. Новосибирске, в которых автор принимал личное участие.

### **ДОСТОВЕРНОСТЬ НАУЧНЫХ ПОЛОЖЕНИЙ**

Определяется правильностью поставленных задач, проведенными экспериментальными исследованиями и успешной верификацией выбранной математической модели.

### **ПРАКТИЧЕСКАЯ ЦЕННОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ**

Практическая ценность результатов заключается в том, что подтверждена перспективность и целесообразность дальнейшего исследования прочности сверхзвуковых многоканальных камер сгорания для крупногабаритных высокоскоростных летательных аппаратов различного назначения. Даны рекомендации по проектированию сверхзвуковых многоканальных камер сгорания. Разработана инженерная методика для оценки прочности деформированного корпуса многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания для высокоскоростных летательных аппаратов.

### **ПОЛОЖЕНИЯ, ВЫНОСИМЫЕ НА ЗАЩИТУ**

1. Инженерная методика для оценки прочности сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания.
2. Результаты расчетных и экспериментальных исследований сверхзвуковых многоканальных камеры сгорания.
3. Рекомендации по проектированию сверхзвуковых многоканальных камер сгорания.

### **ЛИЧНЫЙ ВКЛАД АВТОРА**

Автор является разработчиком, экспериментатором и исполнителем представленных расчетно-экспериментальных исследований, входящих в тематические планы и технические задания МАИ. Из публикаций в диссертацию включены результаты, полученные автором самостоятельно и при участии его

непосредственном участии со своими руководителями и коллегами. Содержание диссертации и автореферата обсуждено и согласовано со всеми соавторами.

### **РЕАЛИЗАЦИЯ РАБОТЫ**

Результаты исследований, проведенных автором, внедрены в учебный процесс МАИ и в ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича.

### **АПРОБАЦИЯ РАБОТЫ**

Результаты работы по мере их получения были доложены на 2 конференциях, которые являются международными:

1. Авиация и космонавтика. Москва, 2014
2. Авиация и космонавтика. Москва, 2016.

### **ПУБЛИКАЦИИ**

По теме диссертации опубликовано 8 научных трудов, 3 из них – в рецензируемых научных изданиях.

### **СТРУКТУРА И ОБЪЕМ ДИССЕРТАЦИИ**

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы из 90 наименований, содержит 105 рисунков, 11 таблиц. Общий объем работы 139 страниц, включая рисунки и таблицы.

**В первой главе** проведен обзор отечественной и зарубежной литературы по сверхзвуковым камерам сгорания. В работе представлен обзор различных конструктивных схем, рассмотрены особенности рабочего процесса, моделирование внутрикамерных процессов, экспериментальные исследования в области течения сверхзвукового потока в цилиндрических и прямоугольных каналах. Представлены особенности и преимущества конструктивных схем сверхзвуковых камер сгорания.

В первой части приведен обзор теоретических схем и компоновок сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (СПВРД). Разработки и испытания моделей таких силовых установок начинались в нескольких странах, среди них Россия (СССР), США, Франция, Германия. Большой вклад в развитие этого типа двигателей в СССР внес Щетинников Евгений Сергеевич (1957 г.). Им была основана научная школа, которая в последующем

создала научно-техническую основу проектирования СПВРД для летательных аппаратов различного назначения. Разработкам высокоскоростных прямооточных воздушно-реактивных двигателей посвящены работы автором, работающих в ФГУП ЦИАМ, ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, ФГУП ЦАГИ, МАИ и др.

Сформирован перечень основных проблем, с которыми приходится сталкиваться при проектировании сверхзвуковых камер сгорания:

1. Большой нагрев конструкции набегающим потоком, имеющим высокую скорость и температуру;
2. Снижение полноты сгорания и смешения за счет малого времени нахождения топлива в воздушной среде.
3. Сложность использование критериев подобия при проектировании сверхзвуковых камер сгорания больших размеров;
4. Учёт воздействия высокоскоростного и высокотемпературного потока на внутренние стенки камеры сгорания вследствие аэродинамического нагрева.

Выделены способы решения для указанных проблем:

1. Разработка и использование новых современных материалов;
2. Создание технологий, позволяющих эффективно управлять процессом течения, смешения и горения воздушно-топливной смеси в высокоскоростной камере;
3. Создание методики проведения стендовых испытаний СПВРД в условиях, приближенных к реальным условиям эксплуатации;
4. Разработка и широкое применение компьютерных моделей, подтвержденных экспериментальными данными, как способ анализа процессов, проходящих в проточном тракте сверхзвуковой камеры.

В настоящей работе основное внимание уделено сверхзвуковым камерам сгорания, а именно использованию на ранних этапах проектирования компьютерных моделей, с помощью которых можно оценить прочность корпуса камеры сгорания с учётом особенностей рабочего процесса.

Во второй части рассмотрены принципы работы сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя, основные конструктивные схемы



современных СПВРД, компоновки двигателей в составе сверхзвуковых ЛА, а также результаты экспериментальных исследований, посвященных рабочему процессу в камерах. Представлено краткое описание структуры псевдоскачков в каналах различной геометрической формы, полученных на основе решений трехмерных систем уравнений газовой динамики.

Решение ряда указанных проблем, возникающих при проектировании и отработки СПВРД связано с применением новых конструкционных материалов. Поэтому в третьей части рассматриваются новые конструкционные материалы – волокнистые композиционные материалы, используемые при производстве сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Они обладают высокими прочностными и физическими свойствами, которые не могут быть достигнуты в традиционных металлических сплавах. Применение таких конструкционных материалов открывает широкие возможности не только для совершенствования существующих конструкций различного назначения, но и при разработке новых конструкций и технологических процессов. Элементы конструкции из этих материалов способны выдерживать различные силовые воздействия, связанные с видом (сжатие, растяжение, изгиб), характером нагружения (статический и динамический), а также с воздействием окружающей среды (температура, давление и т.п.).

**Во второй главе** представлена многоканальная сверхзвуковая камера сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, как объект настоящего исследования. Рассматриваются способы аналитической оценки прочности деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, предназначенного для высокоскоростных летательных аппаратов.

Типичный проточный тракт крупногабаритного двигателя состоит из системы прямоугольных каналов переменного сечения. Камера дожигания содержит последовательно расположенные прямоугольные каналы переменного сечения. Обычно для крупногабаритных изделий поперечное сечение тракта разделяют на прямоугольные каналы.

Представляет интерес оценка изменения характера течения газового потока в проточном тракте камеры сгорания СПВРД в зависимости от изменения площади проходного сечения за счет допусков на изготовление элементов конструкции и деформаций сечений под воздействием тепловых и силовых нагрузок.

В этом разделе представлены результаты приближенных расчетов напряженно-деформированного состояния отдельных участков камеры сгорания на базе теории пластин и оболочек.

Учитывались нагрузки от действия внутреннего давления и градиентов температуры. В первом приближении напряжения и деформации определялись для балки единичной ширины, вырезанной из нижней части канала. Температурные напряжения находились по формулам для тонкостенных элементов пластин и оболочек.

Анализ расчётов напряженно-деформированного состояния показал, что возникает значительные по величине перемещения. Эти деформации могут оказывать влияние на структуру сверхзвукового потока в многоканальной камере сгорания. Перераспределение нагрузки от изменений структуры потока приводит к изменению прочности деформированного корпуса камеры. Исследование этого эффекта должно повысить надежность изделия, особенно летного варианта конструкции СПВРД.

**В третьей главе** приведены расчётно-теоретические исследования влияния деформации корпуса камеры сгорания на структуру сверхзвукового газового потока.

В программном комплексе ANSYS созданы расчётные модели для анализа влияния деформированной поверхности на структуру потока. Численные исследования проводились на моделях отсечных клиньев (рис. 1).

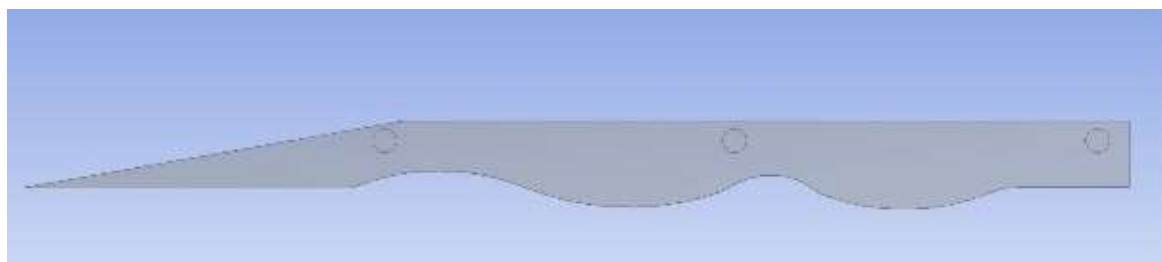


Рисунок 1 – Отсечной клин с деформированным профилем

Для анализа эффекта взаимодействия газового потока с корпусом, модели имеют как деформированную, так и недеформированную нижнюю поверхность.

Отсечные клинья, помещались в расчётный объём, по которому протекал подогретый сверхзвуковой газовый поток. Расчетная модель состояла из двух объёмов: 1 – объём, имитирующий воздушный поток, 2 – отсечной клин. Численные исследования проводились для 5 отсечных клиньев.

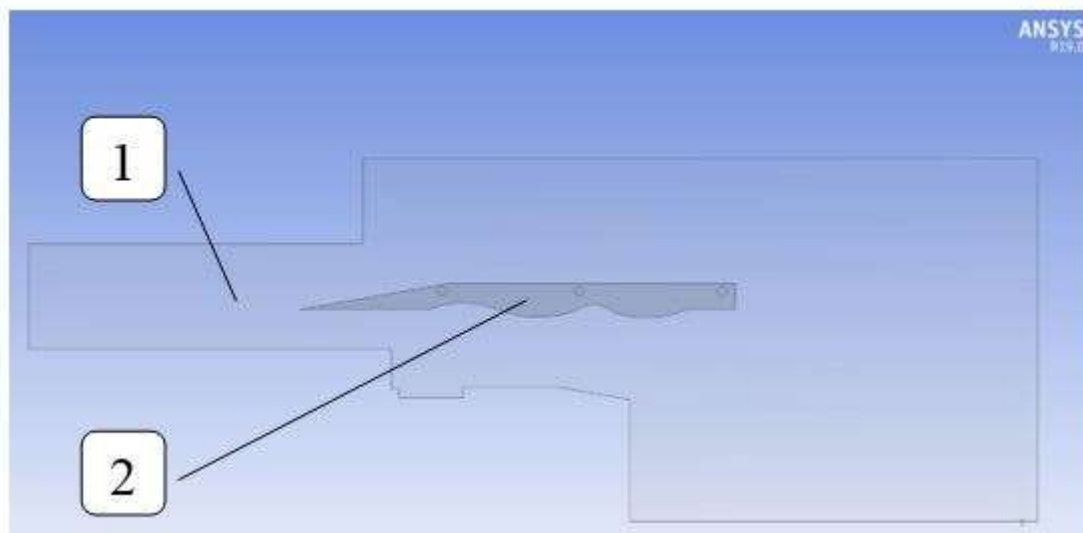


Рисунок 2 – Расчётная модель клина №1

Для построения сетки использовался встроенный модуль ANSYS Meshing. Указанный модуль может строить сложные сетки, которые учитывают кривизну модели, а также обеспечивает плавное соединение её элементов. Вся расчётная модель строится элементами – гексаэдрами с inflation-слоем для корректного расчёта течения газа в пристеночном пограничном слое. При построении сетки используется итерационный метод, основанный на последовательном уменьшении размера элементов сетки.

Корректное моделирование сложных процессов, таких как взаимодействие высокоскоростных течений, проводится с использованием численных методов. В данной работе был использован метод конечных объёмов. В основе метода конечных объёмов лежит система дифференциальных уравнений Навье-Стокса.

В качестве модели турбулентности использована модель сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport), которая является комбинацией  $k - \varepsilon, k - \omega$

моделей. Такая комбинация моделей позволяет на достаточно высоком уровне точности находить течения пристеночного слоя и свободные течения, удаленные от стенок.

Сравнение результатов численного моделирования (рис. 3) показывает, что деформация стенки центрального тела приводит к значительным изменениям структуры течения. Происходит смещение газового потока вдоль модельной камеры сгорания, а также появляются локальные зоны повышения давления. На деформированной поверхности клина происходит скачкообразное увеличение давления.

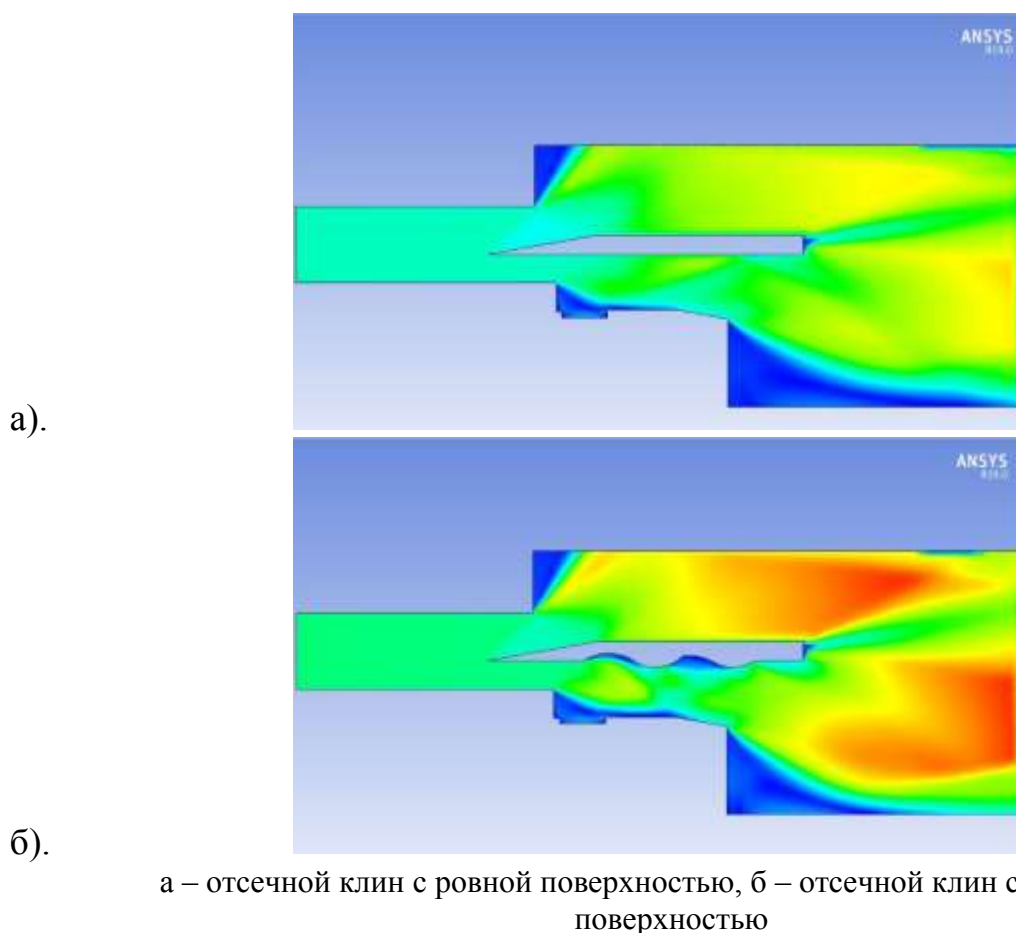


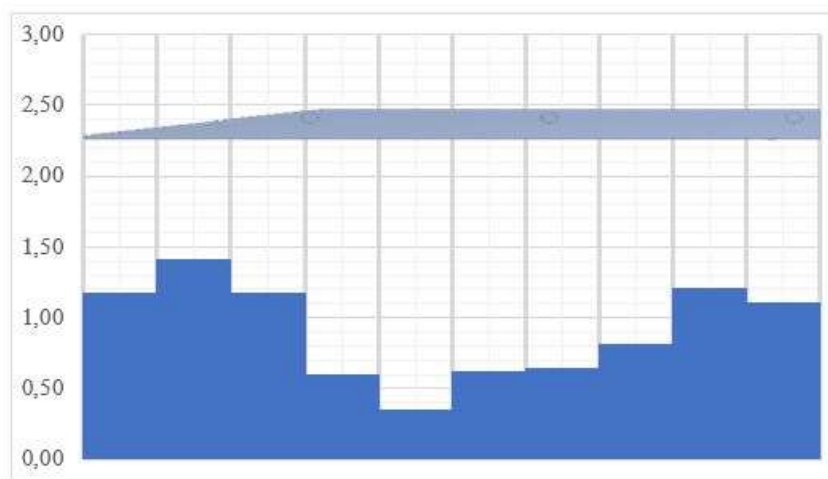
Рисунок 3 – Качественные картины изменения чисел Маха

Проведенные численно-теоретические исследования по оценке влияния волнообразного профиля деформированного канала на структуру течения газового потока показали, что:

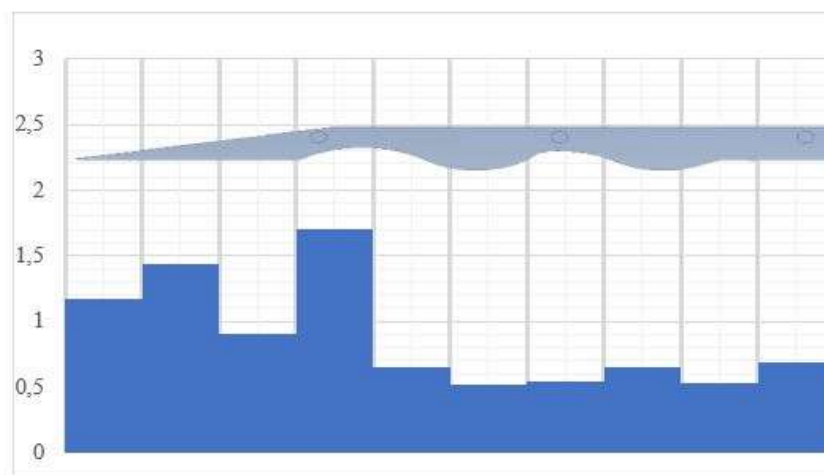
1. Деформированная поверхность отсечного клина оказывает значительное влияние на структуру течения потока в канале. Для клиньев с плоской и искривленной поверхностями устанавливалось различное давление.

2. В отсечных клиньях с деформированной поверхностью происходит смещение зон повышения давления вдоль поверхности клина.

3. Происходит появление новой системы распределения нагрузки (рис. 4)



а).



б).

а – отсечной клин с ровной поверхностью, б – отсечной клин с деформированной поверхностью

Рисунок 4 – Система нагрузок на отсечные клинья

Во второй части главы представлены результаты экспериментальных исследований на установке кратковременного действия «Стенд сверхзвукового горения» ИТПМ СО РАН (г. Новосибирск). Испытания проводились по двум сценариям: «холодные запуски» и «запуски с горением». Стенд используется для аэродинамических прикладных исследований, при которых требуется соответствующие значения чисел Маха и Рейнольдса.

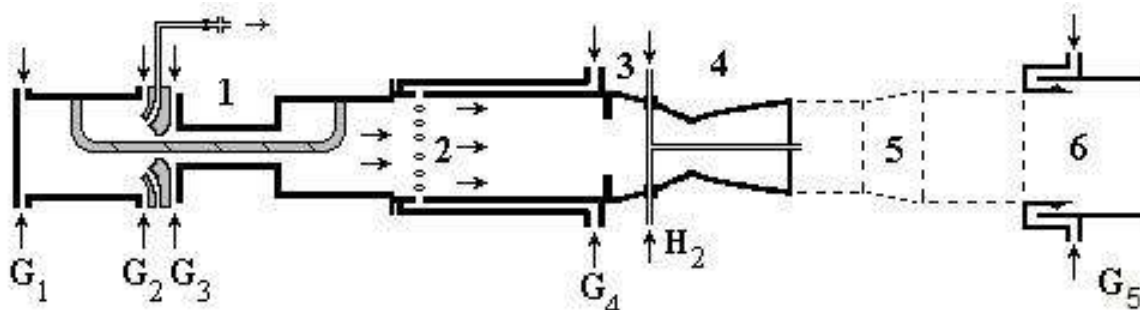
Модель устанавливается в рабочую зону экспериментальной установки, в которую подводится газовый поток. Регистрируются величины давления газового

потока и фиксируется теневая картина структуры потока в камере. При проведении испытаний изучается влияние деформации поверхности канала на структуру течения при горении за уступом. В качестве топлива использовался водород, подаваемый за уступ. На входе в модельную камеру сгорания создавался воздушный поток, соответствующий  $M \approx 1.9$ . При определении числа Маха на входе в модельную камеру сгорания, давление в форкамере принимается за полное давление в потоке ( $P^*=P_0$ ).

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{P^*}{P_{ст}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

Уступ в модельной камере сгорания предназначен для изучения и организации эффективного процесса горения в высокоскоростном потоке в деформированной модельной камере сгорания.

Схема установки «Стенд сверхзвукового горения» приведена на рис. 5.



1 – плазмотрон (ЭДП); 2 – форкамера с подачей воздуха на подмешивание ( $G_4$ ); 3 – охлаждаемый переходник от форкамеры к соплам; 4 – охлаждаемое сопло и подача топлива через инжектор; 5 – исследуемая область (канал/образец/модель и т.п.); 6 – эжектор;  $G_1$ ,  $G_2$ ,  $G_3$  – подача воздуха в ЭДП;  $G_5$  – подача воздуха в эжектор.

Рисунок 5 – Фотография установки «Стенд сверхзвукового горения»

При проведении экспериментов устанавливались не только модели с волнообразным профилем, но гладкая плоская пластина. Сравнение параметров между двумя видами моделей дает возможность выяснить, насколько изменяются параметры газового потока. Анализ результатов экспериментальных исследований показал существенное влияние формы деформированной поверхности на изменение структуры рабочего процесса.

Во время проведения экспериментов были исследованы 5 отсечных клиньев, геометрическая форма которых соответствовала клиньям, рассчитанных ранее. Также был проведен дополнительный эксперимент на отсечном клине №5 с увеличенным относительным расходом водорода. Параметры экспериментов представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры проведения экспериментов.

№ эксперимента	Условное обозначение отсечного клина	Относительный расход водорода, $\bar{G} = \frac{G}{G_1}$
1.	Клин №0	1
2.	Клин №1	0,88
3.	Клин №2	1,02
4.	Клин №3	1,02
5.	Клин №4	1,02
6.	Клин №5	1,02
7.	Клин №5 – доп. эксперимент	2,71

Экспериментальные исследования показали, что искривление поверхности, обусловленные деформацией оболочек СПВРД, приводит к:

1. существенным изменениям структуры течения в канале.
2. при одинаковых условиях на входе в модельную камеру сгорания, в отрывной зоне устанавливается различное давление.
3. организация горения повышает давление и увеличивает зону отрыва.

Изучая распределение давления на верхней стенке модельной камеры сгорания, теневые снимки и спектрозональную регистрацию можно сделать вывод о влиянии конфигурации поверхности канала на процесс горения в зоне отрыва за уступом. Во всех случаях отмечается закономерный рост давления в зоне отрыва при горении. Можно отметить, что в большинстве случаев в результате горения поток смещается вверх от первоначального положения.

Анализируя показания датчиков статического давления можно сделать вывод, что в отсечных клиньях с деформированной поверхностью происходит увеличение значений статического давления на  $(1,7 \div 8,2)$  % по отношению к отсечному клину с недеформируемой поверхностью.

После завершения экспериментальных исследований была проведена верификация расчётных моделей отсечных клиньев, имитирующих деформированный корпус сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания. Структура течения, полученная при численном моделировании, не значительно отличается от эксперимента в местах образования скачка присоединения.

Разница в значениях давления в измеряемых точках, полученных во время моделирования и экспериментально, не превысила 16,5%. Это подтверждает адекватность и правильность выбранных для численного моделирования граничных условий и модели турбулентности. Сравнение структуры течения газового потока представлены на рис. 7.

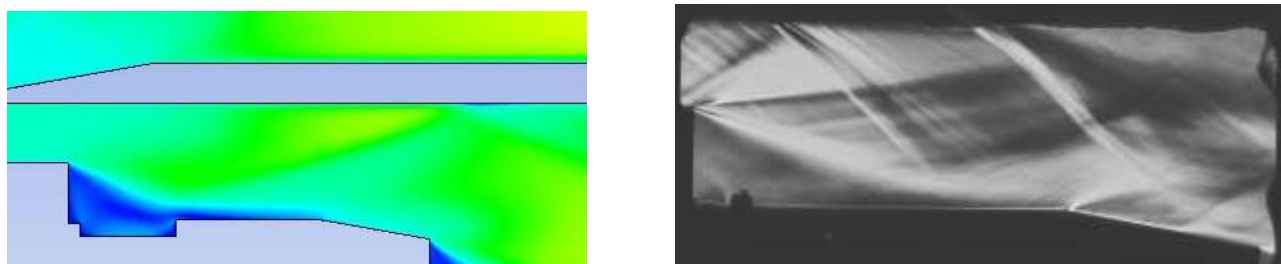


Рисунок 6 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина с ровной поверхностью.

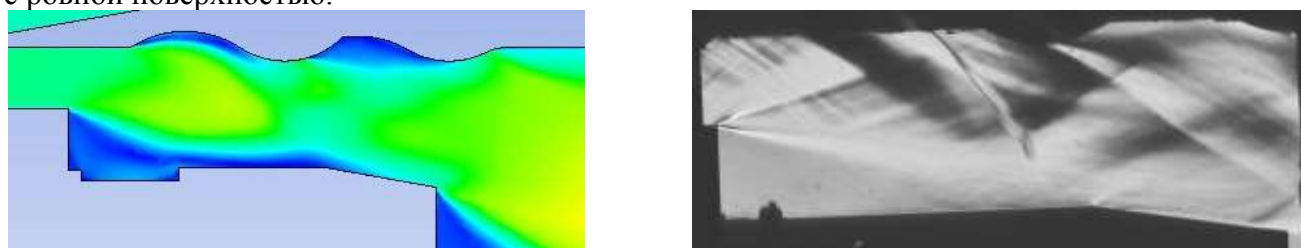


Рисунок 7 – Сравнение структуры течения в камере сгорания и модели отсечного клина с деформированной поверхностью.

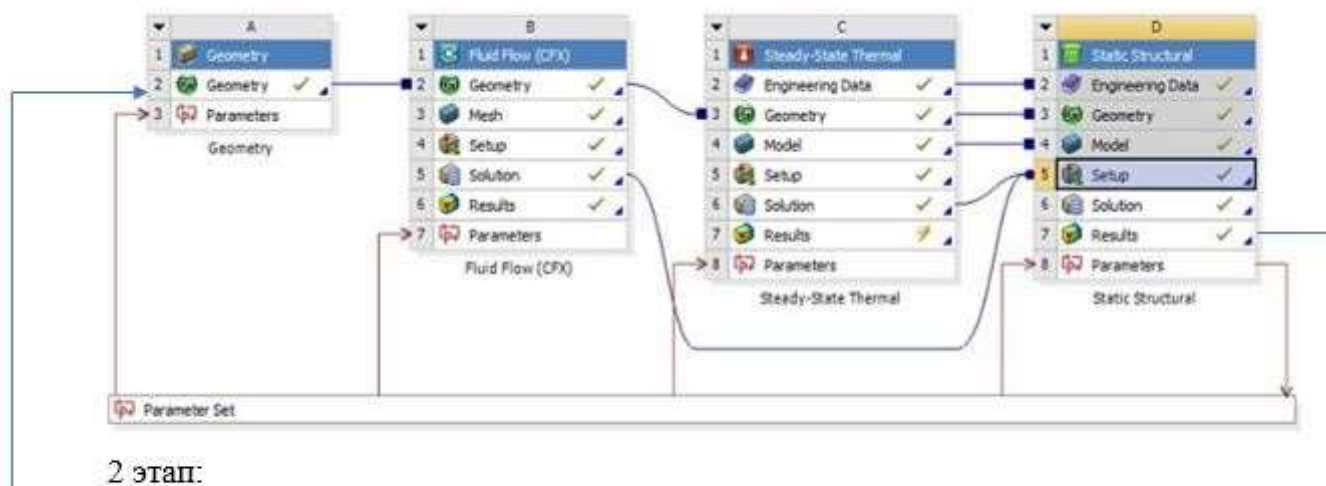
**В четвертой главе** приводится методика расчёта прочности корпуса камеры сгорания крупногабаритного СПВРД, имеющего прямоугольную площадь сечения с использованием систем автоматизированного проектирования. Инженерная методика основывается на предварительных расчетных исследованиях, экспериментальных работах, анализе экспериментальных данных и компьютерных моделях в расчётном комплексе Ansys. Она позволяет изменять геометрические параметры проточного тракта камеры сгорания и проводить



оценку взаимного воздействия деформации внутренней поверхности проточного тракта и рабочего процесса, протекающего в нем.

Численные исследования выполняются в 2 этапа (рис. 7): 1 этап – включает газодинамический и прочностной расчёты многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания исходной конструкции, 2 этап – преобразование полученной на первом этапе деформированной сетки в твердотельную модель и проведение газодинамического и прочностного расчетов деформированной многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания. Полученные эквивалентные напряжения сравниваются с допустимыми значениями. Выполняется анализ полученных деформаций и перемещений. На его основе формируются геометрические модели деформированных конструкций.

1 этап:



2 этап:

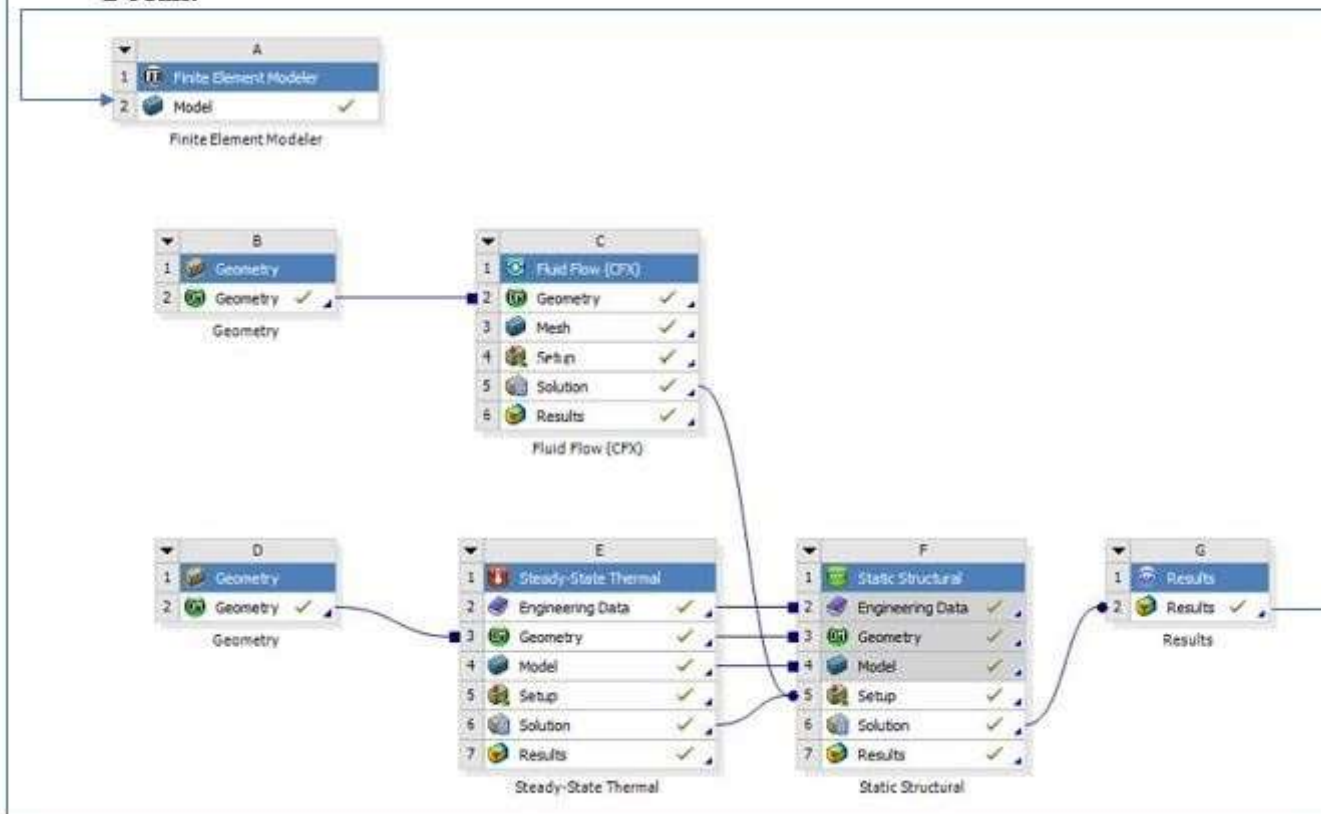


Рисунок 8 – Метод определения прочности деформированного корпуса камеры сгорания.

Исследования напряженно-деформированного состояния конструкции в программных комплексах проводятся в следующей последовательности:

- Проводятся расчёты в модуле CFX. Определяются картины распределения полей давления и скоростей исследуемой конструкции, которые используются как источник нагрузки на конструкцию;
- Проводятся расчёты в модуле State Thermal. Результатом расчёта является распределение температурных нагрузок, действующих на исследуемую

конструкцию, которые впоследствии используются как источник тепловых напряжений;

- Выполняются расчёты в модуле Static Structural. Находятся эквивалентные по Мизесу напряжения и деформация исследуемой конструкции.

Указанный метод предполагает наличие обратных связей между анализом напряженно-деформированного состояния деформированного и недеформированного корпуса.

Составляются эмпирические зависимости, связывающие между собой деформации, толщину корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания и измененной системы нагрузок, действующей на стенку канала данной камеры.

#### **Алгоритм инженерной методики:**

- Расчет напряженно-деформированного состояния по приближенным зависимостям теории пластин и оболочек;

- Анализ и формирование базы данных величин деформаций и их геометрических размеров;

- Уточненные расчеты напряженно-деформированного состояния с использованием компьютерной системы ANSYS;

- Анализ и уточненная база данных величин деформаций и их геометрических размеров;

- Расчеты рабочего процесса в деформированном корпусе камеры сгорания с использованием компьютерной системы ANSYS.

- Анализ и формирование эмпирических зависимостей, связывающих между собой деформации, толщину стенки сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания и измененной системы нагрузок, действующей на стенку канала данной камеры.

**В пятой главе** приведена практическая реализация указанного метода по оценке НДС деформированного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания перспективной конструкции.

В результате численного моделирования течения в канале были определены факторы, оказывающие наибольшее влияние на изменение структуры воздушного

потока. Такими факторами являются: ширина канала, высота канала, толщина стенки канала. На основе этих факторов были сформированы 16 моделей. Геометрические размеры моделей имели следующие диапазоны:

1. относительная ширина канала:  $0,73 \div 0,8$ ;
2. относительная высота начального участка камеры сгорания:  $0,4 \div 0,45$ ;
3. относительная толщина стенки канала:  $0,015 \div 0,06$ .

За характерный размер была выбрана высота канала в выходном сечении. Параметрическая расчетная модель показана на рис. 9.

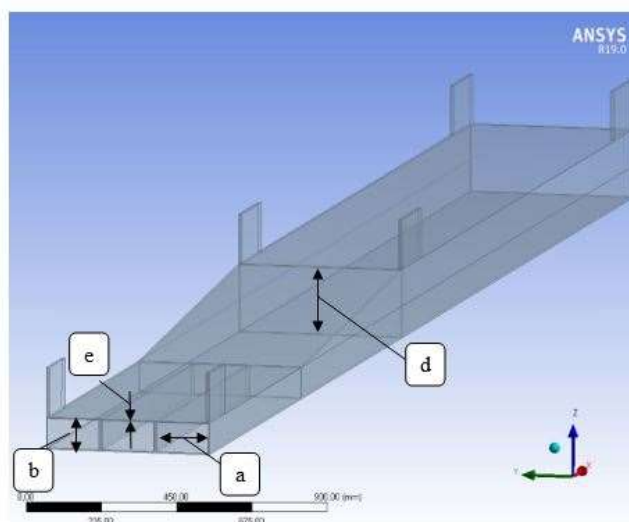


Рисунок 9 – Параметрическая модель камеры сгорания

На основе проведенных расчетов параметрических моделей определены зависимости, связывающие перемещения, возникающие в конструкции под действием тепловых и механических нагрузок; толщина стенки многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания. Относительная деформация стенки определялась по формуле  $\bar{\delta} = \frac{\varepsilon}{e}$ , где  $\varepsilon$  – величина деформации стенки,  $e$  – толщина стенки камеры сгорания. Нагрузка, действующая на стенку, определялась как отношение значений давлений деформированной и недеформированной конструкции камеры сгорания.

Проведя анализ численных исследований параметрических моделей камер сгорания было установлено, что в деформированной конструкции образуется новая система нагрузок, в сравнении с недеформированной конструкцией. Статическое давление, действующее на деформированный корпус, возросло в 1,75 раза. Исходя из вышеперечисленного, при оценке прочности корпуса многоканальной

сверхзвуковой камеры сгорания для крупногабаритного высокоскоростного летательного аппарата необходимо учитывать степень деформированности корпуса, а также учитывать нагрузки, действующие на стенку камеры сгорания с максимальным коэффициентом в диапазоне  $1,03 \div 1,75$ .

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана инженерная методика, сформирован алгоритм, позволяющие проводить оценку прочности деформированной многоканальной сверхзвуковой камеры сгорания при взаимодействии с внутрикамерным сверхзвуковым потоком.

2. Проведены численные исследования моделей многоканальной камеры сгорания, которые показали, что деформированная поверхность корпуса камеры приводит к скачкообразному изменению параметров внутрикамерного сверхзвукового газодинамического потока, изменяя систему нагрузок на корпус.

3. Разработаны и изготовлены модели для проведения экспериментов по исследованию влияния деформации на структуру течения сверхзвукового газового потока. Испытания проводились при числах Маха от 1,9 до 3 и температуре от 290 К до 1500 К.

4. Анализ результатов исследований показал, что в деформированной камере сгорания происходит:

- появление локальных зон увеличения статического давления до 7%;
- появление локальных зон увеличения скорости газового потока до 7%;
- увеличение эквивалентных напряжений и снижение коэффициента запаса прочности на 42%.

- организация горения повышает давление и увеличивает зону отрыва;

5. Проведена верификация расчётных моделей. Ошибка по давлению не превышает 16,5%.

6. По разработанной методике выполнены расчёты НДС перспективного корпуса сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания в диапазонах параметров, соответствующих крупногабаритным конструкциям. Получено снижение запаса

прочности в диапазоне 20÷42% за счет перераспределения системы нагрузок при деформировании корпуса камеры.

## **ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ**

### **ОПУБЛИКОВАНЫ В РАБОТАХ:**

#### **Публикации в рецензируемых научных изданиях:**

1. Киктев С.И., Абашев В.М. Оценка влияния деформации стенки канала на структуру газового потока в камере сгорания // Труды МАИ. 2018. №101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96689> (дата обращения 16.09.2018).

2. Киктев С.И. Влияние деформации стенки канала камеры на структуру течения потока // Двигатель. Выпуск №4. 2018. с. 24-25.

3. Киктев С.И. Матушкин А.А. Расчётно-теоретические исследования влияния деформации конструкции сверхзвуковой многоканальной камеры сгорания на структуру течения высокоскоростного высокотемпературного потока // Насосы. Турбины. Системы. 2018. №27. с. 22-26.

#### **Другие публикации:**

4. Киктев С.И., Абашев В.М., Животов Н.П. и др. Оценка влияния деформации конструкции на газодинамические характеристики в проточном тракте гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя // материалы 13-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (17-21 ноября 2014, Москва). – Санкт-Петербург: Изд-во «Принт-салон», 2014, - С. 235-236 (709 с.)

5. Киктев С.И., Абашев В.М., Животов Н.П. и др. Методы комплексной оценки прочности конструкции на ранней стадии проектирования гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя // материалы 13-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (17-21 ноября 2014, Москва). – Санкт-Петербург: Изд-во «Принт-салон», 2014, - С. 288-289 (709 с.)

6. Kiktev S.I., Eremkin I.V., Shirokov I.N. The studies of construction elements of scramjet engine conducted by on universal model aerodynamic facility // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. ISBN: 3932182804, 7-12 сентября 2014, Санкт-Петербург.

7. Киктев С.И., Абашев В.М., Демидов А.С. и др. Аналитическая оценка снижения температурных напряжений в деталях из УУКМ // материалы 15-й

Международной конференции «Авиация и космонавтика» (14-18 ноября 2016, Москва). – Москва: Изд-во «Люксор», 2016, - С. 328 (738 с.)

8. Киктев С.И., Абашев В.М., Демидов А.С. и др. Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена // Вестник Московского авиационного института. 2017 Т.24. №4. с. 7-12.