

Министерство образования и науки РФ
ООО «Союз машиностроителей России»
Правительство Ярославской области
Инновационный территориальный кластер Ярославской области
«Газотурбостроение и энергомашиностроение»
Ассоциация «Национальный объединенный аэрокосмический университет»
Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева
ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн»

МЕЖДУНАРОДНЫЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ФОРУМ «ИННОВАЦИИ. ТЕХНОЛОГИИ. ПРОИЗВОДСТВО»

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ,
ПОСВЯЩЕННОЙ 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ
ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА П. А. КОЛЕСОВА**

ТОМ 1

**INTERNATIONAL TECHNOLOGICAL
FORUM «INNOVATIONS.
TECHNOLOGIES. PRODUCTION»**

Международный технологический форум «Инновации. Технологии. Производство»: Сборник материалов научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения главного конструктора П. А. Колесова. – Т. 1. – Рыбинск: РГАТУ имени П. А. Соловьева, 2015. – 250 с.

23 – 25 марта 2015 г. в Рыбинске состоится II Международный технологический форум «Инновации. Технологии. Производство».

Основная идея форума – поиск решений, партнеров и новых идей, их практическое применение на машиностроительных предприятиях, что послужит стимулом к обеспечению технологического лидерства в отрасли.

Форум является площадкой для встречи технических специалистов машиностроительных и обрабатывающих предприятий с учеными, занимающимися фундаментальными исследованиями; специалистов в области инжиниринга с производителями оборудования, руководителей малых предприятий с руководителями крупных заводов и т. д.

В настоящий сборник вошли материалы научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения главного конструктора П. А. Колесова, которая пройдет в рамках МТФ – 2015.

Направления работы конференции:

1. Материаловедение и конструирование;
2. Газодинамика и горение;
3. Динамика и прочность;
4. Технологическая подготовка машиностроительного производства;
5. Метрология и сертификация.

ПЕТР АЛЕКСЕЕВИЧ КОЛЕСОВ (1915 – 2004)

– советский конструктор авиационных двигателей



Родился в Твери 17 августа 1915 г. В 1932 г. окончил в Москве конструкторские курсы Глававиапрома. Пока учился, работал в Центральном институте авиационного моторостроения в должности техника-конструктора.

В 1935 – 1941 гг. окончил Моторный факультет Московского авиационного института. В эти годы участвовал в создании редуктора для вертолета И. П. Братухина, разрабатывал топливную аппаратуру для моторов, выполнял расчеты системы регулирования поршневого мотора М-250 разработки КБ-2 МАИ.

В марте 1941 г. был направлен в опытный отдел Моторного завода № 16 в Воронеже, где 5 лет работал инженером-конструктором в группе кривошипно-шатунного механизма и картера поршневых моторов. Вместе с производством был эвакуирован в Уфу. В 1943 г. ОКБ-250, где работал П. А. Колесов, переводится оттуда в Рыбинск на Завод № 36 (НПО «Сатурн») и переименовывается в ОКБ-36 (ОКБ В. А. Добрынина).

В 1946 г. назначен ведущим конструктором по разработке двигателя ВД-4К для стратегического бомбардировщика Ту-85. За создание этого двигателя в 1951 г. П. А. Колесову в числе других конструкторов присуждена Государственная премия первой степени.

С 1952 г. ОКБ-36 занимается турбореактивными двигателями. В 1956 г. возглавил конструкторский отдел, а в 1959 г. был назначен заместителем главного конструктора. После ухода на пенсию В. А. Добрынина в 1961 г. П. А. Колесов назначается главным конструктором Рыбинского конструкторского бюро моторостроения, которым руководит до 1984 г.

Профессор (1976), доктор технических наук (1971), автор 43 изобретений и ряда научных трудов.

П. А. Колесов разрабатывал турбореактивные двигатели для самолетов КБ В. М. Мясищева (ВД-5 для дозвукового стратегического бомбардировщика), ОКБ А. Н. Туполева (в т. ч. для Ту-144), П. О. Сухого, А. И. Микояна, А. С. Яковлева. Вел работу над созданием двигателей: РД-7М2 для первого советского сверхзвукового ракетносца; РД36-41 для самолета Т-4; РД36-51А и РД-36-51 для первого советского сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д; РД-36-51В для первого советского сверхвысотного самолета М-17 («Стратосфера»); семейством подъемных и бустерных двигателей.

Лауреат Сталинской (1951) и двух Государственных (1971, 1979) премий. Награжден 2 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

ОБРАЩЕНИЕ ГУБЕРНАТОРА ЯРОСЛАВСКОЙ ОБЛАСТИ К УЧАСТНИКАМ
II МЕЖДУНАРОДНОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ФОРУМА
«ИННОВАЦИИ. ТЕХНОЛОГИИ. ПРОИЗВОДСТВО»



Дорогие друзья!

Я рад приветствовать участников и гостей Международного технологического форума «Инновации. Технологии. Производство» на ярославской земле.

Основу промышленного потенциала нашего региона составляют высокотехнологичные предприятия оборонно-промышленного комплекса, входящие в перечень национальных стратегических компаний широкого спектра отраслей.

Наличие долгосрочных заказов для предприятий машиностроения и ОПК на ближайшее десятилетие в значительной степени увеличивает их потенциал для модернизации и расширения собственной производственной базы. В перспективе – это новые высокотехнологичные рабочие места и дополнительные доходы регионального бюджета, столь необходимые для обеспечения достойного уровня и качества жизни жителей Ярославской области.

Региональное Правительство тесно взаимодействует с промышленными предприятиями, оказывая поддержку модернизации производства, развитию внешнеторговой деятельности, повышению образовательного уровня сотрудников, а также создавая благоприятные условия для инновационной активности, используя кластерный подход.

Одним из показательных примеров является кластер «Газотурбостроение и энергомашиностроение», который объединил ведущие рыбинские предприятия, малые и средние компании-сателлиты, Рыбинский государственный авиационный технический университет и другие учебные заведения.

Необходимым условием для развития кластера является наличие авторитетной дискуссионной площадки, которой и является Международный технологический форум. Он обладает всеми возможностями для обсуждения актуальных проблем развития машиностроительной отрасли, моделирования кооперационных связей между компаниями при создании инновационных продуктов и услуг. Это уникальная возможность обмена опытом и мнениями с отечественными и зарубежными коллегами-профессионалами.

Желаю успешной работы!

Сергей Ястребов

ОБРАЩЕНИЕ УПРАВЛЯЮЩЕГО ДИРЕКТОРА ОАО «НПО «САТУРН»,
ПРЕДСЕДАТЕЛЯ ЯРО ООО «СОЮЗ МАШИНОСТРОИТЕЛЕЙ РОССИИ»,
ПРЕДСЕДАТЕЛЯ СОВЕТА ИННОВАЦИОННОГО ТЕРРИТОРИАЛЬНОГО КЛАСТЕРА
«ГАЗОТУРБОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГОМАШИНОСТРОЕНИЕ»



Уважаемые коллеги!

Итоги проведенного в 2014 году Международного технологического форума «Инновации. Технологии. Производство» показали актуальность выбранного формата и поставленных перед научно-техническим сообществом проблем. Главный результат прошедшего форума для нашей компании – решение конкретных производственно-технических задач вместе с новыми партнерами. В течение года идеи, сформулированные участниками форума, дали старт новым проектам, были заключены первые контракты. Нам как со-организаторам очень приятно, что форум оказался полезен не только для нас, но и для широкого круга российских и зарубежных компаний и организаций, интересы которых охватывают широкий диапазон от академической науки до высокотехнологичных отраслей производства.

ОАО «НПО «Сатурн» уже несколько лет проводит организационные трансформации, чтобы перейти к парадигме ведения бизнеса по модели «открытых инноваций», и мы ожидаем, что форум 2015 г., станет площадкой открытых инноваций для компаний кластера «Газотурбостроение и энергомашиностроение» в сфере производства и технологий.

В этом году мы привлекли наших постоянных партнеров к проведению секций форума и считаем, что это повысит уровень компетенций участников секций и раскроет новые горизонты для развития всех участников.

Не важно, какой у Вас капитал, какие научные звания, сколько Вам лет и из какой Вы страны. Нам важно, что Вы умеете и знаете и какую продукцию Вы создаете, какие идеи помогут нам вместе создать новый успешный бизнес.

Главное – это наше совместное желание и стремление быть технологическими лидерами!

Добро пожаловать в Рыбинск!

Илья Федоров

ОБРАЩЕНИЕ РЕКТОРА РЫБИНСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АВИАЦИОННОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
ИМЕНИ П. А. СОЛОВЬЕВА (РГАТУ)



Уважаемые коллеги!

От имени федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьёва» приветствую участников и гостей Международного технологического форума «Инновации. Технологии. Производство».

Тематическая направленность и значимость в формировании устойчивого развития высокотехнологичных отраслей экономики страны предопределили проведение Форума на базе РГАТУ имени П. А. Соловьёва. Конкурентоспособность университета определяется неразрывной связью с научно-производственным объединением «Сатурн», ведущим разработку газотурбинной техники нового поколения для авиации, энергетики и морского флота, позволяя использовать в процессе обучения теорию и практику реального двигателестроительного производства. Вуз занимает одно из ведущих мест в системе подготовки высококвалифицированных инженерных кадров для аэрокосмической отрасли и научных учреждений Российской Федерации.

Форум откроет широкие возможности установления новых и полезных контактов, позволит перенять опыт мировых лидеров высокотехнологичных отраслей, станет интересной дискуссионной площадкой для обсуждения широкого круга вопросов, связанных с разработкой и использованием последних отечественных и зарубежных достижений науки и техники, создаст условия для формирования и реализации системных и стратегических проектов по развитию отечественного авиадвигателестроения, станет эффективным инструментом развития конструктивного диалога между малыми инновационными компаниями и крупными промышленниками региона.

Желаю участникам, гостям и организаторам Международного технологического форума «Инновации. Технологии. Производство» новых творческих успехов, высоких результатов и достижения поставленных целей.

Удачи!

Валерий Полетаев

СЕКЦИЯ «МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ И КОНСТРУИРОВАНИЕ»

УДК 621.45.038.3

РАСЧЕТНО-ЭМПИРИЧЕСКАЯ МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВОЧНОГО РАСЧЕТА СИСТЕМЫ ПОДВОДА ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА К РАБОЧИМ ЛОПАТКАМ ТУРБИНЫ

Д. А. Дикова, студент

Научные руководители: А. В. Викулин¹, канд. тех. наук, доцент;
И. М. Стародумова², начальник бюро

¹ФГБОУ ВПО «МАТИ – Российский государственный технологический
университет имени К. Э. Циолковского»

²ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют»

Повышение температуры газа перед турбиной является одним из условий создания перспективных газотурбинных двигателей (ГТД). Увеличение температуры ограничивается жаропрочностью материалов, из которых изготавливаются сопловые и рабочие лопатки газовых турбин. В настоящее время потребный уровень температур перед турбиной значительно опережает возможности жаропрочных материалов. Поэтому реализация этих температур осуществляется через создание эффективных систем охлаждения элементов газовых турбин, в частности, сопловых и рабочих лопаток. Для организации подачи воздуха в систему охлаждения лопаток необходимо разработать конструктивную схему транспортировки охлаждающего воздуха.

При разработке и выборе схемы транспортировки охлаждающего воздуха решаются следующие задачи:

- обеспечение высокой экономичности двигателя, в том числе на крейсерском режиме;
- обеспечение минимальной массы, максимальной конструкторской простоты и надежности системы;
- снижение до минимума влияния системы охлаждения на уровень и стабильность величины осевых сил.

Основные пути по совершенствованию систем охлаждения – это снижение гидравлического сопротивления внутренних каналов лопаток и совершенствование внутренней гидравлики воздухоподводящих каналов.

Таким образом, организация и изыскание рациональных способов подачи воздуха от элементов статора в лопатки рабочих колес турбины является одним из основных способов по совершенствованию системы охлаждения.

Существуют различные варианты подачи охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам (РЛ) турбины.

Один из них - вариант передачи воздуха от элементов статора к ротору турбины, осуществляемый за счет применения аппарата спутной закрутки (АЗ) и напорного кольца, размещенного на внутренней части статора турбины (рис. 1).

Особенность данной системы охлаждения турбины заключается в том, что тракт подачи охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбины выполнен без лабиринтных уплотнений в зоне высоких окружных скоростей между статором и ротором турбины, поэтому давление за аппаратом закрутки подачи охладителя к РЛ турбины практически равно давлению в зазоре между сопловым аппаратом (СА) и рабочим колесом ТВД.

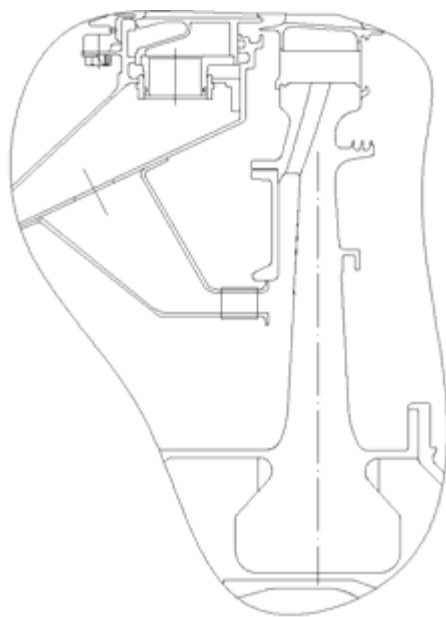


Рис. 1. «Безнаддувная» схема подачи охладителя

Применение, так называемой «безнаддувной» схемы подачи охладителя позволяет упростить конструкцию и повысить надежность работы узла турбины за счет исключения из конструкции высокоскоростных воздушных лабиринтных уплотнений между статором и ротором ТВД.

Данная схема подачи охладителя к РЛ турбины успешно используется на всех двигателях семейства АЛ.

С целью получения оптимальных характеристик охлаждающего воздуха поступающего в рабочие лопатки, было исследовано несколько типов АЗ в сочетании с рядом приемных устройств размещенных на рабочем колесе. Эти исследования проводились в ОКБ им. А.Люльки с использованием исследовательской установки «Ротор-1».

В результате проведенных исследований был получен необходимый объем экспериментальных характеристик схемы подачи воздуха, позволяющий производить подбор системы транспортировки воздуха применительно к любой газовой турбине (рис. 2).

Результаты этих испытаний положены в основу расчета коэффициента потерь в безлопаточном диффузоре $\sigma_{блд}$ который, по сути, является отношением степени повышения давления в безлопаточном диффузоре, полученной в ходе эксперимента, к степени повышения давления в безлопаточном диффузоре, полученной расчетным путём (рис. 3).

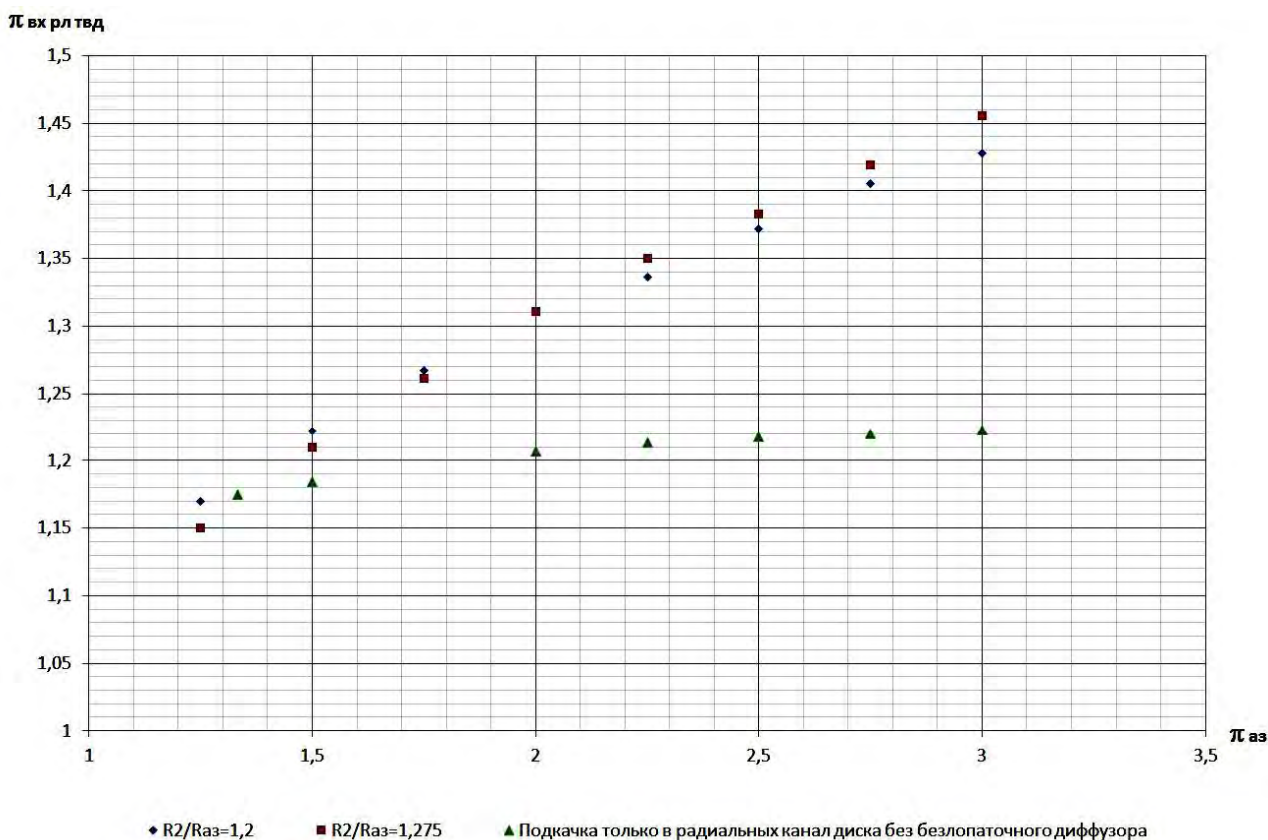


Рис. 2. Результаты исследований эффективности системы подачи охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам

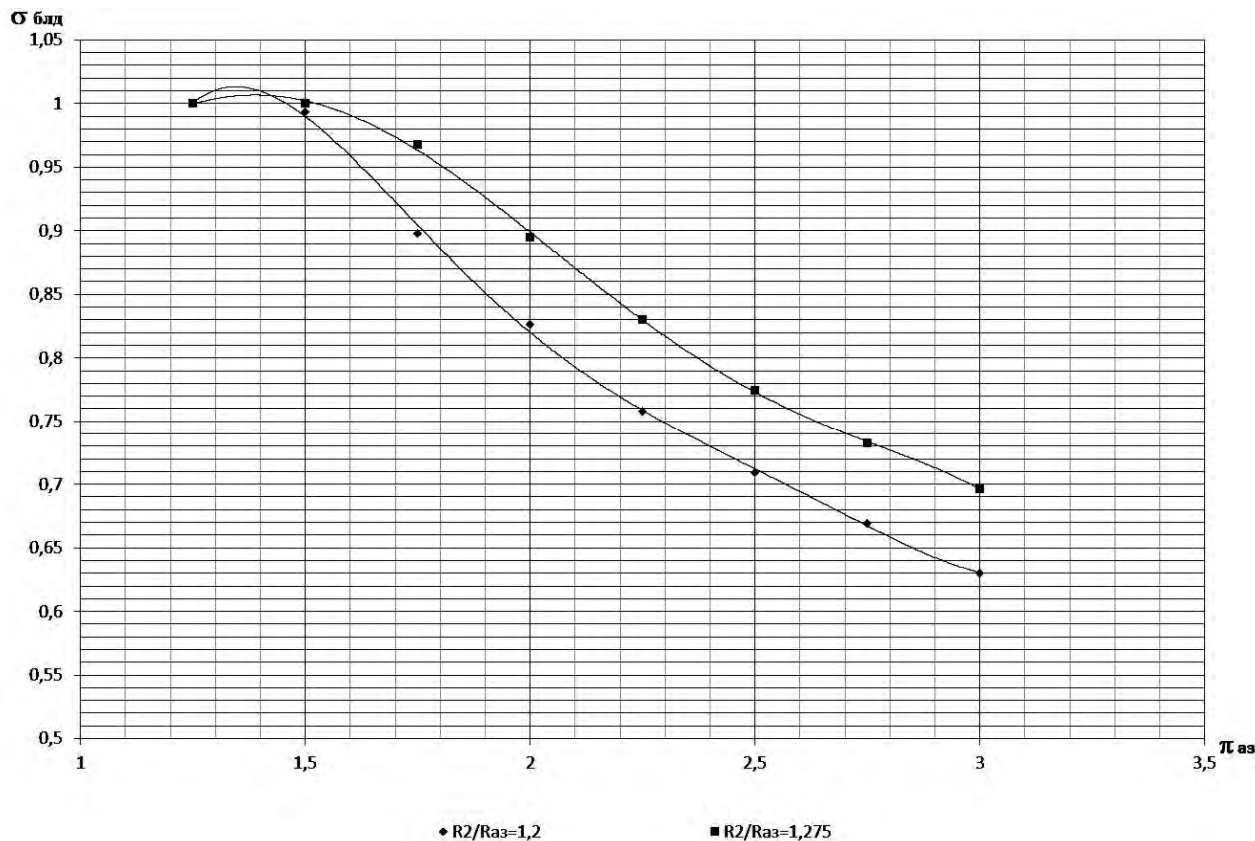


Рис. 3. Коэффициент потерь в безлопаточном диффузоре

Следует отметить, что охлаждающий воздух подаётся к диску турбины предварительно закрученным в сторону вращения диска в аппарате закрутки. АЗ в системе охлаждения турбины выполняет функции «дозировочного» устройства, обеспечивающего требуемые расходы в РЛ. Пропускная способность через РЛ турбины определяется суммарным расходом воздуха через АЗ. АЗ располагается на определенном радиусе $R_{аз}$ в зазоре между сопловым аппаратом и рабочим колесом турбины по направлению вращения диска турбины с целью обеспечения минимальной величины относительной скорости при входе воздуха в крепление напорного кольца к диску турбины.

Степень повышения давления воздуха при торможении его в безлопаточном диффузоре по данным экспериментальных исследований в большей степени зависит от величины реальной скорости потока воздуха на входе в диффузор, т.е. от потерь скорости в соплах АЗ $\varphi_{аз}$. В современных двигателях применяют АЗ с коэффициентом скорости $\varphi_{аз} = 0,92 - 0,95$.

Также эксперименты показали, что для сохранения оптимальных условий подвода воздуха к РЛ турбины торможение в безлопаточном диффузоре следует осуществлять до момента равенства $C_u(R) = U(R)$. Таким образом, окружная составляющая абсолютной скорости на выходе из безлопаточного диффузора должна быть равна окружной скорости диска,

чтобы воздух вошел в радиальные каналы диска с минимальными потерями.

Очень часто, в начале проектирования системы подвода охладителя к РЛ турбины для обеспечения расхода охлаждающего воздуха и давления на входе в РЛ турбины, обеспечивающие требуемое температурное состояние рабочих лопаток, необходимо знать методику проектировочного расчёта системы подвода.

Первоначально определяются величины перепада на АЗ и приведенная скорость истечения воздуха $\lambda_{аз_ид}$, которая затем корректируется коэффициентом потерь в АЗ $\varphi_{аз}$. Зная полную температуру на входе в АЗ и $\lambda_{аз_действ}$, находим абсолютную скорость истечения воздуха из АЗ по формуле:

$$C_1 = \lambda_{аз_действ} \cdot a_{кр}$$

и окружную составляющую абсолютной скорости на выходе из АЗ:

$$C_{1U} = C_1 \cdot \cos \alpha_1$$

С учетом известной $\lambda_{аз_действ}$, по газодинамическим функциям находим $\pi(\lambda_{аз_действ})$ и $\tau(\lambda_{аз_действ})$, далее находим C_{2U} при входе в отверстия крепления напорного кольца к диску турбины из зависимости $C_U R = const$.

После получения приведенной скорости на выходе из безлопаточного диффузора по газодинамическим функциям находим $\pi(\lambda_2)$ и $\tau(\lambda_2)$. Находим статическую температуру на выходе из безлопаточного диффузора по формуле:

$$T_1 = T_{вх_аз}^* \cdot \tau(\lambda_{аз_действ})$$

и идеальную степень сжатия:

$$\pi_{блд_ид} = \frac{\pi(\lambda_2)}{\pi(\lambda_{аз_действ})}$$

Далее с учетом полученного эмпирически коэффициента сопротивления $\sigma_{блд}$ (рис. 3) получаем действительную степень сжатия $\pi_{блд_действ}$ и статическое давление на выходе из безлопаточного диффузора:

$$P_2 = P_{2W}^* = P_{вых_аз} \cdot \pi_{блд_действ}$$

После этого производится расчет центробежной подкачки (ЦБП) в отверстиях обода диска путем нахождения подогрева и степени повышения давления от действия центробежных сил. Полное давление в относительном движении в конце участка ЦБП составит:

$$P_{3W}^* = \pi_{цб} \cdot P_{2W}^*$$

При этом температура воздуха в конце ЦБП будет определяться по формуле:

$$T_{3W}^* = T_{2W}^* + \Delta T_{цб}.$$

Таким образом, получаем основные граничные данные по охлаждающему воздуху на входе в РЛ турбины на заданном режиме для ее дальнейшего расчета теплового состояния.

Начальными данными для проектировочного расчёта являются:

1. Полное давление на входе в АЗ, $P_{вх_аз}^*$
2. Статическое давление на срезе АЗ, $P_{вых_аз}$
3. Полная температура на входе в АЗ, $T_{вх_аз}^*$
4. Геометрические данные по АЗ, $(R_{аз}, \alpha_{аз}, F_{аз})$
5. Коэффициент скорости, $\varphi_{аз}$
6. Угловая скорость диска, ω

ТЕРМОСТОЙКОЕ НЕОРГАНИЧЕСКОЕ КОМПОЗИЦИОННОЕ ПОКРЫТИЕ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ОТ КОРРОЗИИ ВАЛОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С. А. Демин, С. В. Балахонов, О. Г. Кириллова, С. С. Виноградов
ФГУП «Всероссийский институт авиационных материалов», г. Москва

В настоящее время проблема защиты от коррозии стальных конструкций и функциональных узлов из сплавов цветных металлов до сих пор остается крайне актуальной. Для решения данной задачи существует ряд методов, одним из которых является нанесение защитного покрытия.

В настоящей работе в качестве защитного исследуется композиционное покрытие на основе неорганического фосфатного связующего и алюминиевого порошкового наполнителя.

Основной целью работы является исследование влияния нанесённых покрытий на физико-механические свойства углеродистых сталей, в т. ч. высокопрочных.

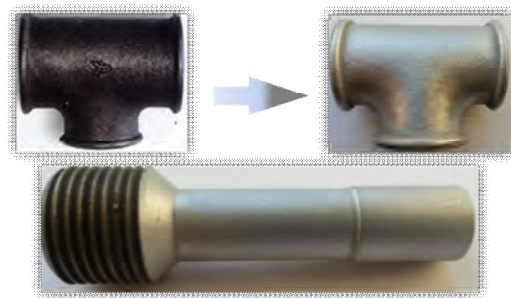


Рис. 1. Детали с нанесённым защитным композиционным покрытием

Установлено, что покрытие способно эффективно защищать стальные образцы без проявления коррозии стали на протяжении более 3500 ч испытаний в КСТ.

Неорганическое композиционное покрытие сохраняет высокую защитную способность при высоких температурах (вплоть до 460 °С) эксплуатации и выдерживает кратковременный нагрев до 800 °С.

Испытания на многоцикловую усталость и длительную прочность показали, что покрытие не ухудшает механические свойства углеродистых сталей, в том числе высокопрочных. Композиционное покрытие является ремонтпригодным, повреждённое покрытие можно восстановить или нанести повторно в полевых условиях без снижения уровня механических и защитных свойств.

Полученные результаты комплексных исследований позволяют использовать разработанное покрытие на особо ответственных деталях, например для защиты от коррозии вала компрессора двигателя ПД-14, изготовленного из высокопрочной мартенситостареющей стали ВКС-170-ИД с прочностью свыше 1570 МПа.

Была проведена серия экспериментов, которая позволила снизить температуру отверждения фосфатного композиционного покрытия ниже 120 °С, что позволяет наносить данное покрытие без использования сложного оборудования не только на стальные детали, но и на детали из алюминиевых сплавов: предварительные испытания показали высокий уровень защитной способности композиционного фосфатного покрытия – не менее 3000 ч в КСТ.

Образцы с неорганическим композиционным покрытием были диагностированы набором методов испытаний: оптическая микроскопия и РЭМ, коррозионные испытания в КСТ, испытания на адгезию, электрохимические испытания (потенциал от времени, потенциодинамические испытания).

УДК 669.17

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЛИТЬЯ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ УСАДОЧНОЙ ПОРИСТОСТИ В ОТЛИВКАХ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

А. В. Голубенцев, аспирант

Научный руководитель: А. А. Шатульский, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Как известно, в процессе эксплуатации рабочих лопаток ГТУ изготавливаемых из жаропрочного сплава ЧС88У-ВИ, на поверхностях пера, хвостовиков и бандажных полок возникают высокие вибрационные напряжения, под воздействием которых происходит их усталостное разрушение. В тоже время в замковых частях (на ножке, торце и елочном замке) лопаток при ЛЮМ-контроле обнаруживались недопустимые по ТУ свечения люминофора в виде скопления ярких «точек» и «штрихов» (рисунок 1). Это говорит о наличии в теле отливки дефектов литейного происхождения (усадочных и газовых раковин, рыхлот, трещин, спаев, оксидных плен, засоров), расположенных как внутри лопаток, так и имеющих выход на поверхность, которые служат концентраторами напряжений, провоцирующих образование трещин, что и приводит к снижению усталостных характеристик отливок.

Данное обстоятельство потребовало проведения исследований, направленных на установление причин образования подобных дефектов, и разработку мероприятий, обеспечивающих повышения качества отливок.

Для проведения исследования были отобраны рабочие лопатки из сплава ЧС88У-ВИ в количестве четырнадцати штук.

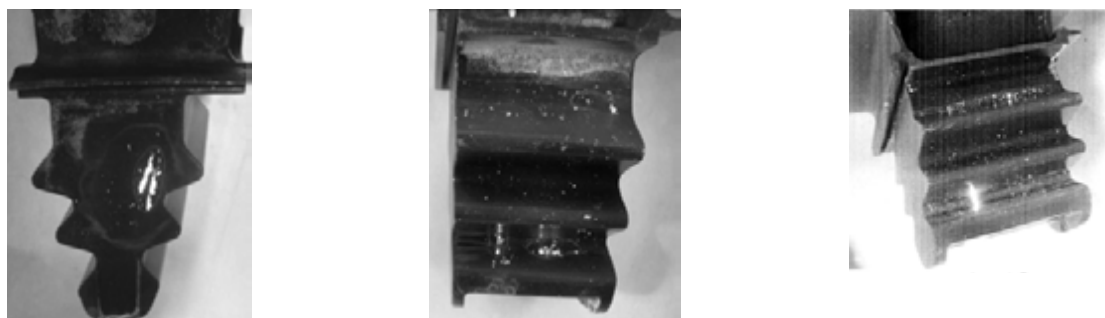


Рис. 1. Характерные свечения на замках забракованных лопаток при ЛЮМ-контроле

Отливка блоков лопаток производилась на вакуумной плавильно-заливочной установке УППФ-3М без печи подогрева по следующим технологическим параметрам: Прокаливание форм в течение 6 часов при температуре $(1000+50)^{\circ}\text{C}$; Время до заливки не более 5 минут; Температура разгона плены $(1600+20)^{\circ}\text{C}$; Время разгона плены не менее 2 - 2,5 минут (до полного разгона плены); Температура расплава при заливке форм $(1540+20)^{\circ}\text{C}$;

С целью выявления внутренних литейных дефектов, замки всех лопаток были разрезаны на фрагменты, которые подвергались ЛЮМ1-ОВ контролю. В местах обнаруженных свечений при ЛЮМ-контроле были приготовлены поперечные микрошлифы для установления характера дефектов.

В результате в каждом из сечений лопатки были выявлены скопления точечных свечений люминофора (рисунок 2). Данный факт свидетельствует о том, что дефекты имеют сквозной характер, то есть распространяются на всю толщину замков лопаток.

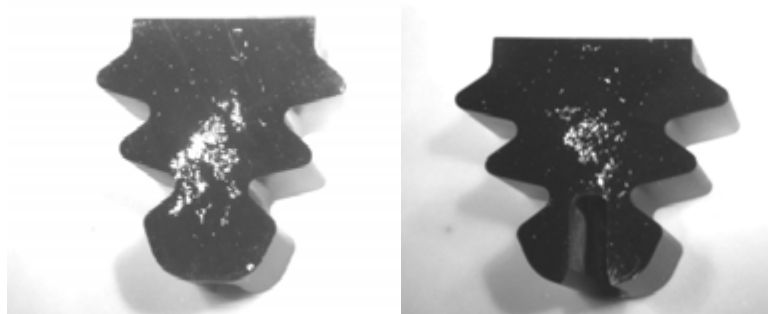
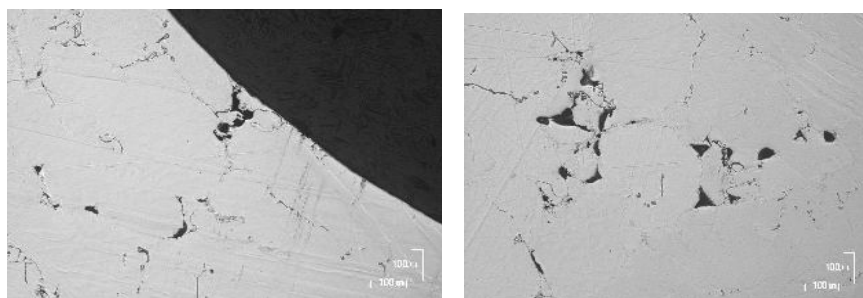


Рис. 2 Результаты Люм-контроля замков Лопаток

Металлографическим анализом было установлено, что литейные дефекты на замках лопаток представляют собой усадочную пористость и рыхлоту. Характерный вид литейных дефектов в микроструктуре замков лопаток приведен на рисунке 3.



увеличение x 100

Рис. 3 Вид характерных литейных дефектов в микроструктуре материала замков лопаток

Как известно усадочная пористость представляет собой мелкие полости, расположенные между дендритами сплава, образующиеся в процессе формирования отливки вследствие объемных изменений сплава (усадки). Все методы предотвращения возникновения усадочных дефектов сводятся к созданию таких условий затвердевания, при которых недостаток жидкого металла в кристаллизирующейся отливке или в отдельных ее узлах восполняется путем подвода к кристаллизирующемуся объему жидкого металла вплоть до окончания процесса кристаллизации. Кристаллизирующийся слой отливки должен быть в контакте с жидким металлом и, следовательно, длительность полного затвердевания прибыли должна превышать длительность затвердевания питаемого узла отливки.

Математически это условие можно выразить в следующем виде:

$$\tau_{пр} / \tau_{отл} > 1, \quad (1)$$

где $\tau_{пр}$ – продолжительность затвердевания прибыли; $\tau_{отл}$ – продолжительность затвердевания отливки.

Используя известную связь между продолжительностью затвердевания, толщиной твердой корочки металла и константой затвердевания можно записать

$$\tau_{пр} = (R_{пр} / K_{пр})^2; \tau_{отл} = (R_{отл} / K_{отл})^2 \quad (2)$$

тогда выражение приобретает вид

$$\left(\frac{R_{пр} K_{отл}}{R_{отл} K_{пр}} \right) \gg 1 \quad (3)$$

где $R_{пр}, R_{отл}$ - приведенные размеры прибыли и отливки; $K_{пр}, K_{отл}$ - константы затвердевания прибыли и отливки.

Из выражения (3) следует, что можно не увеличивая размеры прибыли, обеспечить более позднее затвердевание прибыли по сравнению с отливкой, если $K_{пр}$ будет меньше $K_{отл}$. Таким образом, необходимо поддерживать положительный температурный градиент в системе прибыль-отливка в течение всего периода затвердевания.

При изготовлении отливок рабочих лопаток в производственных условиях для поддержания металла в прибыли в жидком состоянии, и положительного температурного градиента в системе прибыль-отливка в течение всего периода затвердевания используется обмотка (теплоизоляция) блоков керамическим войлоком. Схема существующей обмотки представлена на рисунке 4,а. Однако, как показали вышеприведенные результаты металлографических исследований, существующая схема обмотки блоков не обеспечивает удовлетворительное металлургическое качество отливок рабочих лопаток. Причиной отклонений отливок по усадочным дефектам

является подстуживание форм в процессе заливки и затвердевания лопаток из-за недостаточной теплоизоляции блоков керамическим войлоком. Для повышения эффективности утепления было предложено увеличить количество слоев обмотки блоков керамическим войлоком в два раза. Таким образом, количество слоев керамического войлока составило: на литниковой воронке восемь слоев, и один слой на пере. Усовершенствованная схема обмотки блоков керамическим войлоком представлена на рис. 4,б.

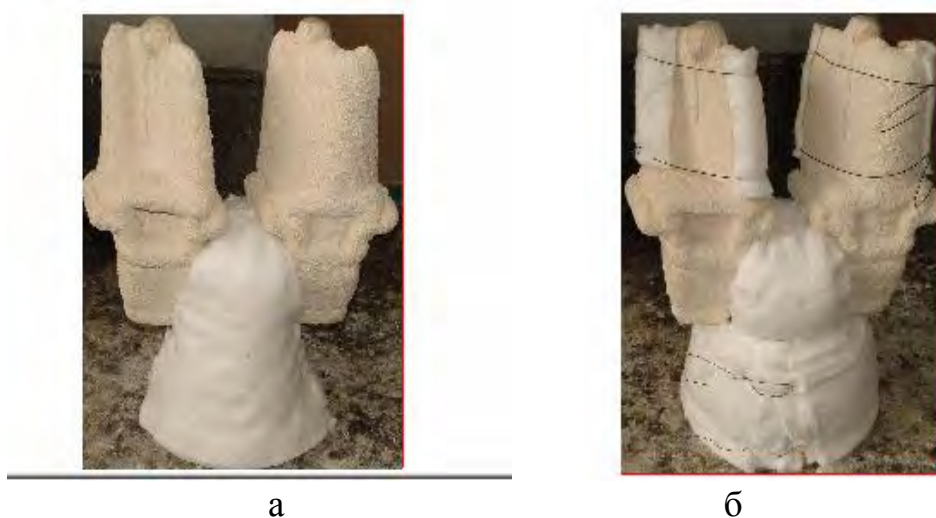


Рис. 4. Существующая (а) и измененная (б) схемы обмотки блоков керамическим волоком

Проведенные исследования опытных лопаток, отлитых с применением усовершенствованной схемой обмотки блоков подтвердили повышение металлургического качества отливок. Так при ЛЮМ1-ОВ контроле на замках лопаток выявлены лишь единичные, разрозненные точечные свечения люминофора, не являющиеся браковочным признаком (рис. 5).

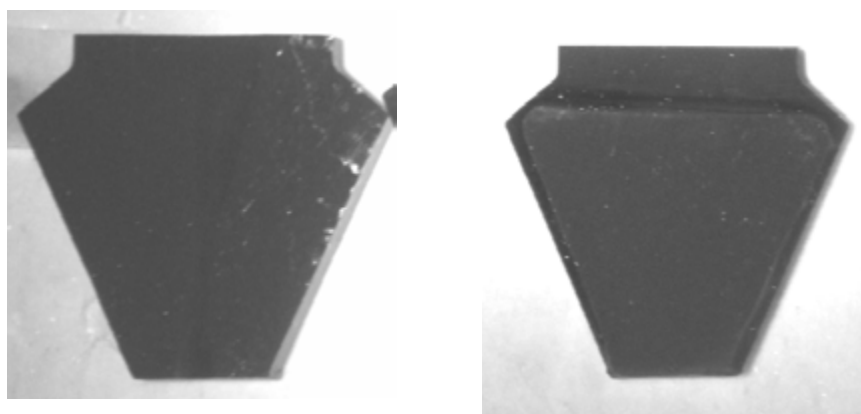


Рис.5. Вид фрагментов замков опытных лопаток при контроле ЛЮМ1-ОВ

Выводы:

- в результате проведенных исследований установлено, что для крупногабаритных рабочих лопаток из жаропрочных сплавов утепление литейных форм теплоизолирующим керамическим войлоком является эф-

фективным способом предотвращения усадочной пористости;

- разработана технология изготовления литейной формы с утеплителем.

УДК 678.067.5

ИЗУЧЕНИЕ РЕОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ САЖЕНАПОЛНЕННЫХ ЭПОКСИДНЫХ КОМПОЗИЦИЙ

И. М. Ибатуллин, студент

Научный руководитель: А. Ф. Магсумова, канд. техн. наук, доцент
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический
университет имени А.Н.Туполева»

Одной из сфер применения углеродных саж в технологии производства лакокрасочных, строительных материалов, синтетических волокон, парфюмерной промышленности является необходимость достижения интенсивного черного цвета изделий. Кроме того их введение позволяет обеспечить устойчивость материалов к действию ультрафиолетового излучения, замедляя при этом процесс старения, однако сажа сильно повышает вязкость композиций.

Целью данной работы было достижение эффекта окрашивания эпоксидных связующих в интенсивный черный цвет путем введения в их состав технического углерода (сажи) с незначительным повышением вязкости композиций. В качестве наполнителей были выбраны следующие марки саж, отличающиеся способами получения, активностью, показателем дисперсности и структурности: канальный (диффузионный) технический углерод марки К354 (гранулированный); печной техуглерод - П234, П701, П514 (гранулированный); термический техуглерод – Т900 (негранулированный) (ГОСТ 7885-86). Степень наполнения эпоксидных составов техуглеродом варьировалась от 0,5 до 5%. Основой для наполнения являлись низковязкие эпоксидные смолы отечественного производства - ЭД-22.

Реологические свойства саженаполненных эпоксидных композиций при разных температурах изучали на ротационном динамическом реометре «Reostress» 6000 фирмы Haake при различных скоростях сдвига. Изменение плотности дисперснонаполненных эпоксидных составов определя-

ли пикнометрическим методом. Оптические свойства композиций изучали по изменению показателя преломления в результате наполнения на рефрактометре ИРФ-22.

Проанализировано влияние дисперсности, показателей структурности частиц техуглерода различных марок, степени наполнения на реологию, плотность и оптические свойства саженаполненных эпоксидных связующих.

УДК 621.438

К ВОПРОСУ ВЫБОРА СПОСОБА СНИЖЕНИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ ВТОРИЧНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ТУРБИННЫХ РЕШЕТКАХ

В. В. Вятков, канд. техн. наук, А. Е. Ремизов, д-р техн. наук
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Одной из приоритетных задач развития отечественного двигателестроения на грядущее десятилетие является создание способов повышения газодинамической эффективности лопаточных машин. В частности поставлена задача обеспечения политропического КПД ступени турбины на уровне 0,93. Решение этой задачи усложняется уменьшением высоты проточной части турбин (особенно турбины высокого давления) из-за увеличения параметров рабочего процесса двигателей.

Уменьшение размера лопаток приводит к значительным трудностям получения требуемых высоких значений КПД лопаточных машин из – за трех основных факторов:

1. доминирующей роли вторичных вихрей и сугубо трехмерного характера течения в лопаточных венцах
2. увеличения влияния радиального зазора между лопатками ротора и статором.
3. дополнительными потерями, обусловленными применением открытого воздушного охлаждения.

Все три фактора напрямую являются следствием наличия в межлопаточном канале так называемых вторичных течений, т.е. струек тока, направление вектора скорости в которых не совпадает с направлением основного потока в решетках. Снижение интенсивности вторичных течений

является практически единственным способом повышения аэродинамической эффективности лопаточных венцов современных турбин.

Для снижения негативного влияния вторичных течений разработано достаточное количество способов, однако на сегодняшний день нет четких практических рекомендаций по их применению. Работы ведутся применительно к каждой конкретной решетке, поэтому существует задача поиска универсальной методики проектирования лопаточного венца с уменьшенной интенсивностью вторичных течений.

Из всего многообразия способов управления вторичными течениями, исследовавшимися за последние десятилетия, следует признать перспективными следующие:

- специальное профилирование лопаток;
- несимметричное профилирование торцевых поверхностей;
- использование открытой системы охлаждения;
- управление входным пограничным слоем.

По результатам исследования аэродинамических характеристик решеток [1] в качестве критерия выбора способа управления потоком следует выбирать отношение геометрической высоты решетки h к расчетной высоте, при которой происходит смыкание вторичных вихрей в межлопаточном канале – h_s . Методика расчета величины h_s изложена в работе [1]. Лопатки следует классифицировать по типу аэродинамической характеристики решетки (распределение потерь и углов по высоте). Все решетки можно разделить на три группы:

1) Аэродинамически длинные лопатки $h/h_s > 1$. Аэродинамическая характеристика такой решетки имеет классический вид [1]. Влияние вторичных течений проявляется только вблизи торцевых поверхностей при четко выраженном ядре потока.

2) Лопатки со смыканием вихрей $0,6 < h/h_s < 1$. Вторичные вихри, образовавшиеся на противоположных торцевых поверхностях начинают активно взаимодействовать между собой. При этом качественно меняется распределение потерь и углов выхода потока по всей высоте решетки [1].

3) Аэродинамически короткие лопатки $h/h_s < 0,6$. В такой решетке невозможно отделить вторичные течения от основного потока. Имеются высокие потери энергии по всему межлопаточному каналу.

Исходя из типа решетки, следует применять способ управления потоком. Для аэродинамически длинных решеток целесообразно применить оптимизацию профиля лопатки и меридиональное профилирование торцевых поверхностей. Как показывают исследования [2], положительный результат может быть получен при использовании в качестве образующей

поверхности лемнискаты Бернулли. Положительный эффект наблюдается как в лопатках с поджатием проточной части (часто используется на первых ступенях турбин), так и с раскрытием.

Для лопаток со смыканием вихрей необходимо воздействовать на весь межлопаточный канал, применяя несимметричное профилирование торцевых поверхностей. Этот подход широко используется ведущими двигателестроительными фирмами и уже находит практическое применение на перспективных газогенераторах [3]. В качестве примера можно привести результаты построения несимметричных торцевых поверхностей соплового аппарата, полученные в результате однокритериальной оптимизации по потерям кинетической энергии [4]. Применение оптимизированной несимметричной торцевой поверхности приводит снижению вторичных потерь на 1-3 % и, кроме того, выравнивает распределение параметров потока за сопловым аппаратом, что благоприятно сказывается на течении в рабочем колесе. Аэродинамическая эффективность такого подхода подтверждена продувками экспериментальных моделей [5].

В аэродинамически коротких лопатках изменение межлопаточного канала уже не дает значительного выигрыша в потерях, поэтому единственно целесообразным является воздействие на входной пограничный слой. Однако мероприятия по этому воздействию для современной высокотемпературной газовой турбины являются неприемлемыми, поэтому при проектировании двигателя следует избегать таких лопаток.

Возможность использования системы охлаждения для управления потоком доказана результатами экспериментального и численного исследования выдува охладителя на корытце профиля [6]. Выбор места и параметров выдува охладителя может улучшить аэродинамические характеристики сопловых аппаратов, что нельзя не учитывать при проектировании охлаждаемой ступени турбины с современными параметрами.

Для рабочего колеса представляется перспективным подходом является несимметричное профилирование втулки. Задачу поиска оптимальной поверхности следует искать обязательно с учетом профилирования соплового аппарата в рамках совместной задачи. При этом в качестве критерия оптимизации следует принимать уже не коэффициент потерь энергии в лопаточном венце, а коэффициент полезного действия ступени.

Помимо вторичных вихрей в рабочем колесе проблема повышения газодинамической эффективности связана с утечками через радиальный зазор [7,8]. Проблеме снижения потерь в радиальном зазоре посвящено достаточно большое количество работ. Однако из-за отсутствия бандажных полок на рабочих лопатках турбины высокого давления (что обуслов-

лено температурой газа и большими изгибающими напряжениями в полках, характерными для высоких окружных скоростей), традиционные методы уплотнения радиальных зазоров в условиях одноступенчатой турбины оказываются неприемлемыми. В связи с этим перспективным становится снижение потерь энергии путем вытеснения из зазора высокоэнтальпийного газа низкоэнтальпийным воздухом, отбираемым из компрессора двигателя. Эта идея выглядит более привлекательной для одноступенчатой турбины, так как ее высокая газодинамическая нагруженность позволяет использовать для управления течением в радиальном зазоре воздух, отбираемый из промежуточной ступени компрессора. Это приведет не только к уменьшению потерь на рабочем режиме ступени, но и к улучшению теплового состояния корпуса турбины.

Необходимо отметить, что проектирование современной высокотемпературной газовой турбины многогранная и сложная задача. Получение высокого КПД такой турбины невозможно без специальных конструктивных мероприятий, обеспечивающих снижение интенсивности вторичных течений.

Библиографический список

1. Богомолов Е.Н. Газодинамика лопаточных венцов и переходных каналов турбин современных ГТД./ Е.Н. Богомолов, В.В. Вятков, А.Е.Ремизов. – Москва: РАН, 2012. – 168 с.: ил.
2. Вятков В.В., Ковалев С.А. Экспериментальное исследование влияния формы меридионального поджатия проточной части на аэродинамическую эффективность соловых аппаратов газовых турбин // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева. – Рыбинск, 2012. – № 1(22), С. 50 – 53.
3. Nagel, Marc G. Optimization of Three Dimensionally Designed Turbine Blades and Side Walls / Marc G. Nagel, Leonhard Fottner, Ralf-D. Baier // ISABE, 2001. – 1058.
4. Вятков В.В., Карелин Д.В., Ковалев С.А. Томилина Т.В. Разработка конструктивных мероприятий, обеспечивающих снижение вторичных потерь в венцах газовой турбины // Омский научный вестник. Серия приборы, машины и технологии, Омск. – 2012. – № 2(110). – С. 157 – 160.
5. Вятков В.В., Ковалев С.А., Седов М.П. Метод проектирования торцевых поверхностей сопловых аппаратов газовых турбин // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева. – Рыбинск, 2012. – № 1(22), С. 50 – 53.
6. Вятков В.В. Ковалева Н.Н., Тошаков А.М. Исследование влияния выдува на корытце профиля на аэродинамическую эффективность сопло-

вых аппаратов газовых турбин // *Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии* №1 (285) 2011 С 25-30.

7. Богомолов Е.Н., Вятков В.В., Яковлева С.Ю. О газодинамической эффективности струйного воздушного наддува радиального зазора одноступенчатой турбины высокого давления ТРДД // *Омский научный вестник. Серия приборы, машины и технологии*, №3 (133) 2014 С 157- 161.

8. Вятков В.В. Яковлева С.Ю. Численное исследование вторичных течений в области радиального зазора рабочего колеса газовой турбины // *Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева* № 3(30) 2014 г. С. 9-13.

УДК 621.763:669.295

СВС-КЕРАМИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ НА ОСНОВЕ ДВОЙНЫХ КАРБИДОВ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ В ТЕХНОЛОГИИ ЭЛЕКТРОИСКРОВОГО УПРОЧНЕНИЯ

О. С. Манакова, инженер; В. В. Курбаткина, канд. техн. наук, в.н.с., доцент; Е. А. Левашов, д-р техн. наук, профессор, зав. кафедры, директор НУЦ СВС; А. Е. Кудряшов, канд. техн. наук, в.н.с.

ФГАОУ ВПО «Национальный исследовательский технологический университет «МИСиС»

Композиционные материалы и покрытия из них перспективны для использования в авиационном машиностроении, металлургии и других отраслях промышленности, благодаря высокой жаростойкости, износостойкости. Особый интерес в качестве электродов представляют дисперсионно-твердеющие керамические материалы с эффектом одновременного упрочнения карбидных зерен и металлической связки за счет выделения нанодисперсных избыточных фаз в пересыщенных твердых растворах. Жаростойкая связка позволяет не только повысить эрозионную способность электродов, тем самым улучшив массоперенос при легировании, но и получить многофункциональные покрытия с высокими прочностными характеристиками за счет активного взаимодействия с подложкой.

Изучено влияние металлической связки на фазо- и структурообразование продуктов синтеза в волне горения СВС систем Ti-Zr-C и Ti-Nb-C, а также на их структуру и свойства. Показано, что продукты синтеза являются многофазными. В системе Ti-Zr-C при концентрации Zr < 11 %

продукт горения двухфазный: $(\text{Ti},\text{Zr})\text{C}$ и интерметаллидная связка. При $\text{Zr} > 11\%$, наряду со связкой, образуются две карбидные фазы $(\text{Ti},\text{Zr})\text{C}$ и $(\text{Zr},\text{Ti})\text{C}$. Состав интерметаллидных фаз зависит от количества металлической связки в шихте. При 5% связки, состав интерметаллида описывается формулой $(\text{Ni},\text{Co})(\text{Ti},\text{Zr})_2$, что соответствует твердому раствору на основе фазы Лавеса NiTi_2 , а при $20\text{--}30\%$ связки – соединению $\text{Ti}(\text{Ni},\text{Co})$. После отжига за счет распада пересыщенного твердого раствора карбида $(\text{Ti},\text{Zr})\text{C}$ и диффузии избытка титана и циркония в связку увеличивается количество $(\text{Zr},\text{Ti})\text{C}$ и интерметаллидных фаз. В образцах с содержанием $\text{Zr} > 22\%$ после термообработки изменяется фазовый состав связки: помимо фазы $\text{Ti}(\text{Ni},\text{Co})$, в небольшом количестве выделяется интерметаллид ZrCo_2 размером менее $0,1\ \mu\text{м}$.

В системе Ti-Nb-C со связкой фазо- и структурообразование также проходят в несколько стадий: образование зерен $(\text{Ti},\text{Nb})\text{C}$ в волне горения, в зоне догорания рост карбидных зерен, формирование внутри них градиента концентраций Ti и Nb и кристаллизация связки. В отличие от сплавов этой системы без связки, выделение избыточного β -раствора (Ti,Nb) наблюдается только при малом содержании связки (5%). В процессе отжига происходит выделение избыточного Nb из карбидной фазы и его взаимодействие со связкой с образованием наноразмерных фаз NbCo_2 , Ni_3NbAl и Ni_2NbAl в материале с 30% связки (рисунок 1 а). Также в этом сплаве образуется «кольцевая» структура карбидных фаз с обогащенной Ti центральной частью и Nb – на периферии зерна (рисунок 1 б).

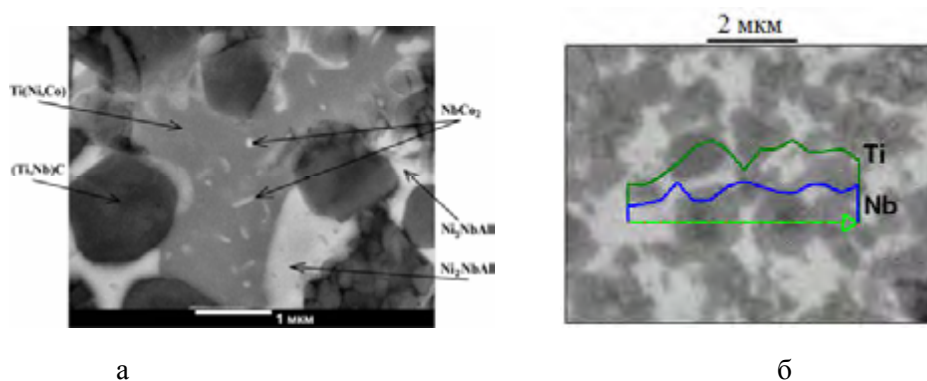


Рис. 1. Микроструктура сплава системы Ti-Nb-C со связкой после отжига:
а – наноразмерные выделения в связке; б - распределение Nb и Ti в карбидном зерне

Структура синтезированных сплавов системы Ti-Zr-C со связкой представляет собой зерна сложных карбидов $(\text{Ti},\text{Zr})\text{C}$ и $(\text{Zr},\text{Ti})\text{C}$ (в сплавах с $\text{Zr} > 11\%$), окруженные интерметаллидной связкой. Размер карбидных зерен уменьшается от $3,5\ \mu\text{м}$ до $1,0\ \mu\text{м}$ с увеличением количества связки от 5 до 30% . Толщина прослойки связки возрастает с $0,2\ \mu\text{м}$ до $4,0\ \mu\text{м}$.

Сплавы Ti–Nb–C состоят из зерен карбида (Ti,Nb)C, окруженных прослойкой связки. С ростом содержания связки от 5 до 30 % размер зерен уменьшается с 13,2 мкм до 1,0 мкм, а толщина прослойки – с 5,3 мкм до 1,0 мкм. Наличие связки способствует значительному снижению остаточной пористости компактных продуктов синтеза с 11% до 1,0 % и повышению механических свойств и жаростойкости.

Дисперсионно-твердеющие керамические материалы систем Ti–Zr–C и Ti–Nb–C могут быть рекомендованы в качестве электродов для электроискрового нанесения жаро- и износостойких покрытий на сталь, никелевые и титановые сплавы.

Полученные покрытия характеризуются высокой сплошностью до 100 %, толщиной 10-18 мкм и микротвердостью до 12 ГПа. Электроискровая обработка способствует увеличению износостойкости, жаростойкости и, в конечном счете, росту срока службы ответственных деталей, узлов и инструмента.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по программе повышения конкурентоспособности НИТУ «МИСиС» среди ведущих мировых научно-образовательных центров на 2013-2020 г.г. (проект No. К2-2014-012).

УДК 621.45.03

РАЗРАБОТКА БАЗ ДАННЫХ И ЭКСПЕРТНЫХ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД и ГТУ

К. В. Маркина, аспирант

Научные руководители: Д. А. Ахмедзянов, д-р техн. наук, профессор;

А. Е. Кишалов, канд. техн. наук, доцент

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный
технический университет»

Проектирование авиационных двигателей (АД) – это чрезвычайно трудоёмкая, сложная и творческая задача. Свойства и характеристики летательного аппарата во многом зависят от его энергетической установки. В настоящее время к энергетическим установкам предъявляются достаточно высокие и жёсткие требования, по основным параметрам и характе-

ристикам всего двигателя и его основных узлов, в том числе по надежности и отказоустойчивости. Также требуется высокая оптимизация характеристик отдельных элементов при работе всей системы на различных режимах работы и условиях эксплуатации. Высокая степень согласования отдельных элементов в составе АД возможна только в том случае, если ещё на стадии проектирования и выбора его конструктивной схемы решаются задачи прочностного анализа и выбора материала основных деталей и сборочных единиц проточной части [1].

Разработанная база данных (БД) и экспертная система (ЭС) позволяют выполнять термогазодинамические расчёты АД различных схем, создавать конструктивный облик его основных узлов, оценивать нагрузки, действующие на элементы проточной части двигателя и их температуры, выполнять приближенные прочностные расчёты [2, 3], осуществлять выбор материалов основных деталей и сборочных единиц АД.

Структура разработанной БД материалов узлов АД, содержит основную информацию о материалах (в том числе композиционных материалах для прочностного анализа (наименование материала, его химическая маркировка, рабочая температура, плотность, механические свойства: температура испытания, модуль упругости, предел текучести, предел прочности, технологические свойства, применяемость). ЭС выполняет автоматизированный подбор материала, содержащийся в БД, по анализу нагрузок и теплового состояния основных элементов проточной части двигателя [4].

ЭС разработана на базе системы имитационного термогазодинамического моделирования АД DVIGw, созданной при помощи FrameWork SAMSTO [5]. ЭС состоит из структурных элементов (СЭ), которые представляют собой термогазодинамические имитационные модели основных узлов двигателя, СЭ для автоматизированного проектирования конструкции, прочностного анализа основных элементов газоздушного тракта двигателя и СЭ для выбора материалов. Топологическая модель современного ТРДДФсм с различными элементами ЭС для выбора материалов элементов проточной части двигателя представлена на рисунке.

СЭ ЭС соединены с соответствующими СЭ двигателя информационными потоками, по которым ЭС получает от СЭ двигателя термогазодинамические параметры потока на входе и выходе из узла, площади поперечных сечений и другие параметры. Некоторые элементы ЭС напрямую соединены с СЭ двигателя, другие элементы ЭС соединены со СЭ двигателя через элементы прочностного анализа. СЭ ЭС получают необходимую информацию от СЭ двигателя, анализируют и обрабатывают её. Затем СЭ ЭС обращаются к БД материалов, считывают строку из БД. Далее

ЭС назначает каждому материалу баллы. Баллы начисляются за рабочую температуру материала, за предел прочности, за плотность, за технологичность материала. Программа перебирает материалы из БД и формирует список из пяти материалов, набравших максимальное количество баллов [2]. Для материала, набравшего максимальное количество баллов, формируются рекомендации по различным вариантам мероприятий, повышающих устойчивость к воздействию среды, различные варианты обработки поверхности, различные варианты поверхностно-пластической деформации. Свойства каждого материала можно вывести на экран в процессе моделирования [3].

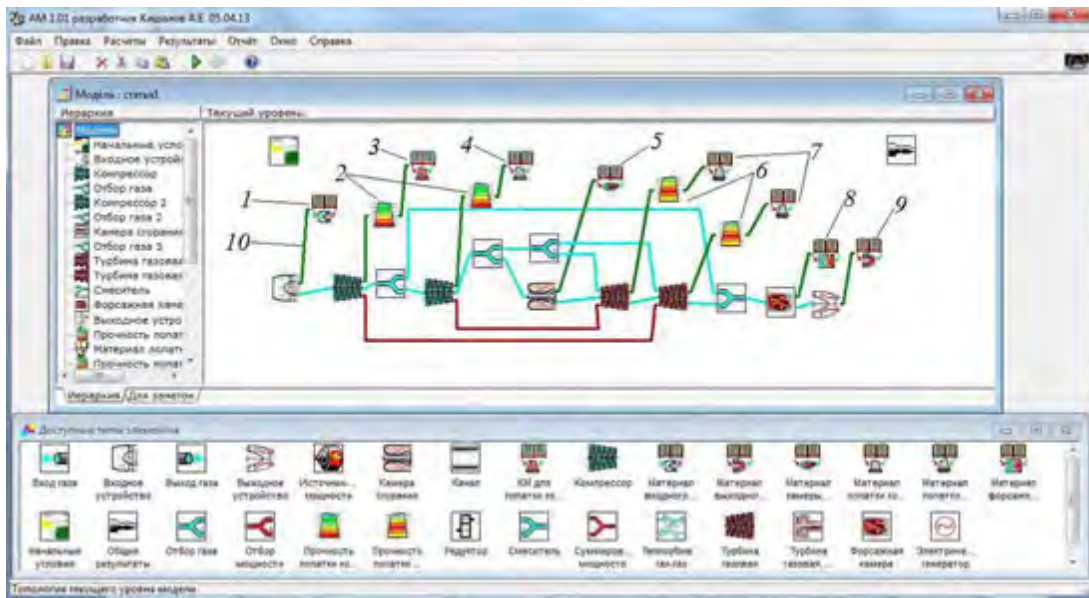


Рис. 1. Топологическая модель ТРДДФсм в ЭС для выбора материала, где 1 – СЭ для выбора материала входного устройства; 2 – СЭ для прочностного анализа рабочих лопаток компрессора; 3 – СЭ для выбора композитного материала для рабочих лопаток компрессора; 4 – СЭ для выбора материала рабочих лопаток компрессора; 5 – СЭ для выбора материала корпуса и жаровой трубы основной камеры сгорания; 6 – СЭ для прочностного анализа рабочих лопаток турбины; 7 – СЭ для выбора материала рабочих лопаток турбины; 8 – СЭ для выбора материала корпуса и теплозащитных экранов форсажной камеры; 9 – СЭ для выбора материалов выходного устройства; 10 – информационный поток между СЭ

При выборе материала для рабочих лопаток компрессора и турбины выполняется профилирование узла и расчёт статической прочности. Значения приведённых скоростей на входе и выходе из узла определяются исходя из площади сечений на входе и выходе из узлов моделируемых ТРДДФсм. При моделировании задавалось количество ступеней, выбирался закон профилирования проточной части и закон профилирования по высоте, близкий к использованным в моделируемых ТРДДФсм. При моделировании ЭС автоматически распределяет работы и КПД по ступеням,

определяет геометрические, термогазодинамические и кинематические параметры каждой ступени. При моделировании камеры сгорания и форсажной камеры, необходимо задавать коэффициент избытка воздуха в первичной зоне горения. При моделировании ЭС определяет температуру газа в первичной зоне, количество воздуха, идущего на охлаждение жаровой трубы, определяет температуры жаровой трубы и корпуса. Исходя из этого, анализирует возможность применения различных материалов и выдаёт рекомендации по применению покрытий и подготовке поверхности.

Для проверки работоспособности разработанной БД и ЭС произведены моделирования различных узлов современных серийно изготавливаемых АД и произведено сравнение результатов моделирования с реальной конструкцией [6]. Для проектирования ГТД способного работать не только в земных условиях, но и в определённых высотно-скоростных условиях, автоматизированное моделирование конструкции и подбор материалов для каждого узла необходимо производить как для взлётного, так и для полётных режимов [2].

Из анализа результатов моделирования лопаточных машин [6] отмечено, что материалы, использованные в конструкции ТРДДФсм, находятся в списке предлагаемых ЭС материалов. Относительная погрешность ЭС при автоматизированном проектировании узлов компрессора при расчёте внутреннего и наружного диаметров ступеней по сравнению с реальным конструктивным исполнением лежит в пределах 0,02 – 1,25 %. Выявлено, что для некоторых ступеней компрессоров максимальная погрешность может достичь 25%, что объясняется отклонением закона профилирования проточной части ступени от принятого закона профилирования проточной части компрессора. Относительная погрешность ЭС при автоматизированном проектировании числа лопаток в ступенях достигает 10%. Относительная погрешность ЭС при определении хорды на среднем диаметре рабочих лопаток составляет 0,6 – 14 %. Максимальная относительная погрешность при определении хорды на рабочей лопатки составила 21,9 %, что объясняется отклонением конструкции и законов профилирования реального конструктивного исполнения ТРДДФсм от заложенных в ЭС.

При моделировании камер сгорания и форсажных камер можно отметить, что материалы и покрытия, использованные в конструкции ТРДДФсм, находятся в списке рекомендуемых материалов ЭС (или там предлагаются их аналоги), хотя результаты моделирования зависит от точности определения коэффициента избытка воздуха в первичной зоне горения.

При моделировании выходных устройств ЭС предложила различные сплавы на никелевой основе (исходя из рабочей температуры материала и прочности), которые являются аналогами или имеют схожие характеристики с применённым в конструкции реактивного сопла материалом.

В результате проведённого исследования при моделировании АД в разработанной ЭС она выдаёт рекомендации по материалам основных деталей и узлов двигателя, близкие к реальным конструкциям, предлагает материалы и покрытия, использованные в реальных конструкциях или их аналоги. Работоспособность разработанной методики, БД и ЭС подтверждается моделированием различных узлов современных серийно изготавливаемых АД и сравнением результатов моделирования с реальной конструкцией АД. На дальнейших этапах проектирования реальных двигателей следует выполнить уточняющие расчёты, уточнить конструкцию узлов, нагрузки, действующие на элементы проточной части, и их тепловые состояние, а затем произвести более детальные прочностные расчёты и уточнить материалы.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации МК-7183.2015.8.

Библиографический список

1. Кишалов А. Е. Экспертная система по выбору материала, покрытия и других видов подготовки поверхности элементов основных узлов авиационного ГТД / А. Е. Кишалов, Д. А. Ахмедзянов, К. В. Маркина // Молодежный Вестник УГАТУ. Ежемесячный научный журнал № 4 (5). – Уфа: УГАТУ, 2012. – С. 17-25.

2. Кишалов А. Е. Термогазодинамическое моделирование, предварительный прочностной анализ и выбор материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности основных деталей и сборочных единиц проточной части авиационных ГТД на стадии проектирования / А. Е. Кишалов, Д.А. Ахмедзянов, К.В. Маркина // Молодёжный Вестник УГАТУ Ежемесячный научный журнал – Уфа: УГАТУ. – 2014 - №1 (10). – С. 19-26.

3. Кишалов А.Е. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2014610727. Экспертная система по выбору материалов основных деталей авиационных воздушно-реактивных двигателей / А. Е. Кишалов, К. В. Маркина, О. И. Игнатъев. М.: Роспатент, 2014.

4. Ахмедзянов Д. А. Экспертная система автоматизированного выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхностей основных деталей и сборочных единиц авиационных газотурбинных двига-

телей / Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – № 5; URL: <http://www.science-education.ru/111-10217>.

5. Ахмедзянов Д. А. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2011611712. САМСТО / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев, Д.Г. Кожин. М.: Роспатент, 2011.

6. Кишалов А. Е. Экспериментальная проверка работоспособности экспертной системы автоматизированного выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхностей основных деталей и сборочных единиц авиационных газотурбинных двигателей / Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – № 5; URL: <http://www.science-education.ru/111-10217>.

УДК 678.067.5

ИЗУЧЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КОМПОЗИЦИЙ ДЛЯ ПЛЕНОЧНЫХ СВЯЗУЮЩИХ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОВЯЗКИХ ЭПОКСИДНЫХ СМОЛ

В. А. Хафизов, студент

Научный руководитель: А. Ф. Магсумова, канд. техн. наук, доцент
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический
университет имени А. Н. Туполева»

Анализ мировой практики изготовления полимерных композиционных материалов показывает достаточно широкое применение безрастворных пленочных связующих на основе высоковязких смол. Одним из множества присущих им преимуществ является возможность пропитки наполнителя не в продольном, а в поперечном направлении, что значительно сокращает путь, который необходимо преодолеть связующему, и время пропитки. Однако это же преимущество приводит к ужесточению требований к реологическим свойствам пленочных связующих. В связи с тем, что в трансверсальном направлении армирующий наполнитель имеет проницаемость во много раз меньшую, чем в продольном, связующее в процессе пропитки при повышенных температурах должно обладать достаточно низкой вязкостью. При этом вязкость связующего при $T=20-25^{\circ}\text{C}$ должна иметь высокое значение, обеспечивающее существо-

вания связующего в виде пленки при $T=20-25^{\circ}\text{C}$. В связи с такими требованиями по реологии, исследования технологических свойств (вязкость, жизнеспособность, смачивающая и пропитывающая способности) пленочных связующих при различных температурах весьма актуальны.

На основе смесей высокомолекулярных эпоксидных олигомеров ЭТФ, ЭХД и ЭД-8 в различных пропорциях были приготовлены изучаемые композиции. Их реологические свойства при разных температурах изучали на ротационном динамическом реометре «Reostress» 6000 фирмы Нааке при различных скоростях сдвига.

Поведение высоковязких связующих в процессе температурного воздействия было исследовано с помощью дифференциального сканирующего калориметра фирмы NETSCH в динамическом режиме со скоростью нагрева 2 град/мин.

Смачивающую способность и поверхностное натяжение высоковязких эпоксидных композиций оценивали на приборе DSA20E (EasyDrop) фирмы «Krus» при повышенных температурах.

УДК 669.245

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИНТЕРМЕТАЛЛИДНЫЕ СПЛАВЫ НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ

А. В. Шестаков, аспирант, инженер 2 категории;

М. М. Бакрадзе, канд. техн. наук, и. о. начальника лаборатории

Научный руководитель: О.А. Базылева, канд. техн. наук,
зам начальника лаборатории по науке

ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных
материалов», г. Москва

Со времен создания первого авиационного двигателя прошло уже более 100 лет. За эти годы он успел претерпеть много изменений и доработок: изменение конструкции – переход от поршневого двигателя к турбореактивному, изменение габаритных размеров, а главное, произошло увеличение удельной тяги в десятки, а то и сотни раз! Множество материалов было использовано при создании всех видов двигателей, но сердцем каждого двигателя является его «горячий тракт»: камера сгорания и сама турбина.

Требования к материалам, из которых изготовлены высокотемпературные детали турбины, неизменно повышались, по мере перехода от одного двигателя к другому. Рост температуры и нагрузок заставлял конструкторов обращаться к новым высокотемпературным сплавам, с повышенными характеристиками жаростойкости, жаропрочности и, что немало важно, с наименьшей возможной плотностью.

В настоящее время в роли материалов для изготовления лопаток для горячего тракта ГТД применяют никелевые жаропрочные сплавы, и в том числе жаропрочные сплавы на основе интерметаллида никеля Ni_3Al .

Интерметаллидные Ni_3Al сплавы имеют преимущества по сравнению с применяемыми жаропрочными сплавами на никелевой основе, а именно:

- высокие рабочие температуры до $1200^{\circ}C$ с кратковременными забросами до $1250^{\circ}C$;
- низкая плотность ($\sim 8,0$ г/см³);
- высокая жаростойкость при рабочих температурах деталей газотурбинных двигателей и других изделий;
- сплавы экономно легированные и, как следствие, дешевле никелевых;
- непродолжительная термическая обработка для создания оптимальной структуры, что существенно экономит энергозатраты.

В докладе рассмотрены сравнительные физико-механические и коррозионные свойства интерметаллидных сплавов на основе Ni_3Al при температурах от 20 до $1250^{\circ}C$, принципы создания интерметаллидных сплавов.

УДК 678.067.5

ИЗУЧЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ НИЗКОВЯЗКИХ ЭПОКСИДНЫХ СВЯЗУЮЩИХ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ АРМИРОВАННЫХ ПЛАСТИКОВ

А. А. Шергин, студент

Научный руководитель: А. Ф. Магсумова, канд. техн. наук, доцент
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н.Туполева»

В производстве конструкционных полимерных композиционных материалов (ПКМ) наиболее широко применяемыми остаются эпоксидные связующие. Изготовление изделий из ПКМ методами трансферного формования (пропитка под давлением, инфузионная пропитка под вакуумом) предполагает пропитку сухой преформы связующим в процессе их формования. Высокое качество пропитки в этих случаях определяется уровнем технологических свойств связующего, таких как вязкость, поверхностное натяжение, смачивающая и пропитывающая способности. Возможность совмещения реакционноспособных эпоксидных олигомеров друг с другом позволяет регулировать их технологические свойства в заданном направлении.

Целью работы было исследование реологических свойств полимерных связующих на основе низкомолекулярных эпоксидных олигомеров и их смесей, а также в присутствии активных разбавителей. В качестве объектов исследования были выбраны низкомолекулярные эпоксидные олигомеры ЭД-22, ЭД-20 (ГОСТ 10587-84), DEN-331 фирмы Dow Chemical, NPPN-631 фирмы Nan Ya, активные разбавители: промышленно-выпускаемые алифатические эпоксидные олигомеры ДЭГ-1, Э-181, а также синтезируемый в ИОФХ им. А.Е. Арбузова – триглицидилфосфат (ТГФТ).

Вязкость смесей изучали при различных температурах на ротационном динамическом реометре «Reostress» 6000 фирмы Haake при различных скоростях сдвига. Анализ полученных зависимостей вязкости от концентрации активных разбавителей при различных температурах показал, что существенное снижение вязкости (в 2-3 раза) наблюдается уже при 20-30%-ном содержании активных разбавителей.

Плотность эпоксидных композиций определяли пикнометрическим методом (РС 39/4-73). Поверхностное натяжение, смачивающую способность изучаемых составов определяли на приборе DSA20E (EasyDrop) фирмы «Krus».

Изменения в вязкости, плотности, поверхностном натяжении и угле смачивания композиций позволили просчитать пропитывающую способность связующих.

УДК 621.745.4

ПРИМЕНЕНИЕ ПОВЕРХНОСТНОГО МОДИФИЦИРОВАНИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТАЛОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТЛИВОК

А. В. Голубенцев, аспирант

Научный руководитель: А. А. Шатульский, д-р техн. наук, профессор

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

Как известно, при изготовлении отливок типа «Лопатка» методом литья по выплавляемым моделям макроструктура формируется в процессе затвердевания отливки, а проводимая затем термическая обработка позволяет лишь оптимизировать фазовый состав, структуру вторичных фаз и устранить возникшую ликвационную неоднородность. Основными параметрами, определяющими процесс затвердевания отливки, а, следовательно, и особенности формирующейся первичной структуры, являются число центров кристаллизации и скорость их роста. Однако, при литье лопаток с равноосной структурой, из-за скоротечности процесса затвердевания отливки регулирование скорости роста дендритов затруднительно, поэтому для регламентации структуры требуется создание в расплаве дополнительных центров кристаллизации.

В данной работе для введения в полость формы дополнительных центров кристаллизации использовалось поверхностное модифицирование. Физический смысл процесса заключался в создании на поверхности литейной формы кристаллических соединений с кристаллографической структурой, близкой к структуре заливаемого сплава. Такие соединения согласно принципу размерного и структурного соответствия, имеющие ГЦК решетку являются зародышами (центрами кристаллизации) в расплаве. Для рассматриваемой группы сплавов такими частицами являются соединения атомов переходных металлов – железа, никеля, кобальта – с оксидами алюминия и кремния. В

Оценка влияния поверхностного модифицирования на усталостную прочность никелевого жаропрочного сплава ЧС88У-ВИ, производилась на образцах, рис.1 изготовленных методом литья по выплавляемым моделям.

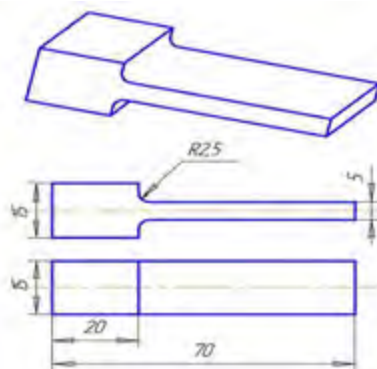


Рис. 1. Эскиз плоских образцов, имитирующих рабочие лопатки

Образцы первой группы изготавливались с применением технологического процесса поверхностного модифицирования, которое осуществлялось посредством введения в облицовочную поверхность формы (первый слой огнеупорной суспензии) алюмината кобальта $\text{CoO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$ в количестве 11 % от веса наполнителя суспензии. Вторая группа образцов изготавливалась по обычной технологии.

Обе группы образцов прошли трех стадийную термическую обработку:

- первая стадия – закалка 1 (гомогенизация) по режиму: нагрев до температуры $(1170 \pm 10)^\circ\text{C}$ – выдержка 6 часов, охлаждение в среде аргона со скоростью не менее $50^\circ\text{C}/\text{минуту}$.
- вторая стадия – закалка 2: нагрев до температуры $(1050 \pm 10)^\circ\text{C}$ – 4 часа.
- третья стадия – старение: нагрев до температуры $(850 \pm 10)^\circ\text{C}$ – 16 часов.

В ходе исследования выполнены испытания образцов по определению предела выносливости сплава ЧС88У-ВИ с поверхностным модифицированием и без него. Испытания проводились стандартным методом на электродинамическом вибростенде при колебаниях по первой изгибной форме, при комнатной температуре, на базе 20 миллионов циклов по ГОСТ РВ 2840-001-2008 «Надежность и безотказность авиационных двигателей. Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость». Предел выносливости подтвержден 6-ю не сломавшимися образцами. Результаты испытаний представлены в таблице 1.

Таблица 1

образцы	Предел выносливости σ_{-1} , кгс/мм ²
первой группы (с поверхностным модифицированием)	37
второй группы (без поверхностного модифицирования)	29

Анализ полученных результатов показал, что поверхностное модифицирование позволило повысить предел выносливости сплава ЧС88У-ВИ на 20% с 29 до 37 кгс/мм².

С целью определения причин повышения свойств сплава было проведено металлографическое исследование испытанных образцов, что позволило выявить следующие закономерности:

- макроструктура образцов первой группы - однородная, мелкозернистая, размер зерна составляет 0,7-1 мм. Макроструктура образцов второй группы (без поверхностного модифицирования) характеризуется разноструктурностью, размер зерен колеблется в пределах от 2 до 11 мм;

- плотность зерен на единице площади для образцов с поверхностным модифицированием на порядок выше, чем в немодифицированном материале. Так, на тонкой части образцов (имитировавшей перо лопатки) количество целых макрозерен, укладываемых в «поле» размером 100 мм^2 составляет: для образцов (первой группы) с мелкозернистой структурой от 35 до 40 зерен, а для крупнозернистого материала второй группы образцов от 1 до 3 зерен. Макроструктура образцов представлена на рисунке 2.

- микроструктура материала для всех образцов аналогичная, характерная для сплава ЧС88У-ВИ и состоит из аустенитного зерна, зигзагообразные границы которого декорированы частицами карбидов, в виде мелких округлых частиц розоватого цвета. В микроструктуре присутствуют колонии эвтектических образований ($\gamma + \gamma'$). В осях и в межосных пространствах дендритов наблюдается равномерное распределение кубических частиц γ' – фазы размером 0,4-0,5 мкм.



образцы первой группы



образцы второй группы

Рис. 2. Вид макроструктуры испытанных образцов

Таким образом:

1. Технологический процесс поверхностного модифицирования устраняет разноструктурность сплава ЧС88У-ВИ, формирующуюся при литье по выплавляемым моделям в нагретые до температуры более 900 C° формы, и позволяет получать однородную мелкозернистую макроструктуру по всей высоте отливок. Микроструктура сплава остается неизменной.

2. Измельчение макроструктуры, за счет применения поверхностного модифицирования, приводит к увеличению предела выносливости сплава ЧС88У-ВИ с 29 до 37 кгс/мм².

Таким образом, технологический процесс поверхностного модифицирования является эффективным инструментом совершенствования технологии литья лопаток с равноосной структурой, обеспечивающим стабилизацию структуры отливок и повышение служебных характеристик сплавов.

УДК 621.745.4

УПРАВЛЕНИЕ СТРУКТУРОЙ СПЛАВОВ СИСТЕМЫ AL – Si – Cu ПРИ ЛИТЬЕ В ГИПСОВЫЕ ФОРМЫ

С. И. Швецова, магистрант

Научный руководитель: В. А. Изотов, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Целью работы является получение модификатора, который можно использовать при литье в гипсовые подогреваемые формы.

Ранее проведенные на кафедре работы показали, что в качестве модификатора, который уменьшает размеры зерна и повышает механические свойства в условиях затвердевания в низкотеплопроводных гипсовых формах можно использовать наноуглерод и плавленый кварц.

Для исследования предлагается состав 1% С и 1% С + 0,5% SiO₂, для определения работоспособности модификатора изменяли время выдержки расплава в печи (от 1 до 20 минут). Исследуемый сплав АК5М2 – доэвтектический силумин.

Оценивали плотность сплава и ударную вязкость.

Сравнили структуру зерен и их изменение в зависимости от времени выдержки и добавленного модификатора по микроструктуре сплавов.

Результаты с добавкой 1 % наноструктурированного углерода.

При выдержке 1 минуты проявляются четкие границы и развитая сетка зерен. Заметного измельчения структуры зерен не наблюдается. При увеличении времени выдержки увеличиваются границы и на них появляются круглые участки. Размеры зерна снижаются.

Ударная вязкость и плотность образцов

№ п/п	%содержание добавок на 1 кг сплава	Ударная вязкость КСУ, кДж/м ²	плотн., ρ, кг/м ³
2.1	1%С(выд.1 мин)	47,54	2695,1
2.2	1%С(выд.5 мин)	60,28	2655,5
2.3	1%С(выд.10 мин)	61,65	2834,8
2.4	1%С(выд.20 мин)	66,92	2760,95
3.1	1%С+0.05%ам.квар. (выд.1 мин)	72,36	2758,4
3.2	1%С+0.05%ам.квар. (выд.5 мин)	80,6	2755,3
3.3	1%С+0.05%ам.квар. (выд.10 мин)	102,74	2740,07
3.4	1%С+0.05%ам.квар. (выд.20 мин)	97,70	2746,1
4	чистый АК95М2	58,72	2695

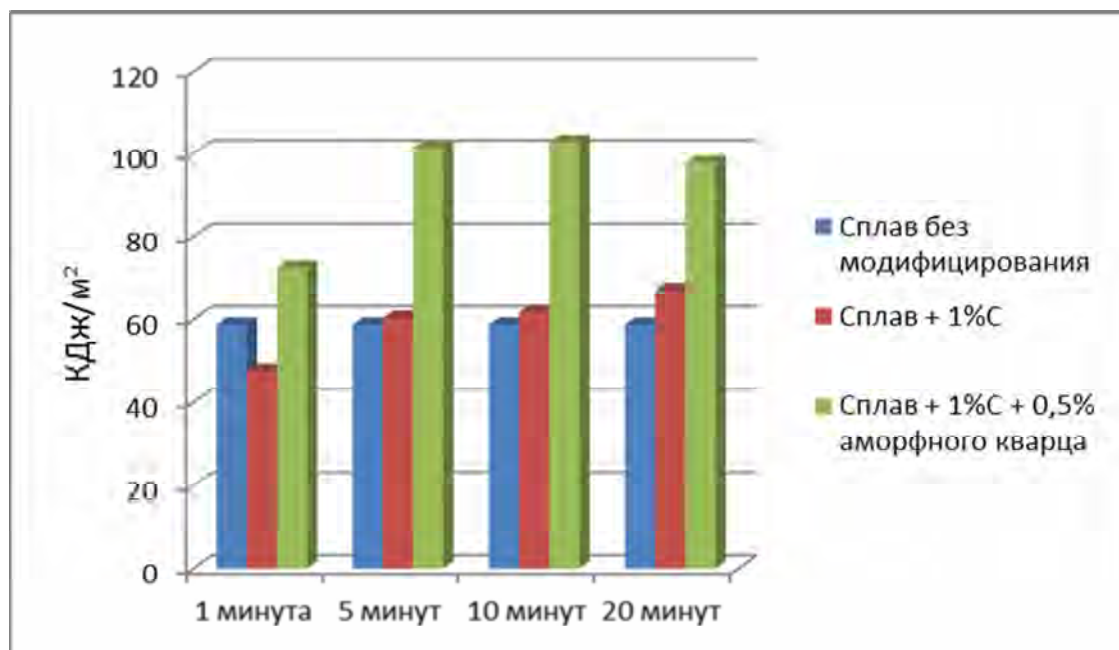


Рис. 1. Гистограмма – Зависимость ударной вязкости от состава модификатора и времени выдержки

При времени выдержки 10 минут визуализируются включения, а при 20 минутах доля этих включений возрастает.

Результаты замера микротвердости показали:

микротвердость зерна:

- при выдержке 5 минут – 683 кгс/мм²,
- при выдержке 10 минут – 2070 кгс/мм²,
- при выдержке 20 минут – 1051 кгс/мм²

микротвердость на границе:

- при выдержке 5 минут – 383 кгс/мм²,

- при выдержке 10 минут – 607 кгс/мм²,
 - при выдержке 20 минут – 1850 кгс/мм²
- микротвердость в эвтектике:
- при выдержке 5 минут – 514 кгс/мм²,
 - при выдержке 10 минут – 3780 кгс/мм²,
 - при выдержке 20 минут – 5150 кгс/мм²

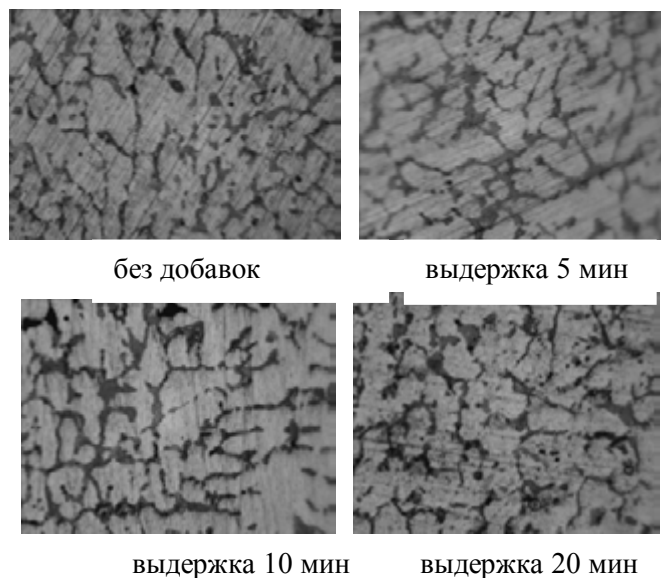
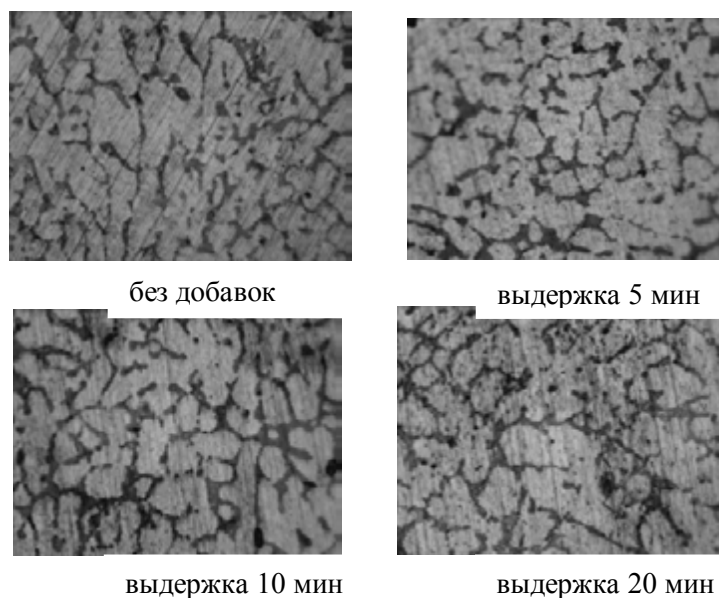


Рис. 2. Микроструктура АК5М2 + 1%С

Рис. 3. Микроструктура АК5М2 + 1%С + 0,5%SiO₂

При введении 1% наноструктурированного углерода и 0.5% аморфного кварца проявляются более четкие границы зерен со временем увеличение времени выдержки. На стыке границ отмечаются увеличенные участки границ, что способствует к возможному формированию новых фаз, в том числе и карбидных.

Таким образом, результаты исследований показали:

1. При добавлении 1% нанокремнезема и 1% нанокремнезема + 0,5% аморфного кварца и увеличение выдержки расплава замечено увеличение границ зерен.
2. Увеличение границ зерен приводит к их упрочнению, что в следствии способствует к появлению новых фаз, в том числе и карбидных.
3. При добавлении 1% наноструктурированного углерода и аморфного кварца приводит к повышению значений ударной вязкости.

УДК 669.74

МОДИФИЦИРОВАНИЕ АЛЮМИНИЕВО-КРЕМНИЕВЫХ СПЛАВОВ НАНОДИСПЕРСНЫМ УГЛЕРОДОМ

Р. А. Серов, магистрант

Научный руководитель: В. А. Изотов, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

В настоящее время во многих отраслях промышленности, особенно в авиационной и автомобильной, отмечается тенденция замены стали и бронзы на легкие сплавы. Наибольший интерес представляют литейные алюминиевые сплавы системы Al – Si (силумины).

Алюминиевые сплавы отличаются большим разнообразием свойств, что обуславливает их широкое применение. Однако, эти сплавы имеют грубую игольчатую эвтектическую структуру, а заэвтектические силумины – ещё и крупные кристаллы кремния, что ухудшает прочностные и пластические свойства отливок. Для повышения качества отливок применяют различные способы воздействий на жидкие и кристаллизующиеся силумины. Важнейшей и обязательной технологической операцией является модифицирование силуминов с целью измельчения кристаллов кремния в заэвтектических силуминах и повышения пластичности сплава. Наибольшее распространение получило модифицирование воздействием небольших количеств специально вводимых добавок (модификаторов), которые влияют на процесс кристаллизации, а следовательно, на структуру и свойства сплавов.

На сегодняшний день существует огромное количество модификаторов, которые включают, как непосредственные способы введения моди-

фицирующих лигатур, так и методы их получения.

Всё разнообразие модифицирующих присадок можно свести в две основные группы:

Модификаторы непосредственно образуют в металле центры кристаллизации в виде мелкодисперсной "взвеси".

Модификаторы второго рода – поверхностно-активные вещества – адсорбируются на зародышах, возникающих на центрах кристаллизации, и тормозят их рост. В результате этого появляется большое количество новых зародышей, рост которых становится возможным из-за уменьшения концентрации модификатора на их поверхности.

Однако, имеется ряд недостатков, таких как потеря модифицирующего эффекта, с течением времени, а также повышение насыщения сплавов газами, способствующими газовой пористости. Невозможность использования модификаторов одной группы для различных типов сплавов, т. е. нельзя использовать модификаторы эвтектических силуминов, для сплавов заэвтектических силуминов. В связи с этим, поиск и разработка новых модификаторов для Al-Si сплавов остается актуальной задачей.

В последние годы активно проводятся исследования сплавов, модифицированных углеродными наночастицами. Предполагается, что в результате применения наночастиц (нанотрубки) для модифицирования сплавов, формируются материалы с высоким уровнем физико-механических свойств.

Главной особенностью нанотрубок (рисунок 1) является их структура и форма молекул [1]: они выглядят как замкнутые, пустые внутри оболочки, не содержащие дефектов. Плотность углеродных атомов 2.25 г/см^3 , температура начала распада на молекулярные составляющие нанотрубки 1073 К [2].

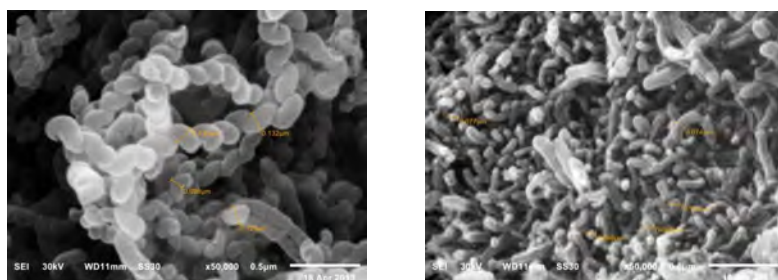


Рис. 1. Углеродные нанотрубки

В качестве возможного модификатора в работе [3] был рассмотрен нанодисперсный углерод (нанотрубки). Результаты исследований показали, что наноуглерод может быть использован для модифицирования всех групп Al-Si сплавов (доэвтектических, эвтектических, заэвтектических). Эффект модифицирования был отмечен для α -твердого раствора, эвтектики и первичного кремния. В связи с этим, представляет интерес дальней-

шее исследование влияния наночуглерода на структуру Al-Si сплавов.

Целью данной работы является оценка эффекта модифицирования наночуглеродом Al-Si сплавов для получения сплавов с заданными эксплуатационными свойствами и выявление факторов, влияющих на модифицирующий эффект.

Исследование процесса в данной работе проводилось на Al-Si сплавах с содержанием Si 18 % (заэвтектическом). Выбор на данном этапе заэвтектического сплава обусловлен широким интересом к поршневой группе силуминов, к которым предъявляются повышенные требования.

Для оценки возможности модифицирования Al-Si сплавов наночуглеродом, были проведены эксперименты для получения образцов не модифицированного и модифицированного сплавов. В процессе получения опытных образцов плавку производили в индукционной тигельной печи. В качестве шихты использовались электротехнический алюминий и кристаллический кремний. Расплав доводился до температуры 1000 °С, и отливался не модифицированный образец в песчано-глинистые формы. Ввод модификатора производился с помощью алюминиевого стержня, по типу трайб-процесс [5], в виде цилиндра, в котором находился модификатор в количестве 0,1 %С и 1 %С от массы сплава. После модифицирования, перед заливкой в песчано-глинистую форму, расплав выдерживался 1, 10, 20, 30 минут, при температуре 1000 °С.

Так же были проведены исследования на выявление эффекта модифицирования в песчано-глинистой форме, в гипсовой форме и в кокиле. Расплав доводился до температуры 900 °С, количество вводимого модификатора 1%С от массы сплава, количество аморфного кварца 0,5% от массы сплава и времени выдержки расплава 6 минут.

По результатам исследования образцов получены следующие данные.

1. При введении нанодисперсного углерода в заэвтектический силумин при температуре 1000 °С, был обнаружен эффект модифицирования и измельчения кристаллов первичного кремния до 54%, при количестве модификатора 1%С от массы сплава и выдержки расплава 1 минуту и измельчение кристаллов первичного кремния до 65%, при количестве модификатора 0,1%С от массы сплава и выдержки расплава 30 минут по сравнению с не модифицированным образцом (рисунок 2, 3).

2. При введении нанодисперсного углерода в заэвтектический силумин при температуре 900 °С, в различные формы, был обнаружен эффект модифицирования и измельчения кристаллов первичного кремния во всех формах. Наилучший результат эффекта модифицирования был получен при введении сплава в гипсовую форму – до 29,8 %, по сравнению с не

модифицированными образцами (таблица 1). Так же, ударная вязкость в гипсовой форме выше – до 36%, по сравнению с кокилем и песчано-глинистой формой.

Таблица 1

Размер зерна, в различных формах и ударная вязкость

Форма	Размер зерна, мм		Процент модифицирующего эффекта, %	Ударная вязкость, Дж/см ²
	Не модифицированный	Модифицированный		
ПГФ	0,10	0,078	22	88,3
Гипс	0,067	0,047	29,8	110
Кокиль	0,048	0,04	16,6	68,8

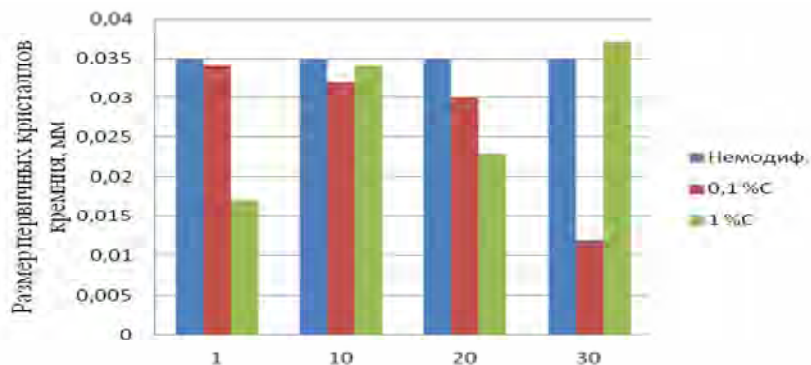


Рис. 2. Зависимость размера кристаллов первичного кремния от времени выдержки в заэвтектическом сплаве (Si 18%).

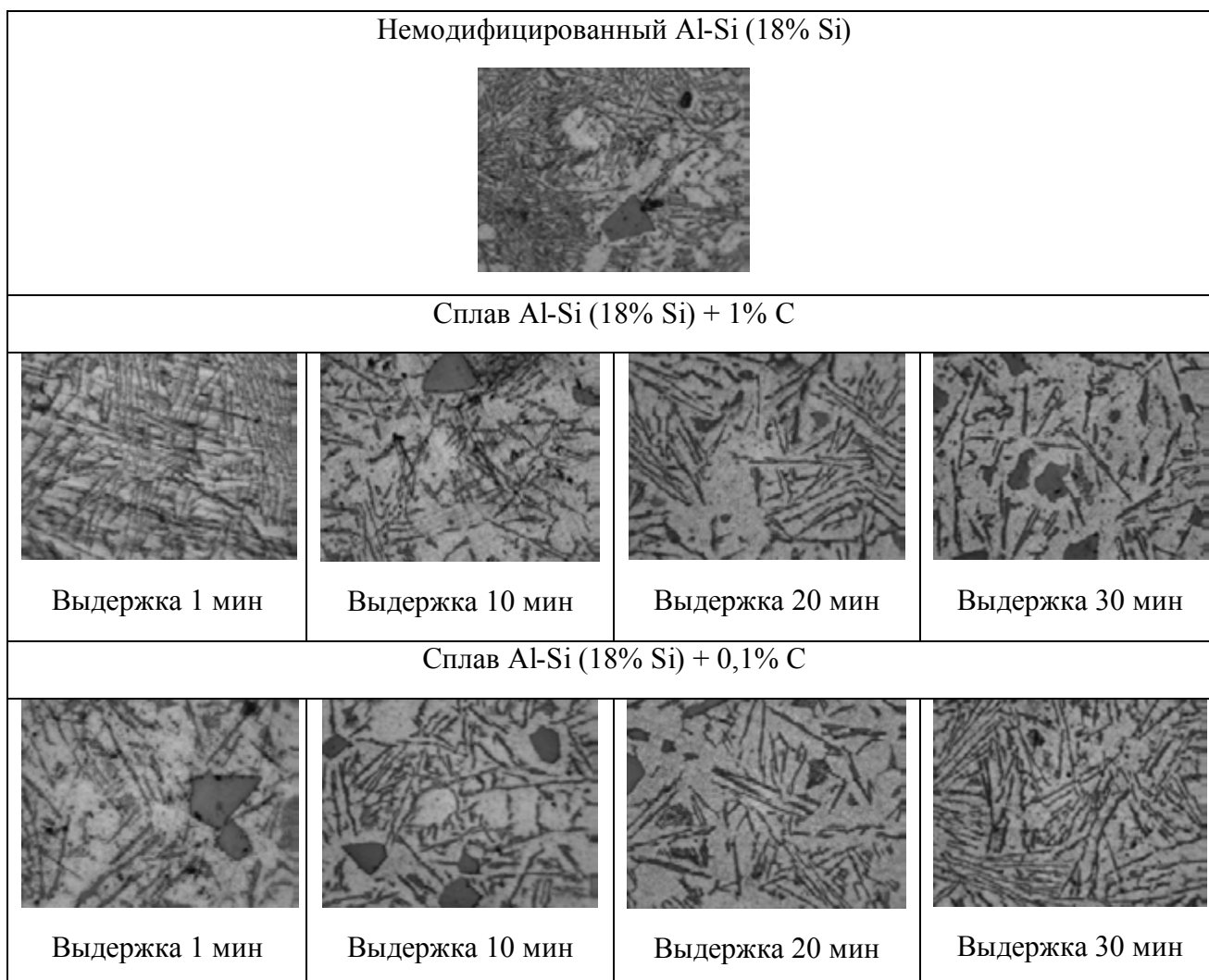


Рис. 3. Структура заэвтектического силумина

Таким образом, результаты исследования показали перспективность наноуглерода в качестве модификатора для алюминиево-кремниевых сплавов и необходимость дальнейших исследований влияния наноуглерода на структуру сплавов, с целью повышения качества отливок и обеспечения их требуемых эксплуатационных свойств.

Библиографический список

1. S. Iijima, Nature 354, 56 (1991).
2. Елецкий А.В. Сорбционные свойства углеродных наноструктур. Журнал Успехи физических наук, том 174, ноябрь 2004 ст. 1191-1231.
3. В.А.Изотов, Ю.В. Чибирнова Модифицирование силуминов наноуглеродными частицами. С. 154 – 156 // Научное издание «Научное сотрудничество и авиадвигателестроение: Материалы IV Международной научно-технологической конференции». В 2-х частях. – Рыбинск: РГАТУ им. П. А. Соловьева, 2012. Ч. II. – 498 с.
4. Галдин Н.А. Цветное литье: Справочник/ Н.М.Галдин, Д.Ф. Чернега, Д.Ф. Иванчук и др.; Под общ. ред Н.М.Галдина. – М.: Машиностроение, 1989. – 528 с.; ил. – (Технология литейного производства).
5. А.И. Беляков, А.А. Жуков, А.А. Беляков Производство отливок высокопрочного чугуна с шаровидным графитом: Учебное пособие. ФГБОУ ВПО РГАТУ имени П.А.Соловьева, Рыбинск, 2005.

УДК 621.313

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ БЕСКОРПУСНЫЙ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОР С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ПРЯМОЙ ИНТЕГРАЦИИ В ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Ф. Р. Исмагилов, д-р техн. наук, профессор; В. Е. Вавилов, старший преподаватель, канд. техн. наук

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет»

Прямая интеграция стартер-генератора СГ в газотурбинный двигатель (ГТД), позволит снизить массогабаритные показатели последнего за счет отказа от редуктора и коробки механических приводов, а также повысить его экологичность за счет прямого электрозапуска турбины. Ввиду

этого ведущими мировыми научными школами введутся исследования в данном направлении. Так в работах итальянских ученых представлены результаты по повышению интенсивности воздушного охлаждения интегрированного высокотемпературного СГ [1], учеными из Нидерландов разрабатываются методы повышения эффективности стартерного режима интегрированного СГ [2]. В работах [3, 4] показаны перспективы применения интегрированных СГ в беспилотных летательных аппаратах.

Особый интерес представляет концепция предложенная концерном Rolls–Royce совместно с университетом Sheffield, которая заключается в интеграции в ГТД двух генераторов: основного (с возможностью работы в стартерном режиме) и дополнительного, как показано на рисунке 1 [5].



Рис. 1. ГТД с интегрированным СГ

При этом в качестве основного стартер–генератора, специалистами *Rolls–Royce* предлагается использовать высокотемпературный индукторный СГ (рабочая температура 350 °С) мощностью 100 кВт с максимальным моментом на валу 150 Н/м и максимальной частотой вращения 13500 об/мин (внешний диаметр ротора 200 мм, осевая длина 100 мм), а в качестве дополнительного бесконтактный магнитоэлектрический генератор с высококоэрцитивными постоянными магнитами (*SmCo*) мощностью 250 кВт и рабочей температурой 150 °С. В рамках работ по данному направлению корпорацией была разработана изоляция, способная обеспечить работу СГ при температуре до 500 °С.

Известно, что индукторные генераторы обладают значительными массогабаритными показателями и требуют дополнительной энергии на возбуждение, что значительно снижает эффективность от их применения в качестве интегрированного высокотемпературного СГ [6]. Кроме того, для обеспечения надежной эксплуатации высокотемпературных индукторных СГ необходимы высокотемпературные датчики для определения положения ротора, что также значительно усложняет их интеграцию в ГТД. Альтернативой индукторных генераторов являются СГ с высококоэрцитив-

ными постоянными магнитами (ВПМ), которые обладают высокой надежностью, минимальными массогабаритными показателями и высоким КПД.

В зарубежных публикациях [7] появились сообщения о применении в СГ ВПМ Sm_2Co_{17} , который способен при температуре 300–350 °С обеспечивать следующие характеристики: $H_c = 350 - 400$ кА/м и $B_r = 0,9$ Тл. Это позволяет сделать вывод, что в современной промышленности сложились все условия для создания СГ с ВПМ, интегрированных в ГТД, так как разработана высокотемпературная изоляция и высокотемпературные ВПМ. В связи с этим авторами была предложена оригинальная конструктивная схема высокотемпературного СГ с возможностью интеграции в ГТД, рис. 2.

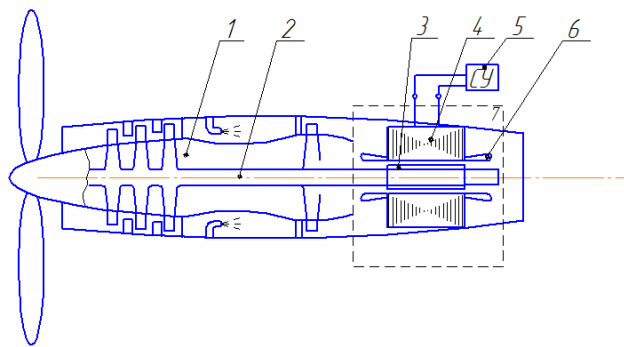


Рис. 2. ГТД с интегрированным СГ

Предлагаемая конструктивная схема СГ содержит полюснопереключаемую обмотку, при этом на валу СГ установлены постоянные магниты с чередующейся полярностью и различными допустимыми рабочими температурами, например магниты из сплава Sm_2Co_{17} (максимальная рабочая температура 350 – 400 °С, точка Кюри 800°С) и сплава S26M (максимальная рабочая температура 250°С, точка Кюри 800°С).

На первом этапе интегрированный СГ разгоняет ротор ГТД до пусковой частоты вращения, при достижении которой в камере сгорания обеспечивается расход воздуха и давление, достаточные для надежного воспламенения топлива и вступления в работу турбины, то есть на данном этапе температура воздуха СГ равна температуре окружающего воздуха (до + 50 °С в условиях тропического климата). При этом уравнение движения ротора СГ представляется в следующем виде:

$$M_{\text{в}} - M_k - M_{\text{тр}} = J \frac{d\Omega}{dt}, \quad (1)$$

где J – момент инерции всех вращающихся частей приведенных к валу СГ, т. е. момент инерции ротора СГ и момент инерции вращающихся частей ГТД; $M_{\text{в}}$ – вращающийся момент, развиваемый СГ; M_k – момент компрессора; $M_{\text{тр}}$ – момент трения.

Вращающий момент в стартерном режиме определяется известным выражением:

$$M_B = \frac{P_s - mI^2r}{\Omega}, \quad (2)$$

где P_s – полная мощность СГ; m – число фаз СГ; I – ток в обмотках СГ; r – активное сопротивление фазы СГ; Ω – частота вращения СГ.

Полная мощность определяется:

$$P_s = \frac{\alpha_i B_\delta A n D^2 l_a k_\phi k_{об}}{6,1}, \quad (3)$$

где α_i – коэффициент полюсного перекрытия; B_δ – индукция в воздушном зазоре; A – линейная токовая нагрузка; n – частота вращения ротора СГ; D – диаметр ротора СГ; k_ϕ – коэффициент формы поля; $k_{об}$ – обмоточный коэффициент.

Так как каждый этап запуска ГТД сопровождается своими температурными условиями, при этом энергетические характеристики ВПМ, а следовательно и СГ, в значительной степени зависит от температуры окружающей среды, то представляется целесообразным в уравнения движения ротора высокотемпературного СГ ввести зависимость моментной характеристики от температуры окружающей среды.

Зависимость характеристик ВПМ от рабочей температуры описывается введением температурных коэффициентов ВПМ (k_{Br} для остаточной индукции и k_{Hc} для коэрцитивной силы). С учетом данных коэффициентов остаточная индукция и коэрцитивная сила ВПМ представляются в виде:

$$B_r(T) = B_r \left(1 - \frac{k_{Br} (\Theta_{ВПМ} - 23)}{100} \right), \quad (4)$$

$$H_c(T) = H_c \left(1 - \frac{k_{Hc} (\Theta_{ВПМ} - 23)}{100} \right), \quad (5)$$

где $B_r(\Theta)$, $H_c(\Theta)$ – действующие значения остаточной индукции и коэрцитивной силы ВПМ соответственно; B_r, H_c – значение остаточной индукции и коэрцитивной силы ВПМ, указанные в технических характеристиках соответственно; $\Theta_{ВПМ}$ – температура ВПМ; k_{Br} – температурный коэффициент остаточной индукции ВПМ; k_{Hc} – температурный коэффициент коэрцитивной силы ВПМ.

Используя полученные авторами ранее результаты для определения магнитной индукции в воздушном зазоре СГ с ВПМ с учетом

температуры, можно представить мощность в виде функции температуры магнитов или функции температуры окружающей среды.

Представляя сопротивление фазы также в виде функции температуры, вращающий момент в стартерном режиме можно записать в следующем виде:

$$M_B = \frac{P_s(\Theta_{\text{ВПМ}}) - mI^2 r_{20}(1 + \lambda(\Theta_{\text{об}} - 20))}{\Omega}, \quad (6)$$

где λ – температурный коэффициент сопротивления фазы; r_{20} – сопротивление фазы при 20 °С; $\Theta_{\text{об}}$ – температурный коэффициент сопротивления фазы.

Так как в стартерном режиме в предлагаемом СГ температура окружающей среды не превышает 100 °С, поэтому в процессе преобразования энергии в стартерном режиме участвуют и магниты из сплава Sm2Co17 и из сплава S26M, что позволяет достигать значительных значений момента в стартерном режиме.

При достижении пусковой скорости включается система зажигания. Происходит воспламенение топливно-воздушной смеси, начинает работать турбина, т.е. развивать вращающий момент, и увеличивается температура окружающей среды СГ. При этом СГ и турбина совместно раскручивают ротор ГТД до скорости сопровождения, а уравнение движения представляется в следующем виде:

$$M_B + M_T - M_k - M_{\text{тр}} = J \frac{d\Omega}{dt}, \quad (7)$$

где M_T – вращающийся момент, развиваемый турбиной.

Скорость сопровождения характерна тем, что при ней турбина самостоятельно развивает мощность, достаточную для дальнейшего разгона ГТД с заданным ускорением без участия стартера. Поэтому при достижении скорости сопровождения СГ переходит в генераторный режим работы, то есть ротор СГ раскручивается турбиной ГТД.

$$M_T - M_k - M_{\text{тр}} - M_r = J \frac{d\Omega}{dt}, \quad (8)$$

где M_r – момент в генераторном режиме работы СГ.

При этом температура окружающей среды увеличивается до 300 – 350 °С. Ввиду чего происходит тепловое уменьшение число пар полюсов.

Библиографический список

1. Cavagnino, A., Li, Z., Tenconi, A., Vaschetto, S. Integrated generator for more electric engine: Design and testing of a scaled-size prototype // IEEE Transactions on Industry Applications Vol. 49, Issue 5, 2013, pp. 2034-2043

2. Van Der Geest, M., Polinder, H., Ferreira, J.A., Zeilstra, D. Machine selection and initial design of an aerospace starter/generator // 2013 IEEE International Electric Machines and Drives Conference, IEMDC 2013; Chicago, IL; United States; 12 May 2013 through 15 May 2013; Code 98445
3. Tosetti, M. , Maggiore, P. , Cavagnino, A., Vaschetto, S. Conjugate heat transfer analysis of integrated brushless generators for more electric engines // IEEE Transactions on Industry Applications ,Vol. 50, Issue 4, July/August 2014, Pages 2467–2475
4. Wang, J. , Atallah, K., Zhu, Z.Q., Howe, D. Modular three-phase permanent-magnet brushless machines for in-wheel applications // IEEE Transactions on Vehicular Technology Vol. 57, Issue 5, 2008, pp. 2714-2720
5. Global Head of Controls and Electrical Engineering // URL:https://www.navalengineers.org/ProceedingsDocs/ASNEDay2014/Day1/Daffey_ES2.pdf (дата обращения 08.2014)
6. Левин А.В., Лившиц Э. Я., Юхнин М. М. Опыт разработки турбогенераторов, встроенных в ГТД, и перспективы их развития // Авиационная промышленность .– 2006 .– № 1 .– с. 5–10
7. Sam Liu Recent Developments High-Temperature Permanent Magnet Materials // Электронный ресурс <http://www.tup.tsinghua.edu.cn/resource/tsyz/007696-01.pdf> (дата обращения 08.2014)

УДК 55.21.21

ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЕ СОСТОЯНИЕ МЕТАЛЛА ПРИ ВДАВЛИВАНИИ ШАРОВОГО ИНДЕНТОРА

М. А. Прокофьев, канд. техн. наук, доцент

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

В соответствии с современными представлениями пластическую деформацию следует рассматривать как процесс, который является термодинамически неравновесным, что ведет к изменению внутренней энергии деформируемого материала. Величину измененной энергии часто называют накопленной, поглощенной, скрытой энергией деформацией. Изучение закономерностей накопления и выделения этой энергии в значительной мере способствует развитию представлений как о процессах, происходящих в металле во время деформирования (образование и поведение дефектов кристаллического строения), так и о характере возникающих при этом остаточных искажений решётки [1]. Рассматриваемая энергия пред-

ставляет практический и научный интерес, поскольку содержит информацию о структуре, свойствах и состоянии металла, подвергнутого пластической деформации. Особый интерес представляет проблема, связанная с пластической деформацией поверхностных слоев.

Авторами разработана методика, основанная на вдавливании в исследуемый материал шарового индентора на прессе Бринелля с последующим измерением распределения твердости в деформированном объеме (рис. 1). В качестве исследуемых материалов были выбраны следующие: медь, сталь 20, сталь У12, титановый сплав ВТЗ, жаропрочный сплав ХН77ТЮР.

Изменение микротвердости по глубине деформированного слоя на примере Ст 20 при вдавливании шарового индентора с нагрузкой 15 кН представлено на рис. 2, откуда видно, что глубина наклепа для стали 20 составила 5 мм. Результаты исследования микротвердости других материалов следующие: глубина наклепа для меди – 7 мм, стали У12 – 4 мм, ВТЗ – 1,5 мм, ХН77ТЮР – 3 мм.

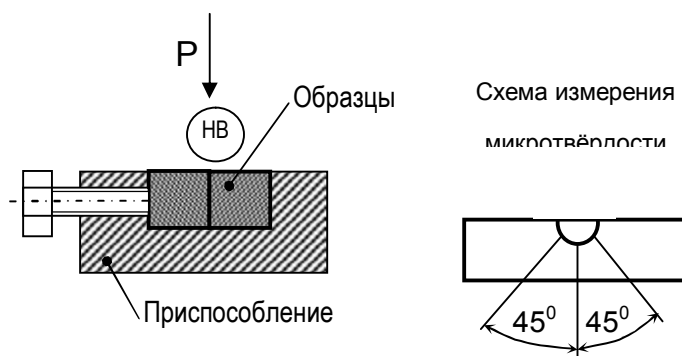


Рис. 1. Приспособление для испытаний.

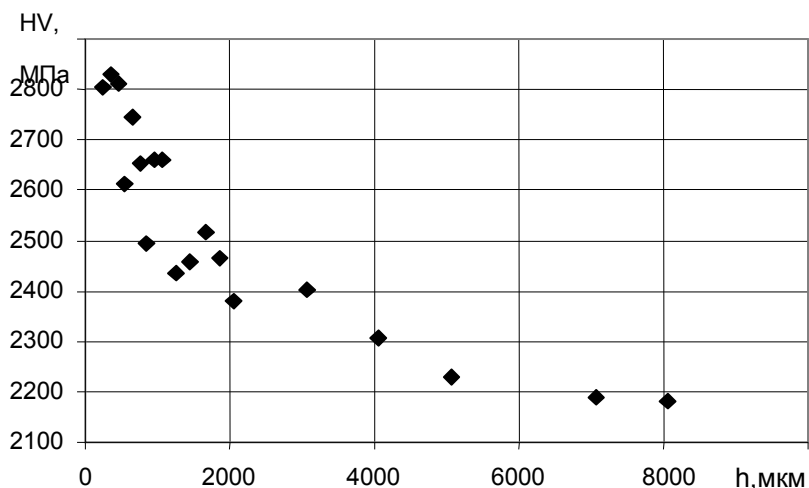


Рис. 2. Изменение микротвердости по глубине деформированного слоя для Ст 20 при вдавливании шарового индентора с нагрузкой 15 кН.

В работах [2, 3] отмечается, что скрытая энергия деформации практически полностью представляет собой энергию образовавшихся после пластической деформации дислокаций. Указанная взаимосвязь раскрывается следующей зависимостью:

$$W = Q \cdot G \cdot b^2 \cdot V \cdot \Lambda, \quad (1)$$

где W – накопленная энергия, Дж; G – модуль сдвига, Н/м²; b – вектор Бюргера, м; Λ – плотность дислокаций, м⁻²; V – объем деформированной области, м³; Q – коэффициент пропорциональности, $Q = 0,5 - 1$.

Обращая внимание на плотность дислокаций, отметим, что она во многом определяет ход пластической деформации (появление и смену стадий на кривых деформационного упрочнения). В связи с этим, имеет принципиальное значение выяснение взаимосвязи между плотностью дислокаций и прочностью материала. Как свидетельствуют результаты исследований, связь между напряжением течения и плотностью дислокаций описывается известным соотношением [4, 6]:

$$\sigma = \sigma_{0,2} + \alpha \cdot G \cdot b \cdot \sqrt{\Lambda}, \quad (2)$$

где σ – напряжение, необходимое для движения подвижных дислокаций, т. е. осуществления пластической деформации; $\sigma_{0,2}$ – условный предел текучести материала; α – параметр междислокационного взаимодействия, $\alpha = 0.1 \div 0.5$.

Изменение напряжения течения $\sigma_{0,2}$ по глубине деформированного объёма можно связано с изменением микротвёрдости HV материала по глубине $\sigma_{0,2} = 0.32 \cdot HV$. Выражая плотность дислокаций из формулы (2) имеем:

$$\Lambda = \left(\frac{0.32 \cdot \Delta HV}{\alpha \cdot G \cdot b} \right)^2 + \Lambda_0 \quad (3)$$

где $\Delta HV = (HV_i - HV_0)$ – изменение микротвёрдости на данной глубине HV_i от микротвёрдости недеформированного металла HV_0 ; Λ_0 – начальная плотность дислокаций ($\Lambda_0 \approx 10^8$ см⁻²).

Коэффициент α , рассчитанный для исследуемых материалов, принимает следующие значения: $\alpha = 0.38$ для меди; $\alpha = 0.22$ для Ст 20 и Ст У12; $\alpha = 0.34$ для ХН77ТЮР; $\alpha = 0.2$ для ВТЗ .

Рассчитаем по формуле (3) распределение плотности дислокаций по глубине деформированного слоя. Результаты расчетов для стали 20 представлены на рис. 3.

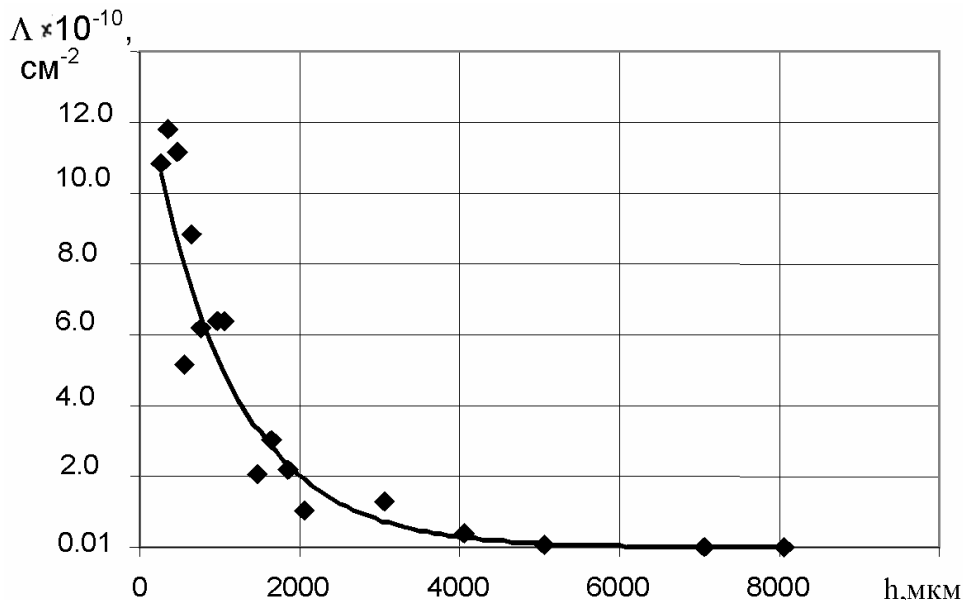


Рис. 3. Распределение плотности дислокаций по глубине деформированного слоя для стали 20 при вдавливании шарового индентора с нагрузкой 15 кН

Расчеты показывают, что для меди плотность дислокаций на поверхности достигает величины порядка $7 \times 10^{10} \text{ см}^{-2}$, для сталей 20 и У12 порядка $1.4 \times 10^{11} \text{ см}^{-2}$, для титанового сплава ВТЗ-1 порядка $4 \times 10^{11} \text{ см}^{-2}$, для сплава ХН77ТЮР величина плотности дислокаций на поверхности составила $5 \times 10^{10} \text{ см}^{-2}$.

Как следует из формулы (1) для определения накопленной энергии деформации необходимо знать объём материала, охваченного пластической деформацией. В качестве первого приближения можно принять, что рассматриваемый объём описывается шаром, что подтверждается изолиниями одинаковой микротвёрдости по результатам исследования.

Очевидно, что накопленная энергия деформации в пластически деформированной зоне металла распределена неравномерно. Если принять, что преобладающий вклад в скрытую энергию деформации вносят дислокации, то распределение энергии деформации по глубине пластически деформированной зоны будет определяться распределением именно плотности дислокаций. Для возможности данного расчета была получена следующая зависимость:

$$W = QGb^2 \int_0^{h_s} \Lambda(h) (2\pi Rh - \pi h^2) dh \quad (4)$$

В табл. 1 представлены значения накопленной энергии деформации W , вычисленной по формуле (4) и общей энергии A , затраченной на деформирование, а также их отношение.

Расчётные значения энергетических соотношений

Материал	Накопленная энергия деформации W , Дж	Общая энергия, затраченная на деформирование A , Дж	Отношение $\frac{W}{A} \cdot 100$, %
Медь	0.312	1.76	17.7
Ст 20	0.099	1.02	9.7
Ст У12	0.057	0.774	7.3
ХН77ТЮР	0.027	0.688	3.9
ВТЗ	0.007	0.474	1.4

Таблица 1 показывает, что доля поглощенной энергии в общей работе пластической деформации для исследованных металлов по своей величине близка к имеющимся в литературе значениям, что подтверждает правильность выполненных в работе расчетов.

Библиографический список

1. Старков, В. К. Дислокационные представления о резании металлов [Текст] / В. К. Старков. – М.: Машиностроение, 1979. – 160 с.
2. Якубов, Ф. Я. Энергетические соотношения процесса механической обработки материалов [Текст] / Ф. Я. Якубов. – Ташкент, 1985. – 104 с.
3. Драпкин, Б. М. Свойства сплавов в экстремальном состоянии [Текст] / Б. М. Драпкин, В. К. Кононенко, В. Ф. Безъязычный. – М.: Машиностроение, 2004. – 256 с.
4. Старков, В. К. Оптимизация процесса резания по энергетическим критериям [Текст] / В. К. Старков, М. В. Киселёв // Вестник машиностроения. – 1989. – № 4. – С. 41 – 45.
5. Кабалдин, Ю. Г. Энергетические принципы управления процессами механообработки в автоматизированном производстве [Текст] / Ю. Г. Кабалдин // Вестник машиностроения. – 1993. – № 1. – С. 37 – 42.
6. Старков, В. К. Оптимизация процесса резания по энергетическим критериям [Текст] / В. К. Старков, М. В. Киселёв // Вестник машиностроения. – 1989. – № 4. – С. 41 – 45.

УДК 539.24: 681.518: 004.932.2

АВТОМАТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СТРУКТУРНО-ФАЗОВОГО СОСТАВА МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ПО ИЗОБРАЖЕНИЮ ШЛИФА

И. Н. Паламарь, канд. техн. наук, профессор;
К. А. Рыбаков, аспирант

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Разработка и создание качественных материалов с заданными свойствами является необходимым требованием для успешного развития различных отраслей промышленности. В производстве авиационных двигателей особенно актуально получение новых материалов для высоконагруженных деталей, к которым относятся лопатки ГТД. Создание новых технологий производства монокристаллических лопаток требует исследования получаемых сплавов по самым различным параметрам, определяющим эксплуатационные характеристики деталей. Во время исследования новых сплавов и параметров технологического процесса литья производится изучение микроструктуры и оценка различных параметров структурно-фазового состава. Параметрами, определяющими жаропрочность и жаростойкость сплава, является объем гамма-штрих γ' -фазы ($V_{\gamma'}$) и ее морфологические характеристики [1]. Учитывая важность этого показателя, а также неоднозначную визуальную выраженность структурных элементов и их значительное количество, необходимо отметить, что такой анализ является не только сложным и трудоемким, но и требует высокой квалификации оператора. Изображения шлифа монокристаллического жаропрочного никелевого сплава (ЖНС) с различным содержанием γ' -фазы представлены на рисунке 1.

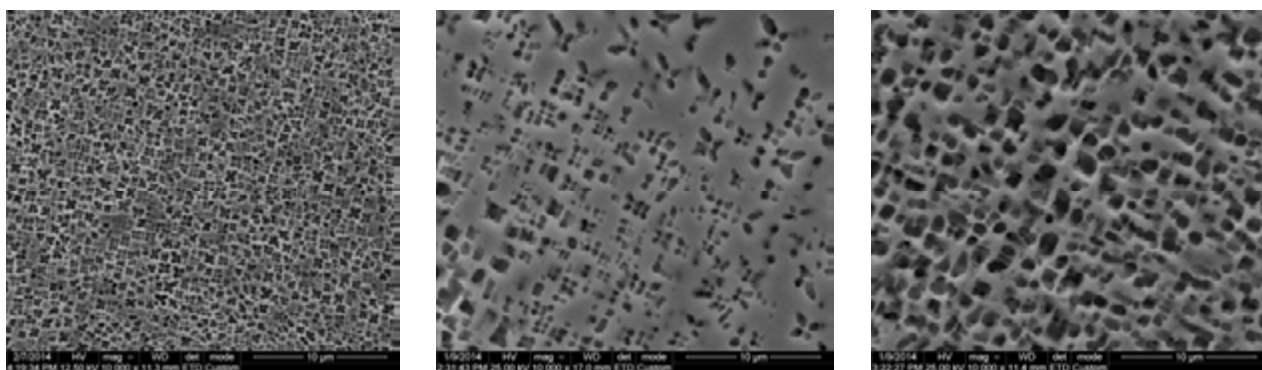


Рис. 1. Примеры шлифа монокристаллического ЖНС с различным объемным содержанием γ' -фазы

Расчет производится на основе анализа шлифа, и далее, учитывая равномерность распределения однородной структуры в сплаве, аппроксимируется на весь объем. Существующие упрощенные методики оценки по выборкам данных не обладают высокой статистической точностью для количественного и качественного анализа структуры. Из-за сложности изображения для автоматического анализа в настоящее время обработка таких данных выполняется вручную, либо с применением существующих программных комплексов, в которых методы анализа изображений не обладают высокой степенью автоматизации и требуют участия оператора, что не обеспечивает объективность получаемых данных, так как связано с неоднозначностью восприятия и усталостью. Таким образом, автоматизация процесса количественного анализа структурно-фазового состава сплава по изображению микроструктуры шлифа является в настоящий момент актуальной задачей.

Одним из способов автоматизации данного анализа является обработка полученных изображений шлифов с помощью сегментации с последующим анализом полученных данных. На этапе сегментации происходит выделение объектов интереса и отделение их от фона. Для анализа изображений шлифа монокристаллического ЖНС объектом интереса является γ' -фаза, остальные фазовые составляющие являются фоном. Стоит отметить, что далеко не всегда сегментация позволяет выделять объекты интереса правильно в областях градиентного перехода. Это обусловлено различными факторами, связанными в первую очередь с алгоритмом обработки изображения. Рассматривая два вида сегментации: пороговая обработка и сегментация методом выращивания и слияния областей, можно заметить неточности в определении границ для γ' -фазы. Примеры сегментации приведены на рисунке 2.

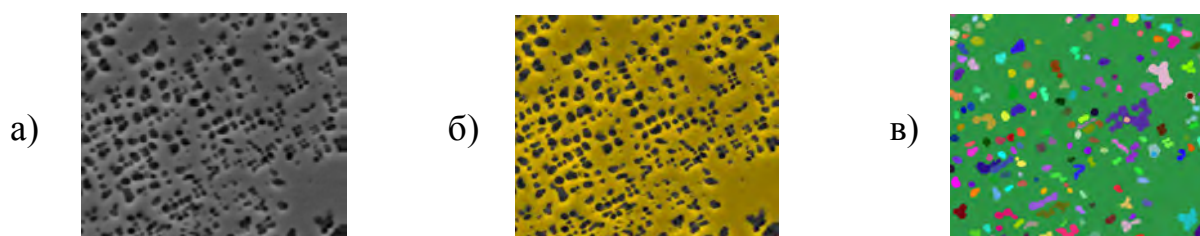


Рис. 2. Результат сегментации изображения шлифа монокристаллического ЖНС: а) оригинальное изображение; б) сегментация пороговой обработкой; в) сегментация методов выращивания и слияния областей

Пороговая обработка добавляет значительные погрешности при выделении фазовых составляющих, поскольку они незначительно, но отличаются по яркости, что сказывается на точности выделения объектов интереса, отличающихся от экспертных. Сегментация методом выращивания

и слияния областей хоть и является универсальной, однако при наличии градиентного перехода от области интереса к фону смещает границы, что также добавляет погрешности. Таким образом, для повышения точности сегментации необходимо произвести оптимизацию изображения перед выполнением операции сегментирования.

Для решения задачи оптимизации изображения применяется подход на основе корректировки яркости [2], позволяющий выделить границу, которая визуальным образом определяется человеком по контексту, но имеет градиентный переход, к которому существующие методы нечувствительны. В основе алгоритма корректировки лежит комплексное сравнение яркости всех пикселей на изображении с яркостью, выбранной в качестве эталонной. При сравнении значений вычисляется конечная яркость оптимизированного изображения на основании яркостных различий. Наиболее эффективной в предлагаемом методе является двунаправленная корректировка, как в сторону большей яркости от эталонной, так и меньшей. Яркость пикселя изменяется соразмерно его отклонению от эталонной, позволяя сделать пороговый переход в области градиентного изменения яркости, что в конечном итоге дает возможность выделять элементы γ' -фазы ближе к визуальным границам. Преобразование происходит на основе нормального закона распределения по формуле

$$\Delta = \frac{k}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{dy^2}{2\sigma^2}\right),$$

где σ – стандартный коэффициент по нормальному распределению, определяющий крутизну области изменения; k – коэффициент усиления.

Поскольку фазовых составляющих с различной яркостной компонентой много, то использование глобальной корректировки яркости не приведет к положительному результату оптимизации изображения. Таким образом, необходимо применять локальную корректировку для каждого элемента структуры по отдельности. Автоматическое вычисление яркостного среза для каждого отдельно взятого элемента позволяет точно выделить границы, независимо от множества других элементов фазовых составляющих. Вычисление локального яркостного среза для корректировки границ отдельно взятого элемента происходит по формуле

$$Y' = Y_{back} - (Y_{back} - (Y_{avgSeg} + dY)) \cdot k_d,$$

где Y_{back} – усредненная яркость фона; Y_{avgSeg} – усредненная яркость исследуемого элемента фазовой составляющей; dY – яркостная разница с элементом фазовой составляющей, признанным эталонным для данного шлифа; k_d – коэффициент разницы яркостной составляющей фона от яркости текущего элемента фазовой составляющей.

Данный подход позволяет использовать корректировку совместно с различными способами сегментации. Все области интереса преобразуются таким образом, что появляется эталонная глобальная яркость, вычисленная на основе эталонного элемента. Она отделяет фон от γ' -фазы на всем изображении. С другой стороны, границы для определения γ' -фазы четко выделяются относительно фона, что позволяет без значительных затрат определить с высокой точностью каждый структурный элемент, если требуется проанализировать не только объемное содержание, но и, например, оценить мисфит. Пример применения локальной корректировки к изображению (рисунок 2) представлен на рисунке 3.

В ходе статистического анализа на выборке аналогичных изображений была произведена оценка точности определения объемного содержания γ' -фазы. Для оригинального изображения, представленного на рисунке 2, вычисленное экспертом вручную значение составило 21,89 %. В таблице 1 приведен сравнительный анализ точности расчета $V_{\gamma'}$ для различных способов сегментации до и после коррекции изображения.

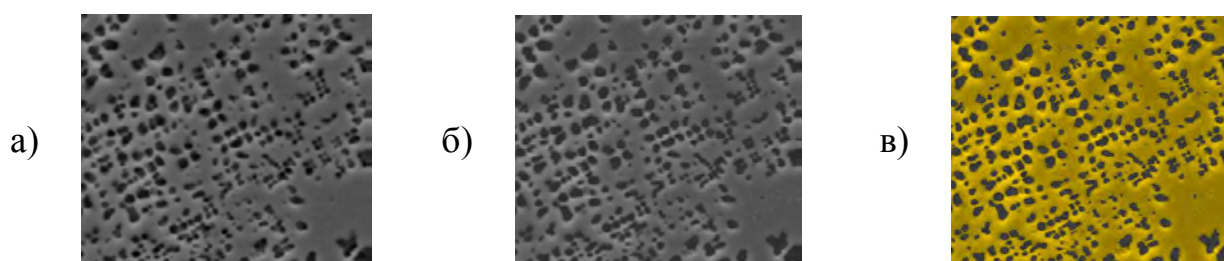


Рис. 3. Изображения шлифа монокристаллического ЖНС после локальной корректировки яркости: а) оригинальное изображение; б) изображение после коррекции; в) пороговая обработка скорректированного изображения

Таблица 1
Статистический анализ точности расчета $V_{\gamma'}$ на выборке изображений шлифов ЖНС

Способ сегментации изображения	Вычисленное значение (рисунок 2) $V_{\gamma'}$, %	Отклонение от экспертной оценки (рисунок 2), %	Среднестатистическое отклонение на группе изображений, %
Пороговая обработка	20,81	1,08	~2
Метод выращивания и слияния областей	20,37	1,52	~1.5
Пороговая обработка после оптимизации изображения	21,43	0,46	< 1
Метод выращивания и слияния областей после оптимизации изображения	22,58	- 0,69	< 1

В ходе исследования способа локальной яркостной корректировки изображения шлифа ЖНС были получены результаты, которые показы-

вают увеличение точности для различных видов сегментации. Повышение точности расчета обеспечивается локальными преобразованиями яркости изображения для каждого отдельно взятого структурного элемента γ' -фазы.

Библиографический список

1. Симс С. Х. Суперсплавы II // М., Metallurgia, 1995. – т 1 – С. 29.
2. Рыбаков, К. А. Оптимизация метода выращивания и слияния областей при сегментации изображений с градиентным переходом на основе комплексного анализа гистограммы яркости / Рыбаков К. А., Паламарь И. Н. // Теория и практика системного анализа: Труды III Всероссийской научной конференции молодых ученых с международным участием. – Т. II. –Рыбинск: РГАТУ имени П. А. Соловьева, 2014. – 196 с.

УДК 621.3.08

АФ-ТЕХНОЛОГИИ И ПРЕДПОСЫЛКИ ИХ ПОЯВЛЕНИЯ

И. И. Старшова, студент

Научный руководитель: З. Я Якупов, канд. физ.-мат. наук, доцент

ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

В последнее время мы часто слышим такие слова, как «аддитивные технологии», «SLS- технология». Мне стало интересно, что же означают эти термины и каковы предпосылки их появления. Поэтому я навела исторические справки.

Предшественниками современных АФ-технологий считают две оригинальные технологии, появившиеся в XIX в.

В 1890 г. Josef E. Blather предложил способ изготовления топографических макетов – 3-мерных карт поверхности местности [1]. Практическое применение эта идея нашла в ЛОМ-технологии – Lamination Object Manufacturing – послойном ламинировании или склеивании тонких листовых материалов, толщина листов при этом составляет 0,051-0,25 мм [2]. В 1979 г. профессор Nakagawa из Токийского университета предложил использовать эту технологию для быстрого изготовления пресс-форм, в частности, со сложной геометрией охлаждающих каналов.

Вторая технология – фотоскульптура была предложена французом François Willème в 1890 г. Для уменьшения трудоемкости процесса Willeme немец Carlo Baese в 1904 г. предложил использовать фоточувствительный желатин, который при обработке водой расширяется в зависимости от степени засветки – экспозиции.

В 1935 г. Isao Morioka предложил способ, сочетающий в себе топографию и фотоскульптуру. Этот способ предполагал использование структурированного света для создания топографической «карты» объекта – набора контуров.

Первым приближением к стереолитографии в современном понимании стала идея Otto Munz, который предложил способ селективной экспозиции прозрачной фотоэмульсии. На этот слой проецировался контур объекта. В качестве платформы, на которой производилась экспозиция, использовался поршень, установленный в цилиндре с возможностью перемещения. Поршень перемещали на определенную величину и сверху наносили слой эмульсии, проецируя на него изображение, после чего наносили слой фиксирующего реагента. И так каждый шаг: поршень перемещали вниз, наносили фотоэмульсию, засвечивали, наносили слой фиксирующего реагента и т.д. Фиксирующий состав наносился на весь слой – и на засвеченные участки, и на не засвеченные, в результате внутри затвердевшего прозрачного материала, сформированного в виде цилиндра, оказывался заключенным образ трехмерного объекта. На патент (Пат. США № 2775758) Otto Munz, как на предшественника современной стереолитографии, ссылаются практически все авторы новых изобретений в области аддитивных технологий. В 1977 г. Wyn Kelly Swainson (Пат. США № 4041476) предложил способ получения трехмерных объектов посредством отверждения фоточувствительного полимера в точке пересечения двух лазерных лучей. Примерно в это же время начинают появляться технологии послойного синтеза из порошковых материалов. В 1981 г. R.F. Housholder (Пат. США № 4247508) предложил способ формирования тонкого слоя порошкового материала путем нанесения его на плоскую платформу. Далее производилось разравнивание до определенной величины с последующим спеканием слоя. В том же году Hideo Kodama опубликовал результаты работы с первых функциональных систем фотополимеризации с помощью ультрафиолетовой (УФ) лампы и лазера. В 1982 г. была опубликована работа A.J. Herbert по созданию трехмерных моделей с помощью XY-плоттера, УФ-лампы и системы зеркал. Процесс патентования новых технических решений по АФ технологиям приобрел лавинообразный характер. В 1986 г. Charles W. Hull предложил способ послойно-

го синтеза посредством ультрафиолетового излучения, сфокусированного на тонкий слой фотополимерной смолы. Он же и ввел в оборот термин «стереолитография». Charles W. Hull стал основателем фирмы 3D Systems – компании, первой приступившей к коммерческой деятельности в области послойного синтеза. С этого момента началась новая эпоха в индустрии – эпоха АF технологий

Итак, технологии послойного синтеза, или аддитивные технологии (АF – Additive Manufacturing) сегодня одно из наиболее динамично развивающихся за рубежом направлений «цифрового» производства.

Селективное лазерное спекание – SLS-технология (Selective Laser Sintering), SelectiveLaserMelting) – одно из в значимых направление аддитивных технологий.

Вакуумное литье, литье под давлением и лазерное плавление это разновидности технологии аддитивного производства.

В медицине, а если быть точнее в ортопедии, широкое развитие получила технология лазерного плавления. Также, эта технология широко используется в аэрокосмической промышленности и высокотехнологичных секторах машиностроения и электронной промышленности.

Благодаря появлению цифрового прототипирования и развитию аддитивных технологий в медицине, сегодня можно детально спланировать ход хирургической операции, изготовить предоперационные модели, подобрать и изготовить индивидуальные экзо- и эндоимплантаты, а также индивидуальный операционный инструмент.

Библиографический список

1. Мержанов А. Г., Боровинская И. П. СВС в химии и технологии тугоплавких соединений // Журнал Всесоюзного химического общества им. Д. И. Менделеева. – 1979. – Т. 24. – № 3. – С. 223-227.
2. Мержанов А.Г., Боровинская И.П. СВС тугоплавких неорганических соединений // Доклады АН СССР. – 1972. – Т. 24. – № 2. – С. 366-369.

УДК 621.3.08

АДДИТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В РОССИЙСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ. ПРОБЛЕМЫ ВНЕДРЕНИЯ

Н. Р. Сераева, студент

Научный руководитель: З. Я. Якупов, канд. физ.-мат. наук, доцент
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический
университет имени А. Н. Туполева»

Существует несколько методов 3D печати, однако все они - производные аддитивной технологии изготовления изделий. Независимо от того, какой 3D принтер вы используете, построение заготовки происходит путем послойного добавления сырья. И, несмотря на то, что термин Additive Manufacturing используется отечественными инженерами редко, технологии послойного синтеза очень серьезно внедрились в современную промышленность.

В начале XXI века аддитивные технологии преимущественно использовались в технологически продвинутых отраслях – авиационной, аэрокосмической и автомобильной промышленности, в медицине и приборостроении, где деньги и время всегда имели особое значение.

В наше время АФ-технологии используются всюду: научно-исследовательские организации создают уникальные материалы и ткани; промышленные гиганты используют 3D принтеры для ускорения “макетирования” новой продукции, проектные организации нашли в 3D печати нескончаемый запас строительных идей, в то время как дизайн-студии словно вдохнули новую жизнь в дизайнерский бизнес аддитивными машинами.

Наиболее точной аддитивной технологией считается стереолитография – послойное отверждение жидкого фотополимера лазером. SLA принтеры используются преимущественно для изготовления прототипов, макетов и дизайнерских компонентов повышенной точности с высоким уровнем детализации.

Лазерное спекание – SLS-технологии – еще одно важное направление аддитивных технологий. Очень широкие перспективы у технологии "струйной печати" – InkJet- или PolyJet-технологии.

На сегодняшний день в России существует множество компаний, оказывающих услуги по прототипированию. Однако в основном это небольшие предприятия, обладающие одним-двумя недорогими 3D-

принтерами, предназначенных для выращивания несложных деталей. Связано это с тем, что высокотехнологичное оборудование, способное обеспечить высокое качество изделий, стоит дорого и требует для работы и обслуживания специально обученного персонала. Далеко не каждая компания может себе это позволить.

Для полноценного использования АF-технологий нужно создать эту среду: полностью освоить 3D-проектирование и моделирование, САЕ- и САМ-технологии, технологии оцифровки и реинжиниринга, сопутствующие технологии, включая и вполне традиционные, но переформатированные под 3D-среду.

Существуют на рынке и крупные компании, обладающие оборудованием высокого уровня, способных от начала до конца провести НИОКР и проконтролировать качество работ на каждом этапе. Однако такой комплексный подход по силам далеко не каждому предприятию, особенно в условиях безучастной позиции со стороны государства.

В целом ситуация с внедрением АF-технологий в российскую промышленность остается крайне неблагоприятной. Ученые, инженеры и технологи не смогли привлечь внимание государства к опасному отставанию в совершенно необходимой для отечественной промышленности инновационной сфере.

Ключевыми проблемами при внедрении АF-технологий являются кадры, которые, как известно, решают все. Собственно 3D-машины, высококласное АF-оборудование, которое невозможно приобрести и невозможно создать без целевой поддержки со стороны правительства в той или иной форме. Материалы – отдельная и сложная проблема междисциплинарного характера, решение которой целиком и полностью зависит от качества управления процессом со стороны государства. Это неподъемные для отдельной отрасли задачи. Проблема, которая может быть решена только при условии целенаправленного взаимодействия высшей школы, академической и отраслевой науки.

Рынок аддитивных технологий в России развивается, но происходит это очень медленно, поскольку необходима поддержка государства. При должном внимании к внедрению АF-технологий, она может значительно повысить скорость реагирования на потребности рынка и экономическую эффективность многих отраслей промышленности.

Библиографический список

1. Мержанов А.Г., Боровинская И.П. СВС тугоплавких неорганических соединений // Доклады АН СССР. – 1972. – Т. 24. – № 2. – С. 298-305.
2. Тринева Т.Л. Rapid Prototyping (RP). Технологии получения твердотельных 3D САD-моделей // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2004. – № 6 (12). – С. 37-40.

УДК 629.7

ОСОБЕННОСТИ ПОВРЕЖДЕНИЯ БЕГОВЫХ ДОРОЖЕК ОПОР ГТД

Е. В. Шеховцева¹, канд. техн. наук, ведущий инженер-конструктор
 Научный руководитель: В. Ф. Безъязычный², д-р техн. наук, профессор

¹ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн»

²ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

Опоры ротора газотурбинного двигателя (ГТД) являются ответственными узлами, влияющие на надежность и ресурс двигателя. За время их использования установлены основные дефекты, которые приводят к выходу из строя или к ухудшению условий эксплуатации вплоть до разрушения опор ГТД.

Контактное выкрашивание (питтинг) - это ключевая причина большинства дефектов опор роторов низкого и высокого давления ГТД. Питтинг возникает под действием многократных повторных поверхностных контактных напряжений. Характеризуется вырывом металла и образованием раковин на поверхностях беговых дорожек.

В процессе эксплуатации происходит зарождение и развитие усталостных микротрещин на поверхности или на небольшую глубину.



Рис. 1. Следы питтинга на беговой дорожке обоймы подшипника

Появление трещин обусловлено недостаточной толщиной смазочного слоя и контактом отдельных выступов (шероховатость поверхности, след от инструмента) сопрягаемых поверхностей. Фактором появления

трещины также может послужить и неметаллические включения, содержащиеся в материалах самой опоры, и дефекты упрочнения рабочих поверхностей. Начальные раковины располагаются вдоль наиболее нагруженной линии беговой дорожки. Далее появляются другая линия раковин, которая отстоит от первой на определенном расстоянии. Затем происходит их слияние и увеличение площади поврежденной поверхности, которая в итоге охватывает все пространство между указанными линиями (рис. 1).

Увеличение чистоты рабочих поверхностей беговых дорожек, обильная подача смазки нужной консистенции и вязкости с образованием масляной пленки достаточной толщины замедляет процесс развития контактного выкрашивания.

Существует три этапа развития контактного выкрашивания.

Этап 1. Микровыкрашивание обусловлено циклическими контактными напряжениями и пластической деформацией микронеровностей контактирующих поверхностей в процессе притирки пар качения. Зарождение микротрещин начинается в выступающих контактирующих поверхностях (выступ, след от инструмента, в месте поверхностного дефекта). В первые сотни циклов нагружения имеет место зарождение микротрещин на поверхности с пластической деформацией микровыступов под действием касательных напряжений с образованием микропустот, в которых зарождаются усталостные трещины. При дальнейшем увеличении числа циклов нагружения происходит развитие усталостных микротрещин в глубь детали, их последующее слияние и выход на поверхность с образованием микрораковин или рисок (рис. 2). Их размер около 1 мкм. При этом микровыкрашивание не влияет на работоспособность и надежность опор ГТД и может исчезнуть в процессе притирки.

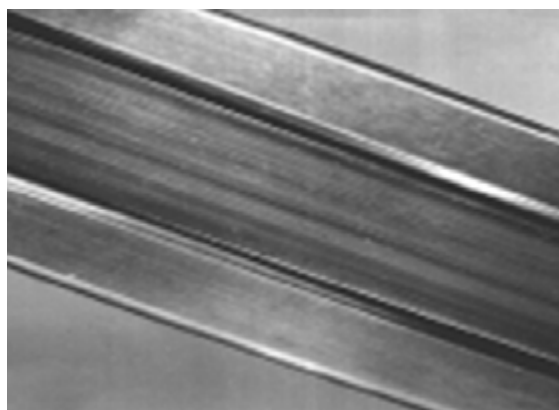


Рис. 2. Микровыкрашивание на беговой дорожке наружной обоймы подшипника

Основным параметром, определяющим развитие микровыкрашивания, является толщина смазочной пленки. Недостаточная вязкость масла вызывает уменьшение толщины смазочной пленки и способствует развитию микровыкрашивания. Увеличение вязкости масла оказывает положительное влияние на толщину масляной пленки и сопротивление развитию микровыкрашивания. Однако избыточная вязкость масла вызывает значи-

тельные потери энергии и существенное повышение рабочей температуры.

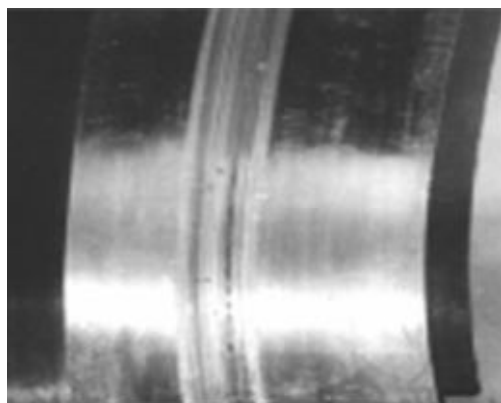


Рис. 3. Начальное выкрашивание на внутренней обойме

Этап 2. Начальное выкрашивание характеризуется мелкими раковинами диаметром менее 1 мм, глубиной не более 0,7 от полуширины площадки контакта. Начальное выкрашивание вызвано неравномерным распределением нагрузки по длине контактной линии, в зоне расположения дефектов металла или упрочняющей обработки.

Как правило, отдельные раковины при начальном выкрашивании располагаются вдоль прямой линии в одной локализованной зоне на беговой дорожке (рис. 3). В случае устранения неравномерного контакта дальнейшего роста выкрашивания не происходит. Ямки выкрашивания, развитие которых было приостановлено после приработки (сглаживание вершин гребней шероховатости), не получают дальнейшего развития в связи с более равномерным распределением нагрузки.

Этап 3. Прогрессирующее выкрашивание развиваться по мере увеличения срока эксплуатации опоры. Оно характеризуется непрерывным увеличением повреждения рабочих поверхностей беговых дорожек с уменьшением размеров контактных площадок и ростом нагрузок на них.



Рис. 4. Разрушение рабочей поверхности

Прогрессирующее выкрашивание характеризуется двумя параметрами: площадью повреждений и глубиной ямок выкрашивания. Если контактное выкрашивание вызвано

существенными погрешностями сборки, перекосами в процессе работы и т.д., то начальное выкрашивание может очень быстро перейти в прогрессирующее (рис. 4) и привести к разрушению опоры ГТД.

Таким образом, формируется ряд базовых аспектов появления и развитие контактного выкрашивания:

1. зарождение микротрещин на глубине в местах действия наибольших касательных напряжений при циклическом воздействии контактных нагрузок;

2. развитие трещин и их слияние с последующим выкрашиванием крупных частиц материала с поверхности, имеющей дефекты изготовления или сборки и эксплуатации;
3. этап приработка повышает питтингостойкость;
4. смазка оказывает особое влияние на контактную прочность сопрягаемых рабочих поверхностей.

Смазка в процессе появления и развития усталостного выкрашивания является решающим фактором. Она, проникая в микротрещины на поврежденной поверхности, углубляет их, вырывая частицы металла, нарушая целостность беговой дорожки. Следовательно, возрастает удельное давление в зоне контакта тел качения с последующим разрушением поверхности. Вязкость масла прямо пропорционально влияет на сопротивляемость поверхностного слоя деталей в зоне контакта деталей.

Выполнен анализ подвода смазки в рабочую зону тел качения и ее отвода в связи с повышением работоспособности опор ротора ГТД.

Самый распространенный метод подачи смазки в зону контакта – это подвод масла через форсунку к наружной обойме подшипника в зону ее контакта с телами качения [1-3].

Недостатками данного метода является то, что смазка к наружной обойме подшипника почти не поступает. Следовательно, быстрое разрушение беговой дорожке наружной обоймы опоры из-за контактных напряжений. А также, отвод смазки от внутренней обоймы осуществляется только центробежными силами. Следовательно, излишки смазки проникают в микротрещины и способствуют разрушению беговой дорожки внутренней обоймы.

В заключение можно сказать, что при охлаждении и смазки опор ротора ГТД, учитывая современные темпы развития авиации и режимы работы опор, рекомендуется усовершенствовать способы смазки и охлаждения зоны контакта в опорах (рис. 5) [4].

Предложенные улучшения за счет обеспечения подвода смазки к наружной и внутренней обоймам (через сепаратор), а также принудительный отвод смазки от внутренней обоймы позволяют на этапе притирки регулировать микрорельеф на беговых дорожках.

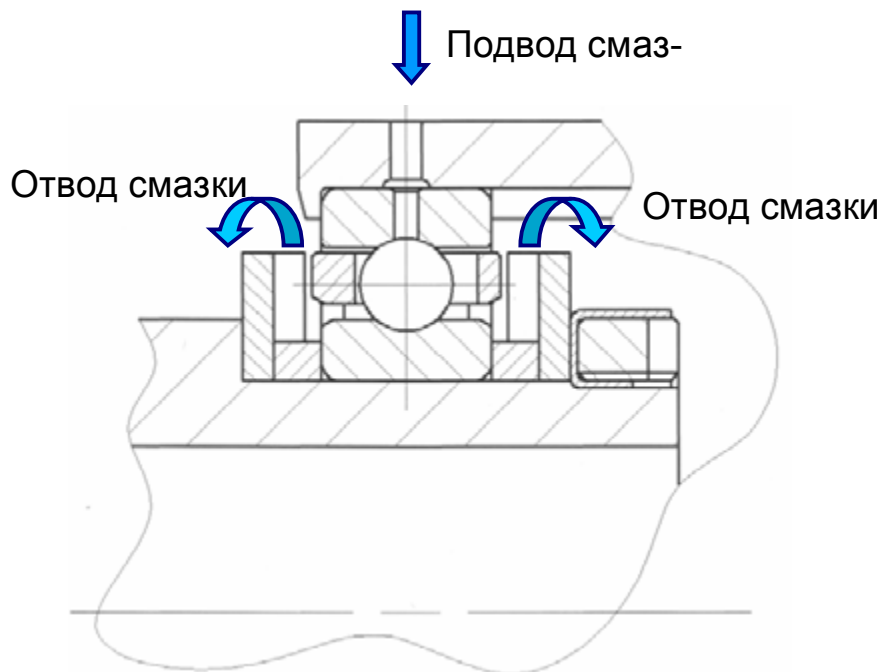


Рис. 5. Узел опоры ГТД

Библиографический список

1. Кузнецов В.А., Тункин А.И., Колесников Ю.К. Опора газотурбинного двигателя. Патент 2189475 Российская Федерация, МПК7 F02C7/06. Патентообладатель: ОАО «Авиадвигатель». № 2000126920/06; заявл. 26.10.2000; опубл. 20.09.2002.

2. Сергеев В.Б., Жорник И.В. Подшипниковый узел двигателя. Патент 2395702 Российская Федерация, МПК7 F02C7/06. Патентообладатель: ОАО «НПО «Сатурн». № 2008143838/06; заявл. 05.11.2008; опубл. 06.11.2011.

3. Зыкунов Ю.И., Канахин Ю.А., Кирюхин В.В. и др. Турбомашина. Патент 2482282 Российская Федерация, МПК7 F01D25/18, F02C7/06. Патентообладатель: ОАО «НПО «Сатурн». № 2012107592/06; заявл. 29.02.2012.

4. Никифоров В.А., Шеховцева Е.В. Узел опоры газотурбинного двигателя. Патент 126056 Российская Федерация, МПК7 F02C 7/06, F16C 33/10, F16C 33/66. Патентообладатель: ОАО «НПО «Сатурн». № 2012140819/11; заявл. 24.09.2012; опубл. 20.02.2013, Бюл. № 8.

УДК: 621.5

ОПЫТ СОЗДАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ТУРБИН ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРОМЫШЛЕННОГО И СУДОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

С. М. Пиотух, канд. техн. наук, эксперт КО турбин

В. А. Фадеев, эксперт по газодинамическим расчетам КО турбин

Ф. Х. Емасов, эксперт по компоновкам КО турбин

А. Н. Поткин, заместитель главного конструктора

Ф. В. Карпов, нач. бригады газодинамических расчетов КО турбин

ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Проектирование двигателя промышленного применения ГТД-4РМ и его судового варианта М75РУ было начато в начале 1999 года. Основной целью применения двигателя в его промышленном варианте является наземное использование для закачки природного газа в подземные хранилища, а в судовом варианте для установки на водоизмещающие корабли (ВК) и корабли динамической поддержки (КДП).

Принципиальная конструктивная схема двигателя включает в себя девятиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую ТВД и двухступенчатую СТ. В ТВД охлаждаемыми являются сопловые и рабочие лопатки первой ступени.

При проектировании были использованы современные методы расчета газодинамики, гидравлики, теплового состояния, напряжений и деформаций, в том числе и трехмерные. В конструкции применены традиционные апробированные конструктивные решения и материалы, что позволило без значительных доводочных работ получить заявленные параметры и ресурс турбин. Что подтверждено промышленной эксплуатацией двигателей ГТД-4РМ и эквивалентно-циклическими испытаниями двигателей М75РУ при проведении государственных испытаний.

Серийно выпущено порядка 35 двигателей.

Суммарная наработка турбины высокого давления ГТД-4РМ на 30-ти двигателях объектов Газпрома составляет более 230000 часов.

На базе газогенератора ГТД-4РМ (М75РУ) выполнены проекты газоперекачивающих ГТД-6,3РМ с мощностью 6,3 МВт с полностью унифицированным компрессором и двигателя ГТД-10РМ с мощностью 10 МВт с добавлением нулевой ступени компрессора.

По сравнению с двигателем ГТД-4РМ (М75ФУ) существенно увеличилась температура газа в турбине, а также частота вращения ротора.

Основные принципы газодинамического проектирования, заложенные во время работ над турбиной – применение венцов с минимальным количеством рабочих лопаток 1-й и 2-й ступеней для повышения эффективности ТВД и снижения расхода охлаждающего воздуха, оптимизационный подбор геометрических и газодинамических параметров, использование методов трехмерного анализа течения в турбине.

Сопловые и рабочие лопатки первой ступени ТВД имеют пленочное охлаждение пера.

Верифицированные расчетные и экспериментальные методики газодинамического проектирования и теплового анализа, применение проверенных конструктивных решений, а также неоднократно модернизированные в процессе доводки рабочие лопатки 1-й и 2-й ступеней ТВД позволили создать высокоэффективные и надежные турбины наземных ГТД-6,3РМ, ГТД-10РМ и морского ГТД М70ФУ.

В составе указанных двигателей турбина высокого давления успешно выдержала большое количество специальных испытаний (более 60-ти сборок), в т.ч. УЭЦИ.

В 2007 году ГТД-6,3РМ и ГТД-10РМ прошли МВИ, а М70ФУ в 2008 году прошел ГИ.

ТВД превосходит по характеристикам отечественные и многие зарубежные (евразийские) аналоги. Первичный КПД составляет $\eta_{\text{ПЕРВ}}^* = 93\%$.

В 2009 году прошел первые испытания двигатель ГТД-6,3РМ с десятиступенчатым компрессором, полностью сохранена унифицированная турбина высокого давления. Двигатель обеспечивает поддержание номинальной мощности до 8 МВт. Серийно выпущено порядка 35 двигателей.

В 2012 году разработан двигатель ГТД-10РМЭ энергетического применения, где использован двигатель ГТД-10РМ с незначительными изменениями. Изготовлен и испытан головной образец.

Кроме того, двигатель морского применения М70ФУ в части турбокомпрессора и силовой турбины без изменений использован при создании двигателей Е70/8РД и СГТГ-8.

В 2014 году в рамках программы «импортозамещения» на базе двигателя М70ФУ начата разработка двигателей морского применения М70ФУ-2 и М70ФУ-реверс.

Суммарная наработка турбины высокого давления составляет около 100000 часов, основная часть из которых на объектах Газпрома:

- 10 двигателей ГТД-6,3РМ, ГТД-6,3РМ/8, с 2006 года;
- 4 двигателя ГТД-10РМ, с 2006 года.

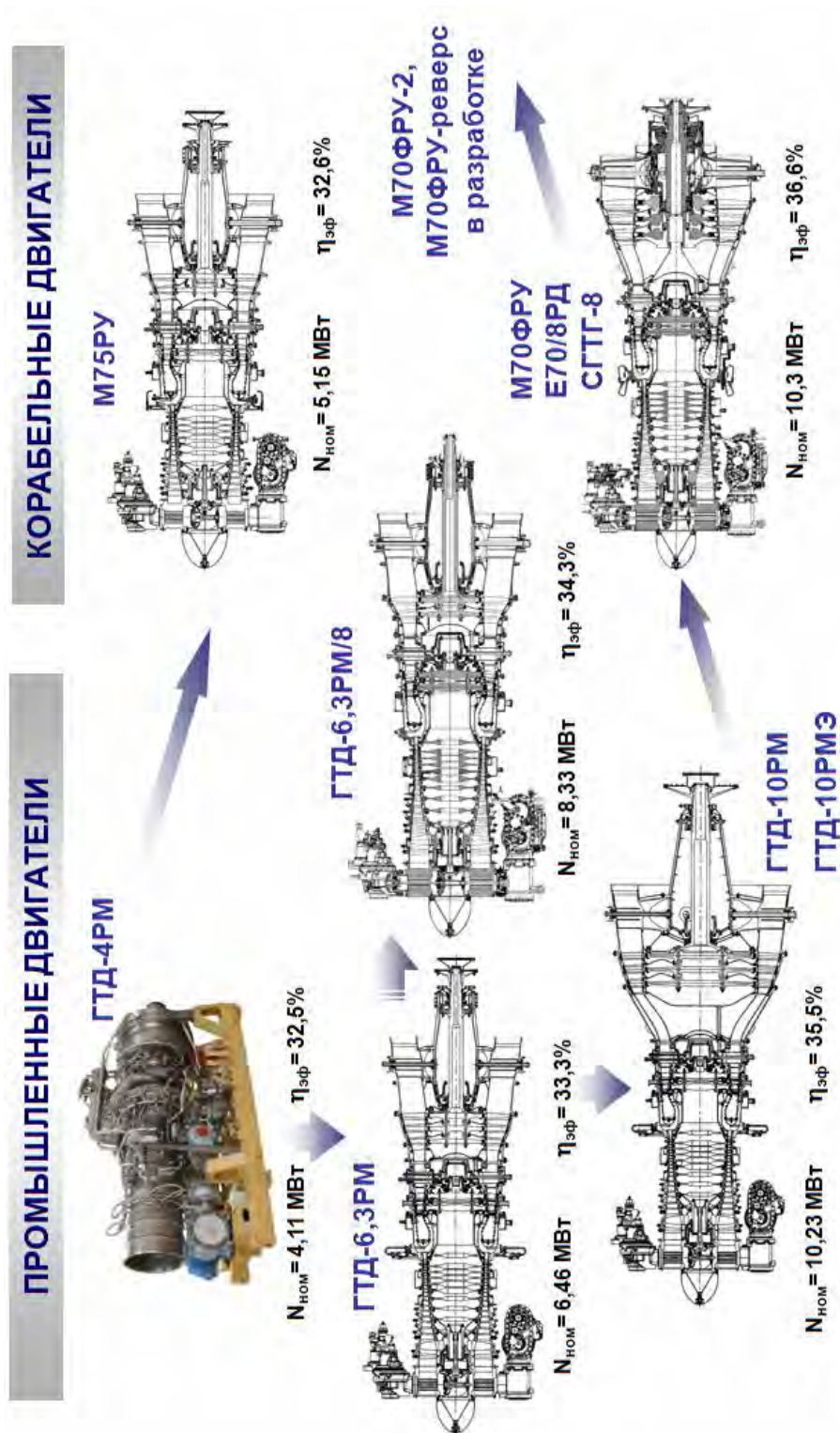


Рис. 3. Программа создания двигателей на базе унифицированного газогенератора «НПО «Сатурн»

Турбина высокого давления по лопаточной части является базовой при разработке проектов новых авиационных двигателей, а также масштабируется в проектах двигателей 16...50 МВт наземного применения.

УДК 6М.Л38

МЕТОДИКА КОМПЛЕКСНОГО ПОДХОДА К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ОХЛАЖДАЕМЫХ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ РАБОЧИХ КОЛЕС ГАЗОВЫХ ТУРБИН

А. Н. Поткин¹, канд. техн. наук, заместитель гл. конструктора

С. М. Пиотух¹, канд. техн. наук, эксперт КО турбин

Р. Ю. Старков¹, канд. техн. наук, главный конструктор

Ш. А. Пиралишвили², д-р техн. наук, профессор

¹ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн», г. Рыбинск

²ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

Характерной особенностью развития газотурбинного двигателя (ГТД) является переход к более высоким параметрам рабочего тела для улучшения экономичности. Ресурс ГТД определяется в первую очередь ресурсом рабочих лопаток первой ступени турбины высокого давления (ТВД). В связи с этим при создании современного ГТД первоочередное внимание уделяется достижению высоких ресурсных показателей лопаток рабочего колеса первой ступени ТВД с учетом обеспечения требований по газодинамической эффективности.

На этапе проектирования новой перспективной охлаждаемой турбины необходимо определиться с конструктивным обликом системы охлаждения рабочего колеса ТВД. Существующие наработки по системе охлаждения турбины-прототипа не всегда полностью обеспечивают правильность принятого решения. Для изучения проблемы обеспечения газодинамической эффективности и работоспособности охлаждаемого рабочего колеса на этапе эскизного проектирования предлагается комплексный теплофизический подход, учитывающий газодинамические в проточной части, гидравлические в каналах системы охлаждения, тепловые и прочностные характеристики процессов, происходящих при работе ТВД.

Настоящая методика позволяет выполнять проектирование охлаждаемых рабочих колёс ТВД ГТД с использованием комплексного параметра \square , количественно учитывающего различные физические процессы, происходящие при работе турбины.

Методика объединяет в себе аналитические оценки газодинамических, гидравлических, тепловых и прочностных характеристик охлаждаемого рабочего колеса газовой турбины конкретного ГТД.

Зависимость предложенного комплексного безразмерного параметра, полученного с использованием предложенной методики и позволяющего дать оценку работоспособности и эффективности системы охлаждения рабочего колеса ТВД, подтверждена испытаниями экспериментального газогенератора П и Э ГТД.

Проектирование рабочих колес ТВД ГТД различного назначения с помощью комплексного параметра ψ , количественно учитывающего различные физические процессы, происходящие при работе турбинной ступени, позволяет снизить риски принятия неверного конструктивного решения по облику турбины и сократить сроки её доводки.

Анализ экспериментальных и статистических параметров по системам охлаждения рабочих колес ТВД ГТД позволяет оценивать эффективность и работоспособность вновь проектируемых систем охлаждения, и приводить их в соответствие с существующими аналогами.

ГРАНУЛИРОВАННЫЕ ДИСКОВЫЕ СПЛАВЫ РАЗРАБОТКИ ОАО «ВИЛС» ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЗАДАЧ ОТЕЧЕСТВЕННОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

А. В. Востриков, канд. техн. наук; Г. С. Гарибов, д-р техн. наук;
Н. М. Гриц, канд. техн. наук

ОАО «Всероссийский институт легких сплавов», Москва

В настоящее время, как в России так и за рубежом, в производстве тяжело нагруженных деталей газотурбинных двигателей, таких как диски и валы, традиционный метод изготовления с успехом вытесняется методом металлургии гранул, внедрение которого позволяет получать путем прямого горячего изостатического прессования гранул («as-HP») заготовки любой сложности с однородной структурой из самых сложнолегированных труднодеформируемых сплавов.

Однако, использование сплавов стандартных составов, разработанных для традиционного метода изготовления, в производстве заготовок дисков методом металлургии гранул не возможно без соответствующей

корректировки их химического состава с учетом особенностей материала, получаемого этим методом.

Например, в случае использования сплавов стандартных составов, при нагреве гранул в процессе горячего изостатического прессования происходит выделение карбидов на поверхности гранул. Карбидные выделения фиксируют наследственные границы гранул и препятствуют взаимному прорастанию зерен, что оказывает отрицательное влияние на многие характеристики компактированного материала. Поэтому химический состав сплава в данном случае необходимо изменить так, чтобы стабилизировать первичные карбиды и устранить наследственные границы гранул в компакте.

В свою очередь, и при разработке совершенно новых сплавов, предназначенных для изготовления заготовок дисков и валов методом металлургии гранул также необходимо учитывать все металловедческие аспекты основных технологических операций, которые являются определяющими в формировании структуры и, соответственно, механических свойств окончательной детали, изготовленной этим методом.

Таким образом, можно сказать, что без глубокого понимания всех процессов происходящих с металлом на каждой технологической операции невозможно создать технологичный работоспособный сплав с требуемым уровнем механических характеристик.

Все существующие жаропрочные гранулируемые никелевые сплавы разработаны специалистами нашего института, так как на данный момент только специалисты ВИЛС владеют знаниями всех особенностей технологического процесса получения заготовок дисков методом металлургии гранул.

Создание новых сплавов адаптированных к гранульной технологии позволило на производимых в ОАО «ВИЛС» заготовках дисков ГТД обеспечить существенный рост всех механических характеристик и удовлетворять постоянно возрастающие требования конструкторов.

Для обеспечения перспективных двигателей пятого поколения новыми материалами разработчиками двигателей в очередной раз были выставлены очень высокие требования по свойствам жаропрочных никелевых сплавов, для достижения которых требовалось создание новых композиций, сочетающих высокие прочностные и жаропрочные характеристики с высоким сопротивлением МЦУ.

Поскольку ни один из существующих отечественных, да и зарубежных сплавов, в полной мере не удовлетворяли предъявляемым требованиям, то для получения высокого уровня механических свойств необходимо

было наметить новые направления в легировании гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов.

Выбор новых направлений в легировании всегда основывался на постоянно совершенствующейся технологии получения гранулируемых заготовок и учитывал все особенности получения современных гранулируемых материалов.

С учетом этого и на основании отечественного и мирового опыта создания жаропрочных никелевых сплавов и проведения глубокого патентно-технического поиска были намечены два основных направления в создании новых отечественных гранулируемых сплавов:

I - увеличение содержания углерода до значения 0,12 % для дальнейшего увеличения механических характеристик;

II - использование дополнительного легирования танталом и рением для комплексного повышения механических характеристик.

Работу проводили на недавно разработанных и запатентованных новых суперсплавах первого поколения класса ВВП – это ВВ751П и ВВ750П, которые прошли паспортизацию в ВИАМ'е и вошли в ГОСТ на гранулируемые сплавы [1,2].

Высокопрочный никелевый сплав ВВ752П.

Что касается первого направления то, исторически сложилось так, что за рубежом в легировании порошковых жаропрочных никелевых сплавов углеродом применяют концентрации не более 0,04 масс. %. Ограничивая содержание углерода на таком низком уровне, разработчики сплавов пытаются предотвратить образование грубых сеток первичных карбидов по границам гранул и, тем самым, способствовать более полной консолидации гранул в процессе горячего изостатического прессования (ГИП).

В процессе развития порошковых сплавов в России и за рубежом был найден способ предотвращения образования грубых сеток карбидов по наследственным границам гранул. Способ заключается во введении в состав сплавов сильных карбидообразующих элементов, таких как гафний и тантал, которые образуют стабильные первичные карбиды типа МС, выделяющиеся из жидкого состояния и устойчивые на стадии ГИП.

Введение сильных карбидообразующих элементов в состав сплава, в свою очередь, позволяет повысить содержание углерода до более высоких концентраций.

Ранее на примере сплавов ЭП962П и ЭП975П была показана принципиальная возможность увеличения содержания углерода до величины 0,12 % и, за счет этого, повышения прочностных характеристик сплава.

В процессе проведения патентных исследований установлено, что в легировании зарубежных жаропрочных никелевых сплавов также намечается тенденция к увеличению содержания углерода до значений 0,15 % для повышения прочностных характеристик.

Так как в последнее время повышение прочностных характеристик является одним из основных требований, предъявляемым к новым жаропрочным никелевым сплавам, предназначенным для перспективных изделий, то повышение содержания углерода в составе сплава до значений 0,12 % мы рассматривали как один из путей решения этой проблемы.

Новый высокопрочный сплав ВВ752П с содержанием углерода 0,07-0,12 % разработан на основе химического состава сплава ВВ751П. Использование дополнительного карбидного упрочнения при сохранении неизменного содержания γ' -фазы на уровне 55 % позволило поднять уровень прочности и сопротивления МЦУ на 50 и 80 МПа соответственно и уровень жаропрочности при температуре 650 °С на 40 МПа по сравнению с исходной композицией, т.е. до уровня 1140 МПа [3].

Высокожаропрочный никелевый сплав ВВ753П.

Это направление направлено на комплексное повышение механических характеристик универсального сплава типа ВВ750П.

Как было установлено на основании анализа патентной и технической литературы тантал (Ta) входит в состав всех новейших зарубежных сплавов, созданных для работы при повышенных температурах.

Тантал упрочняет γ' -фазу и увеличивает ее количество, упрочняет γ -матрицу и вносит определенный вклад в упрочнение карбидами.

Современная, разработанная японскими специалистами D-электронная теория легирования также делает вывод о том, что Ta более эффективный упрочнитель, чем W и Mo, так как позволяет повысить фазовую стабильность и увеличить объемную долю упрочняющей γ' -фазы.

Увеличение фазовой стабильности сплавов при замене части W и Mo на тантал заключается, прежде всего, в предотвращении образования охрупчивающих топологически плотноупакованных фаз (ТПУ-фаз).

Тантал также уменьшает температурный интервал плавления, уменьшая тем самым долю эвтектики $\gamma - \gamma'$.

Подобное влияние тантала на состояние и поведение фаз, позволяет повышать такие механические характеристики сплава, как высокотемпературный предел прочности, длительную прочность, сопротивление ползучести и, что на настоящий момент особенно актуально, снизить скорость роста усталостной трещины (СРТУ).

Поэтому, несмотря на дефицитность и высокую стоимость тантала, его введение в зарубежные жаропрочные никелевые сплавы считается оправданным.

Поскольку отечественные жаропрочные гранулируемые никелевые сплавы разрабатывались для более высоких рабочих температур, чем зарубежные, в основном для температуры до 750 °С. Поэтому степень их легирования, как по тугоплавким элементам, так и по γ' -образующим элементам, достаточно высокая и, в основном, превышает степень легирования всех известных зарубежных жаропрочных никелевых сплавов, в том числе, самых последних разработанных композиций.

Однако, такой эффективный упрочнитель, как Та, из-за его дефицитности, не был использован в системе легирования отечественных гранулируемых никелевых сплавов.

Рассматривание вариантов использования редких элементов для легирования отечественных гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов с целью дальнейшего повышения их жаропрочности, то наибольший интерес как легирующий элемент представлял рений (Re).

Рений достаточно широко используется в легировании зарубежных никелевых сплавов, для повышения жаропрочности и уменьшения скорости распространения.

На основании современной d-электронной теории легирования установлена уникальность Re, как легирующего элемента жаропрочных никелевых сплавов. Это единственный элемент, повышающий одновременно сопротивление ползучести и горячей коррозии и поддерживающий фазовую стабильность.

В связи с этим, рений рассматривался как перспективный легирующий элемент для использования в составе гранулируемых жаропрочных сплавов, предназначенных для высоких рабочих температур.

Именно поэтому при создании нового высокожаропрочного сплава ВВ753П нами были приняты во внимание все перспективные тенденции в легировании жаропрочных никелевых сплавов, в том числе введение тантала и рения в количествах, обеспечивающих необходимое соотношение параметров решеток γ и γ' - фаз.

В качестве исходной композиции для разработки нового сплава был использован химический состав гранулируемого сплава ВВ750П, самого жаропрочного из существующих. На опытных заготовках дисков из сплава ВВ753П за счет дальнейшего повышения содержания γ' -фазы до 65 % удалось достигнуть предела прочности и предела текучести на уровне

1640 и 1190 МПа, соответственно, и жаропрочности при температуре 750 °С на уровне 800 МПа [3].

Библиографический список

1. Гарибов Г.С., Гриц Н.М., Востриков А.В. и др. Крупногабаритные диски из гранул нового высокожаропрочного сплава ВВ750П для перспективных ГТД. – Технология легких сплавов, 2008, №1, с.31-36.
2. Востриков А.В., Гарибов Г.С., Бер Л.Б. и др. Исследование физико-механических свойств и структуры гранул из нового высокопрочного никелевого сплава, изготовленных методом PREP. - Технология легких сплавов, 2013, №2, с.69-75.
3. Гарибов Г.С. Металлургия гранул - основа создания новых материалов для перспективных авиадвигателей. – Информационно-технический бюллетень Пермские авиационные двигатели, 2012, №26, с. 58-63.

УДК 621.438

МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОЙСТВ КОНСТРУИРУЕМЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

И. Х. Бадамшин, д-р техн. наук, доцент, профессор

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет»

Существующие методы расчёта на прочность элементов конструкций основаны на теории упругости механики деформируемого твёрдого тела, которая, в свою очередь, базируется на гипотезе сплошности среды и эмпирических исходных данных.

Исследованиями в области физики твёрдого тела показано, что в основе прочности твёрдых тел лежит равновесие межатомных сил притяжения и отталкивания между зарядами кристаллической решётки.

Применение этого фундаментального свойства материалов позволяет развить методы расчёта на прочность конструкций и перейти в модели поведения материалов от гипотезы сплошности среды к учёту сил межатомного взаимодействия на уровне элементарной атомной ячейки.

Такой подход открывает новые возможности теоретически рассчитывать прочностные, упругие и теплофизические характеристики элемен-

тов конструкций, в которые входят: модуль упругости, коэффициент Пуассона, предел упругости, предел текучести, коэффициент теплового расширения, коэффициент теплопроводности, плотность, являющиеся исходными данными в расчёте напряжённо-деформированного состояния деталей.

В частности, *предел текучести* при растяжении монокристалла рассчитывается по теоретической формуле [1], основанной на механизме перемещения краевой дислокации и электростатической природе межатомного взаимодействия

$$\tau = c / (x/a_0)^2 ,$$

где c – коэффициент, определяемый в точке $[\tau_{\max}; x/a_0]$; x – величина перемещения в элементарной атомной ячейке при сдвиге.

Нормальная и тангенциальная проекции напряжения сдвига бездефектного монокристалла связаны известной формулой

$$\sigma = \tau / (\cos \alpha \cdot \cos \beta),$$

где α – угол между горизонтальной плоскостью и плоскостью сдвига; β – угол между плоскостью сдвига и направлением нормального напряжения.

На рис. 1, 2, 3 приведены некоторые результаты расчёта (сплошные линии), точками здесь обозначены экспериментальные (справочные) данные, полученные другими авторами [2, 3, 4].

Как видно из графиков, модель хорошо согласуется с результатами эксперимента для кристаллической решётки никеля (рис. 1). Для жаропрочных сплавов модель позволяет прогнозировать предел текучести при высоких температурах (рис. 2, 3).

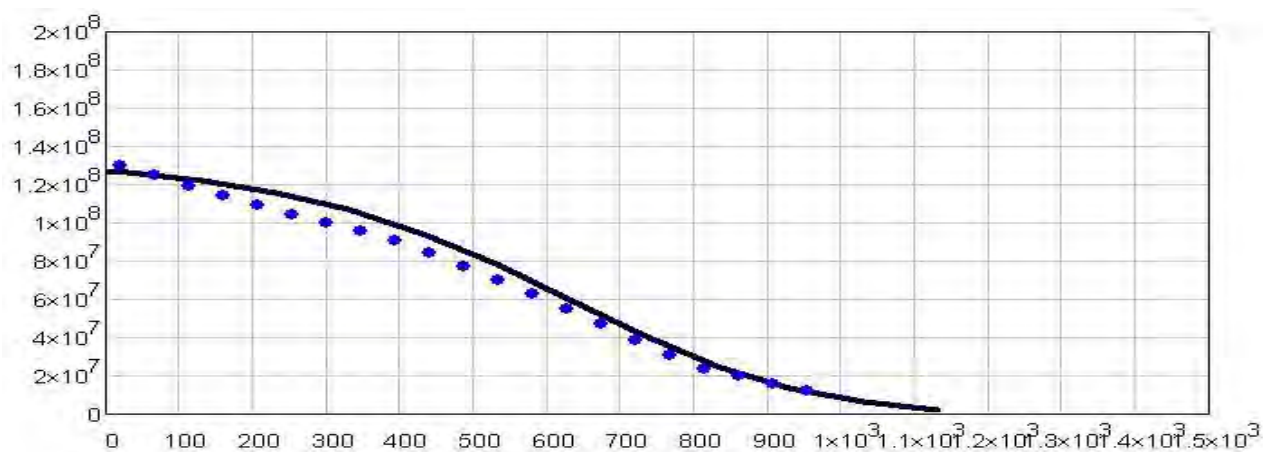


Рис. 1. Зависимость предела текучести Ni от температуры

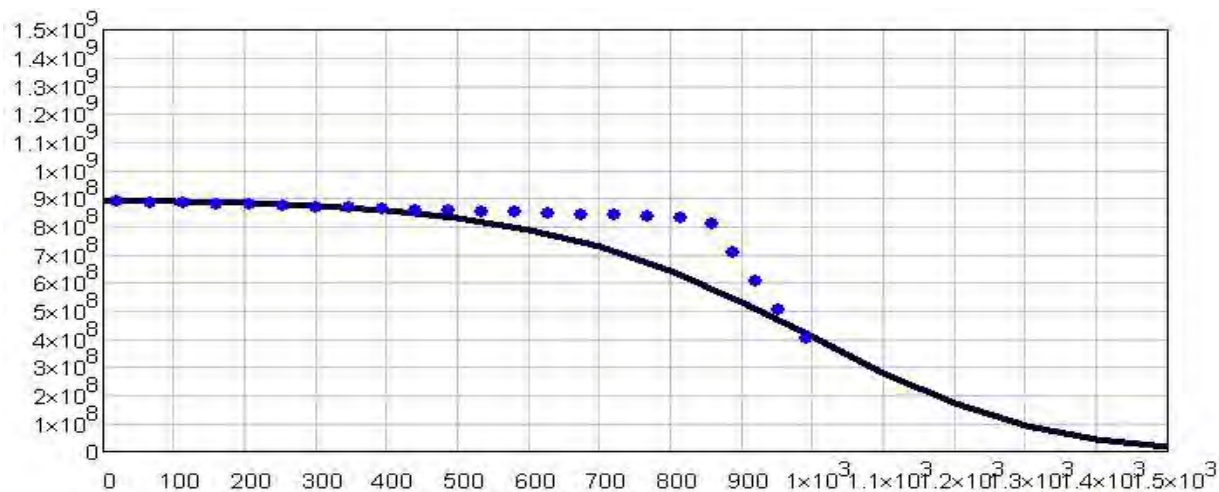


Рис. 2. Зависимость предела текучести ЖСБК от температуры.

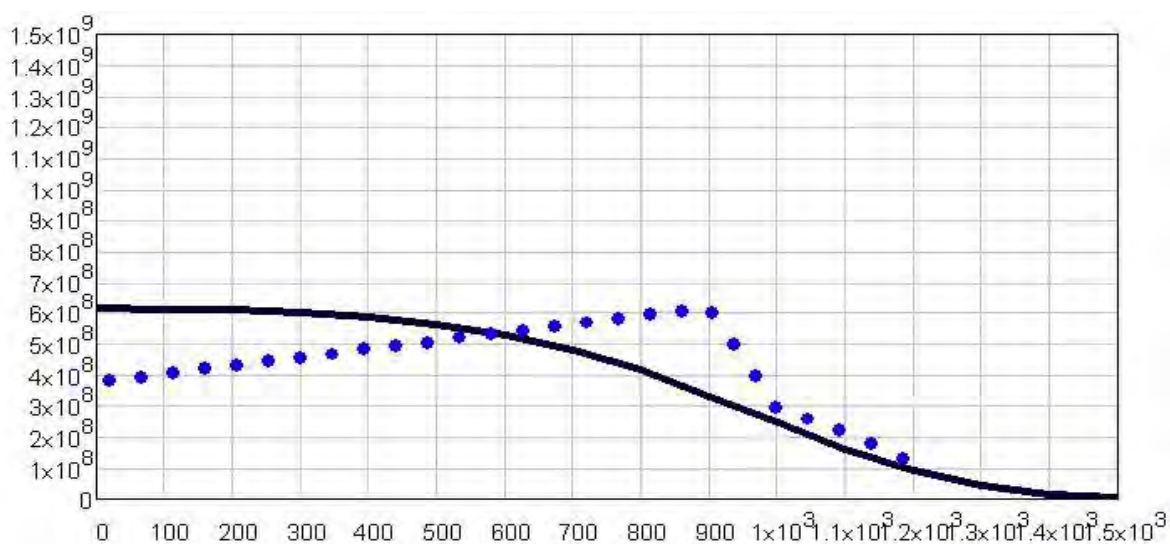


Рис. 3. Зависимость предела текучести ВКНА-4 от температуры.

В расчетах на прочность элементов турбины важную роль играют *характеристики ползучести*. При моделировании учитывается один из механизмов пластической деформации и установившейся ползучести, основанный на перемещении краевых дислокаций. В этом случае для определения величины пластической деформации и ползучести необходимо знать скорость перемещения дислокации.

Для решения поставленной задачи рассматривается движение одной краевой дислокации в нанобъеме бездефектного монокристалла.

Начальная скорость перемещение краевой дислокации v_0 рассчитывается по теоретической формуле [1], основанной на электростатической природе межатомного взаимодействия

$$v_0 = \frac{0,5a_0}{\sqrt{M \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 x^2}}} = \frac{e}{\sqrt{5\pi\epsilon_0 a_0 M}}$$

где $M = F_{\text{внеш}} / F_{\text{кул}}^1$; $F_{\text{кул}}^1$ – кулоновская сила межатомного взаимодействия.

Зная скорость перемещения дислокации в нанобъеме, можно перейти к расчету величины пластической деформации в нитевидном (бездефектном) монокристалле, который используется в качестве армирующей фазы в эвтектическом композитном материале.

Для определения скорости деформации ползучести технических монокристаллов, имеющих плотность дислокаций до 10^3 см^{-2} , в модели используется формула Орована

$$\xi = \rho_d b v,$$

где ξ – скорость деформации ползучести; ρ_d – плотность дислокаций; b – вектор Бюргерса; v – скорость движения дислокации.

Некоторые результаты расчёта приведены на рис. 4,5 (нулевая линия является технической).

Модель позволяет достраивать диаграммы ползучести жаропрочного сплава на основе ограниченного объёма экспериментальных данных.

Исходные расчётные данные формируются в условиях сокращения дорогостоящих экспериментов, что значительно снижает экономические и временные затраты в процессе проектирования лопаток газовых турбин. При этом адекватность модели, подтверждена удовлетворительной схожимостью со справочными данными [1].

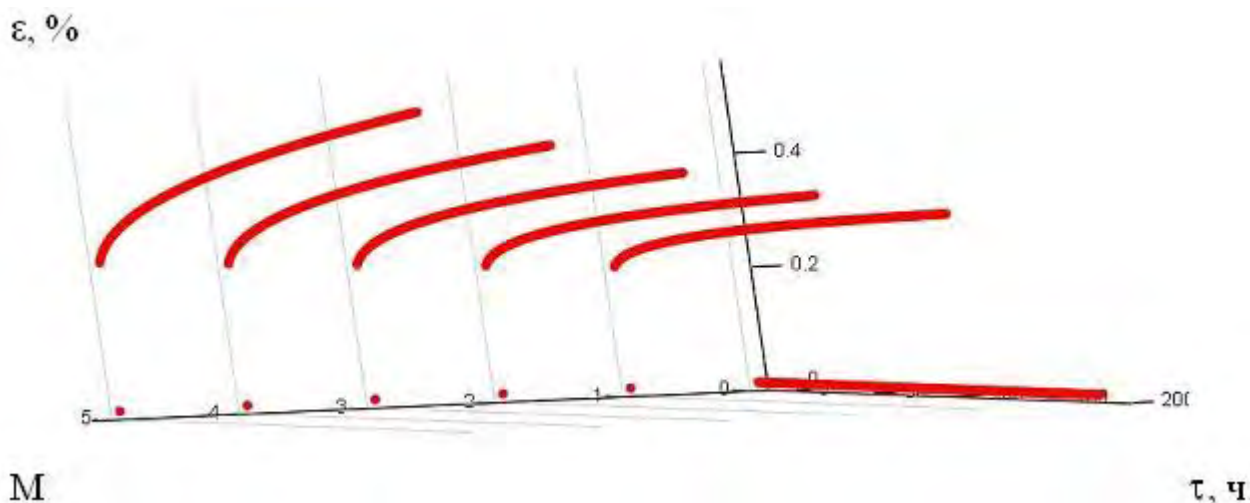


Рис. 4 Модельная диаграмма ползучести сплава при температуре t_1 .

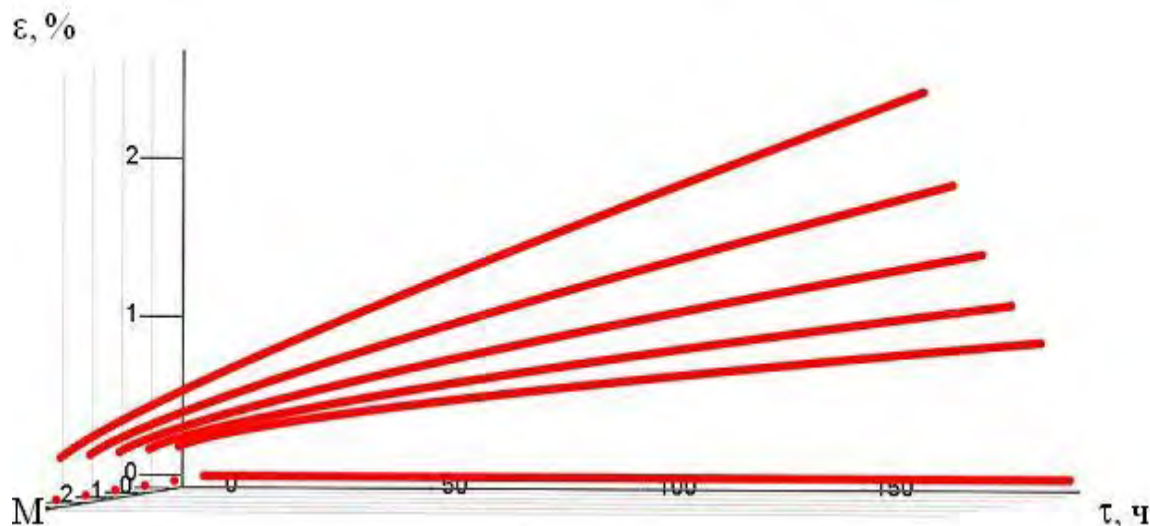


Рис. 5 Модельная диаграмма ползучести сплава при температуре t_2

Библиографический список

1. Бадамшин И.Х. От четырёх к одному. Силы внутриатомного взаимодействия и прочность материалов. М.: Изд. дом Академии естествознания, 2014.– 90с.
2. Механические и технологические свойства металлов: Справ. изд. Бобылёв А.В. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Металлургия, 1987. 208 с.
3. Шалин Р.Е., Булыгин И.П., Голубовский Е.Р. Жаропрочность сплавов для ГТД. – М.: Металлургия, 1981, 120с.
4. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Базылёва О.А. Литейные конструкционные сплавы на основе алюминиды никеля. Двигатель, №4, 2010, С.22-24.

УДК 621.793

ВЛИЯНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ДИОДНЫМ ЛАЗЕРОМ НА МИКРОСТРУКТУРУ КЕРАМИЧЕСКОГО СЛОЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ

Н. Г. Зайцев^{1,2}, аспирант, научный сотрудник;

И. В. Мазилин², канд. техн. наук, начальник отдела;

Ю. А. Новинкин², начальник отдела

Научные руководители: В. В. Овчинников^{1,3}, д-р техн. наук, профессор, главный специалист по сварке и материаловедению;

Л. Х. Балдаев², д-р техн. наук, генеральный директор

¹ ФГБОУ ВПО «Московский государственный индустриальный университет»,

² ООО «Технологические системы защитных покрытий», г. Москва

³ ОАО «Российская самолетостроительная корпорация МИГ», г. Москва

В современных газотурбинных установках (ГТУ) температура на поверхности деталей горячего тракта достигает 1000-1200°C, а в авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) может превышать эти значения. Для их защиты применяются теплозащитные покрытия (ТЗП), которые в сочетании с охлаждающим воздухом обеспечивают снижение температуры на 50-200°C.[1] Для ГТУ и, в особенности, для ГТД характерны термоциклические нагрузки. Слоистые покрытия, получаемые плазменным нанесением на воздухе обладают низкой термостойкостью, в отличие от столбчатых, получаемых электронно-лучевым осаждением [2].

С помощью лазерной термообработки можно уплотнить поверхность керамического покрытия, что ограничит прямой доступ агрессивной среды через сквозную пористость. Также оплавленный слой обладает сниженной шероховатостью по сравнению с изначальной. [3, 4, 5, 6] Оплавленный слой покрытия проявил повышенную устойчивость к коррозии, [7] несмотря на образование вертикальных трещин, появившихся в результате усадки и напряжений, вызванных оплавлением. Подмечено, что наличие вертикальных трещин повышает термостойкость покрытия и в сочетании с вертикально-ориентированными зёрнами, формирующихся в оплавленном слое как бы имитируют столбчатую структуру электронно-лучевого покрытия [3, 4].

Образцы из нержавеющей стали марки 12Х18Н10Т толщиной 3 мм были покрыты металлическим подслоем на основе сплава системы МCrAlY(где М– Ni, Co или их сочетание). На металлический подслоем наносили керамическое покрытие на основе оксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия. Покрытие наносили плазмой на воздухе плазмотроном F4-MB (Sulzer, Германия). В качестве исходных материалов использовали порошок. Для выбора параметров нанесения покрытия был применен двухуровневый факторный анализ с центральной точкой. Толщина полученных покрытий составляет порядка 100-130 мкм для подслоя и 440-480 мкм для керамического слоя

Ранее осуществлялись попытки оплавления керамического слоя ТЗП, как правило, для этого применяли углекислотный [4, 6, 8] или твердотельный (Nd-YAG) лазеры [3, 5, 7]. Для оплавления керамического слоя в настоящей работе использован диодный лазер, т.к. он обладает наиболее

равномерным распределением энергии по сечению пучка (Рисунок 1, а), что позволит провести наиболее равномерное оплавление на заданную глубину. Важно отметить еще одно достоинство диодных лазеров - их экономичность.

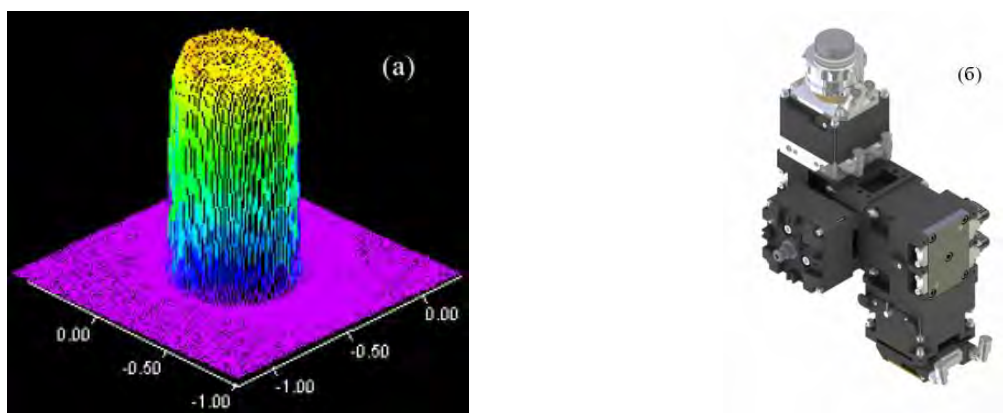


Рис. 1. Распределение энергии по сечению пучка лазера (а) фокусирующей системы BO-SF (б)

Для оплавления применяли оптическую систему BO-SF (Рисунок 1, б). Длина волны 1080 нм, фокусное расстояние 250 мм, диаметр пучка 2,9 мм. Оплавление проводили на мощности 400 Вт.

В процессе оплавления, обработанная часть керамического слоя почернела, а сама поверхность стала глянцевой и гладкой. В результате усадки образовалась сеть вертикальных трещин по границам зерен, которые ориентированы в нормальном направлении к подложке (Рисунок 2, в). Черный цвет керамики означает нарушение стехиометрии состава (обеднение кислородом). Это связано с тем, что при нагреве керамики оксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия, свободный кислород становится чрезвычайно подвижным и при недостаточном давлении кислородсодержащей среды, проходя по вакансиям, улетучивается. Для восстановления содержания кислорода и упорядочивания микроструктуры проводили окислительный отжиг. В результате окислительного отжига керамическое покрытие образцов стало светлее, чем сразу после напыления, черные оплавленные покрытия снова вернули светлый цвет. (Рисунок 2, а, б) Микроструктуры оплавленных покрытий представлены ниже (Рисунок 2, г). Оплавленный слой характеризуется высокой плотностью, пористость менее 1 %.

Исследования микроструктур показывают, что основная часть покрытия под оплавленным слоем не претерпела изменений, что позволяет сделать вывод о том, что функциональность и основные особенности слоистого покрытия сохранились после лазерной термообработки. На

электронном микроскопе прослеживаются вертикальные зерна и, видно, что вертикальные трещины не заходят глубоко в покрытие, поэтому справедливо предположение о том, что обильного локального окисления, характерного для толстых покрытий с вертикальными трещинами, удастся избежать.

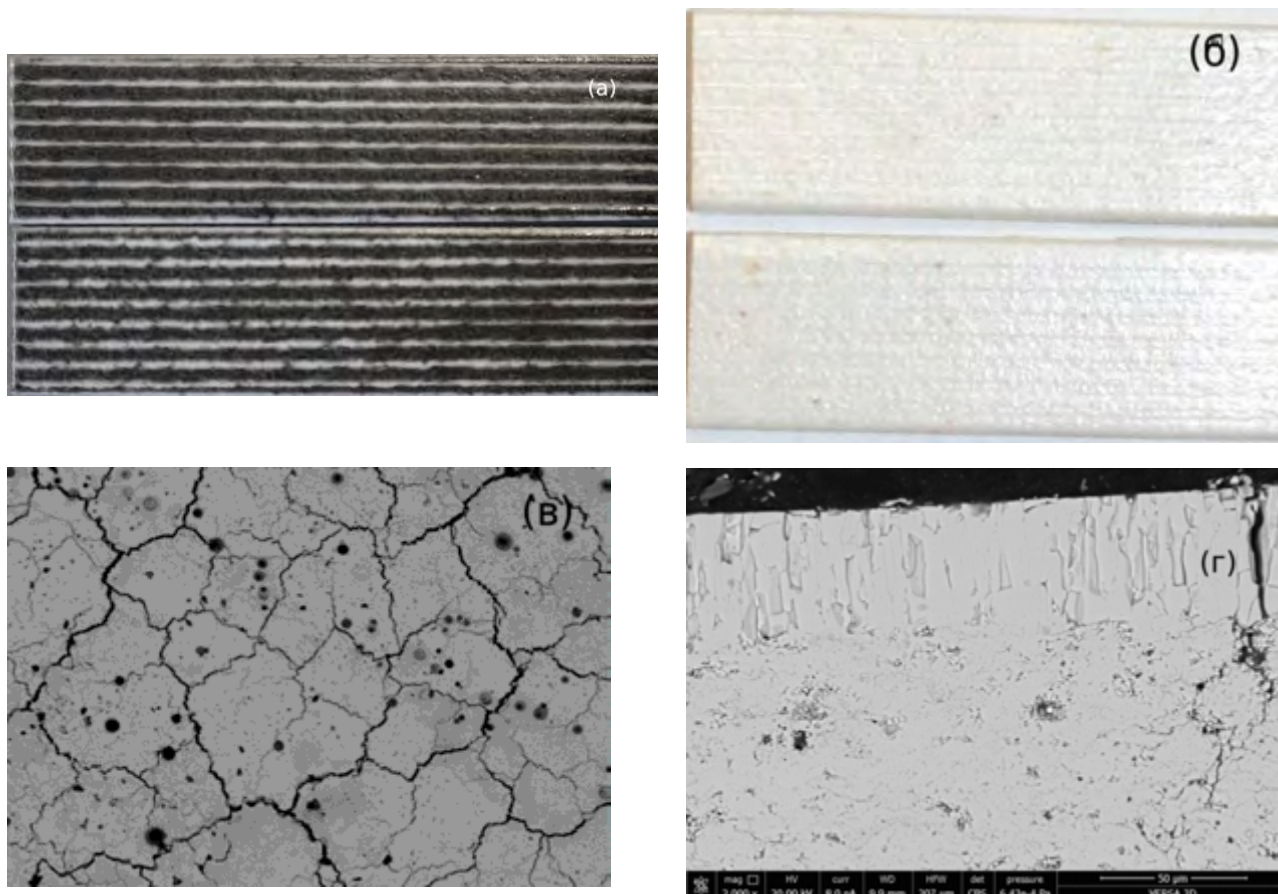


Рис. 2. Не отожженные образцы (а), отожженные образцы (б), оплавленное покрытие вид сверху (в) и поперечное сечение (г) (электронная микроскопия)

Данные микроструктурного анализа позволяют сделать выводы о том, что в результате проведенной термообработки верхнего слоя ТЗП диодным лазером прошла успешная модификация поверхности керамического покрытия. Ожидается значительное повышение термостойкости покрытия и других эксплуатационных характеристик ТЗП за счет образования микроструктуры с вертикальными зернами и вертикальными микротрещинами.

Библиографический список

1. Иноземцев, А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] / А.А. Иноземцев, М.А. Нихам-

кин, В.Л. Сандрацкий // Серия Газотурбинные двигатели. – М.: Машиностроение. 2007. 208 С.

2. Балдаев, Л.Х. Газотермическое напыление [Текст]: учебное пособие / Л.Х. Балдаев. В.Н. Борисов. В.А. Вахалин. Г.И. Ганноченко. А.Е. Зотова, Б.М. Захаров [и др.] М.:Маркет ДС. 2007. 344 с.

3. Ahmaniemi, S. Modified Thick Thermal Barrier Coatings, Thesis for the degree of Doctor of Technology, Tampere University of Technology, 2004, 86 p.

4. Batista C., Surface Laser-Glazing of Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings, Applied Surface Science, 2005, Volume: 247, Issue: 1-4, p. 313-319

5. M.F. Morks, C.C. Berndt, Y. Durandet, M. Brandt, J. Wang, Microscopic observation of laser glazed yttria-stabilized zirconia coatings // Applied Surface Science 256 (2010) 6213–6218

6. C. Batista, Laser-glazing of plasma-sprayed thermal barrier coatings – experimental and computational studies // Thesis, University of Minho, 2007

7. R. Ghasemi, R. Shoja-Razavi, R. Mozafarinia, H. Jamali, M. Hajizadeh-Oghaz et al, The influence of laser treatment on hot corrosion behavior of plasma-sprayed nanostructured yttria stabilized zirconia thermal barrier coatings // Journal of the European Ceramic Society 34 (2014) 2013–2021

8. C. Batista, Morphological and microstructural characterization of laser-glazed plasma-sprayed thermal barrier coatings/ C. Batista, A. Portinha, R.M. Ribeiro, V. Teixeira, M.F. Costa, C.R. Oliveira // Surface & Coatings Technology 200 (2006)

УДК 621.793

ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ЦИРКОНАТОВ РЕДКОЗЕМЕЛЬНЫХ МЕТАЛЛОВ И ИТТРИЯ

И. В. Мазилин¹, канд. техн. наук, начальник отдела

Научные руководители: Л. Х. Балдаев¹, д-р техн. наук, ген. директор;

Д. В. Дробот², д-р хим. наук, профессор, заведующий кафедрой

¹ ООО «Технологические системы защитных покрытий», г. Москва

² ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет тонких химических технологий имени М.В. Ломоносова»

Введение

Традиционно для защиты лопаток и других деталей горячего тракта от воздействия высоких температур, эрозионного износа и коррозии используются теплозащитные покрытия (ТЗП) [1]. Уже более 35 лет в качестве основного керамического слоя ТЗП используются материалы на основе диоксида циркония, стабилизированного 6-8 % по массе оксида иттрия ($ZrO_2-7Y_2O_3$). Покрытия на его основе обладают уникальным сочетанием свойств, однако его применение ограничено дестабилизацией тетрагональной фазы и, как следствие, фазовым переходом с изменением объема, высокой анионной проводимостью и высокой скоростью спекания, что определяет максимальную температуру их эксплуатации на уровне 1200°C. Поскольку рабочие температуры перспективных ГТУ превышают это значение (Mitsubishi M701J – 1900K [2]), необходим поиск и разработка материалов ТЗП нового поколения.

Основная цель работы состоит в разработке физико-химических основ, технологии и аппаратурного оформления процессов получения теплозащитных материалов и покрытий нового поколения с керамическим слоем на основе фаз, существующих в системах $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = La, Nd, Sm, Gd, Y$) пригодных для защиты деталей горячего тракта перспективных энергетических ГТУ.

По результатам анализа механизмов разрушения ТЗП на основе диоксида циркония сформулирован ряд ключевых свойств, которыми должен обладать материал верхнего слоя ТЗП нового поколения [3-8]:

- температура плавления $T_{пл} > 2000^\circ C$;
- низкая скорость спекания и кислородная проницаемость при $T \sim 1300^\circ C$;
- отсутствие фазовых переходов вплоть до $T \sim 1300^\circ C$;
- коэффициент теплопроводности материала $\leq 2,0$ Вт/м·К при $T \sim 1300^\circ C$;
- стабильный коэффициент термического расширения, сопоставимый с никелевыми сплавами ($10-14 \cdot 10^{-6}$ 1/К в диапазоне $T = 20-1300^\circ C$);
- химическая инертность: стойкость к S-, V-коррозии, проникновению силикатов (CMAS) и отсутствие взаимодействий с соседними слоями ТЗП.

Экспериментальная часть

На основе анализа условий существования, термических и теплофизических свойств твёрдых растворов и стехиометрических фаз, существующих в системах $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = Y, La, Nd, Sm, Gd$) был выбран ряд

перспективных материалов. Для нанесения покрытий на основе этих фаз был выбран метод плазменного напыления (APS), в качестве исходных материалов использованы порошки. Сопоставлены способы получения и морфология порошков, приведен анализ влияния свойств порошков на свойства покрытий, полученных методами газотермического напыления.

Результаты и их обсуждение

Получены теплозащитные материалы и покрытия на основе твёрдых растворов, существующих в системах $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = Y, Nd, Sm, Gd$). Показано, что легирование $ZrO_2-7Y_2O_3$ смесью оксидов неодима и самария приводит к снижению теплопроводности покрытия на 15-30% из-за замещения атомов иттрия на большие по массе и размеру атомы неодима и самария.

Получены теплозащитные материалы и покрытия на основе стехиометрических фаз, существующих в системах $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = La, Nd, Sm, Gd$). Показано, что в процессе плазменного напыления цирконатов РЗЭ со структурой пироклора происходит частичное испарение оксида РЗЭ, которое вместе с высокой скоростью охлаждения ($\sim 10^6$ K/c) приводит к тому, что основная фаза покрытий имеет структуру дефектного флюорита, параметр ячейки в ряду La-Gd снижается. Коэффициент теплопроводности покрытий на основе цирконатов РЗЭ как минимум в 2 раза ниже, чем у существующих ТЗП и составляет $\lambda_{1000^\circ C} = 0,50-0,75$ Вт/м·К, что является следствием их состава и кристаллической структуры.

Изучены процессы, протекающие в ходе длительной выдержки при температуре эксплуатации ТЗП на основе фаз, существующих в системах $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = La, Nd, Sm, Gd, Y$). Показано, что фазовый состав, механические и теплофизические свойства покрытий на основе твёрдых растворов систем $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = Nd, Sm, Gd, Y$) меняются незначительно. В отличие от них, покрытия на основе стехиометрических фаз, существующих в системах $ZrO_2-Ln_2O_3$ ($Ln = La, Nd, Sm, Gd$) претерпевают ряд изменений. Происходит обратное изменение структуры основной фазы покрытий с дефектного флюорита на пироклор, причем в ряду La-Gd оно идёт с различной скоростью, которая зависит от условий существования соединений $Ln_2Zr_2O_7$ (в соответствии с фазовыми диаграммами и ΔH_f). Так, основная фаза покрытий на основе $La_2Zr_2O_7$, $Nd_2Zr_2O_7$ и $Sm_2Zr_2O_7$ имеет структуру пироклора, а на основе $Gd_2Zr_2O_7$ - дефектного флюорита. Помимо основной фазы в покрытиях на основе $La_2Zr_2O_7$ обнаружена фаза $t-ZrO_2$ в количестве 3-8% масс, её содержание зависит от режима напыления. Степень увеличения коэффициента теплопроводности покрытий в ходе выдержки определяется изменением их кристаллической структуры:

рост значений максимален у покрытий на основе $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ из-за перехода дефектный флюорит \rightarrow пироклор ($\lambda_{1000^\circ\text{C}} = 1,45-1,65 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$) и минимален у дефектного флюорита $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ ($\lambda_{1000^\circ\text{C}} = 0,70-0,90 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$).

Библиографический список

1. А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий / Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Серия Газотурбинные двигатели. М.:Машиностроение, 2007. - 208с.
2. E. Ito, K.Tsukagoshi, A.Muyama, J. Masada, T.Torigoe / Development of Key Technology for Ultra-high-temperature Gas Turbines // Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, Vol. 47, No. 1 (2010), pg. 19.
3. C. Levi / Emerging materials and processes for thermal barrier systems // Current Opinion in SolidState and Materials Science, Vol.8 (2004), p.77 – 91.
4. R. Vassen, M. Jarligo, T. Steinke, D. Mack, D. Stoever / Overview on advanced thermal barrier coatings // Surface and Coatings Technology, vol.205 (2010), p.938 – 942.

УДК 531.011:621.763

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОДУЛЯ УПРУГОСТИ ПРИ СЖАТИИ ДЛЯ ЯЧЕИСТОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ ТИПА «ГИПАР»

С. А. Самипур, аспирант

ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

Создана математическая модель для определения модуля упругости при сжатии для ячеистого заполнителя типа «гипар».

Ключевые слова: трехслойная конструкция, ячеистый заполнитель, математическая модель, модуль упругости при сжатии

Одним из важнейших направлений снижения массы конструкции ЛА и других технических объектов является внедрение технологий трехслойных конструкций, элементы которых состоят из двух несущих обшивок, соединенных легким заполнителем.[1] Наиболее распространенным типом заполнителя, использующимся в трехслойных конструкциях, явля-

ется сотовый наполнитель.[2] Но с этим наполнителем возникают трудности при изготовлении криволинейных панелей или панелей с переменной толщиной. Для изготовления таких панелей предлагается ячеистый наполнитель. Заполнитель ячеистого типа (Рис. 1а) представляет собой регулярные структуры, состоящие из однотипных чашеобразных элементов - ячеек, образующих полости, изолированные друг от друга и с одной стороны от обшивки [3]. Ячеистый наполнитель - состоящий из однотипных чашеобразных элементов, поэтому рассматривается только один повторяющийся элемент (см. рис. 1б). Определяется модуль упругости, потому что в композиционной конструкции соотношение модуля упругости к массе определяет эффективность конструкции. Последовательно, чем больше этого соотношения, тем больше эффективности.

Допустим, что сила, действующая на трехслойной конструкции, принимается стенками. Еще допустим, что часть 1 (см. рис. 1б) недвижна. Рассматриваются стенки ячейки как консольные балки. С помощью метода энергии определяется деформации балки. После этого определится модуль упругости ячеистого наполнителя при сжатии. (см. рис. 2)

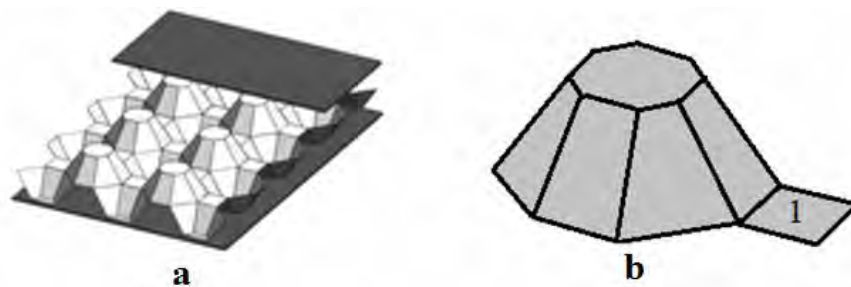


Рис.1. а) ячеистый наполнитель, б)повторяющийся элемент ячеистого наполнителя

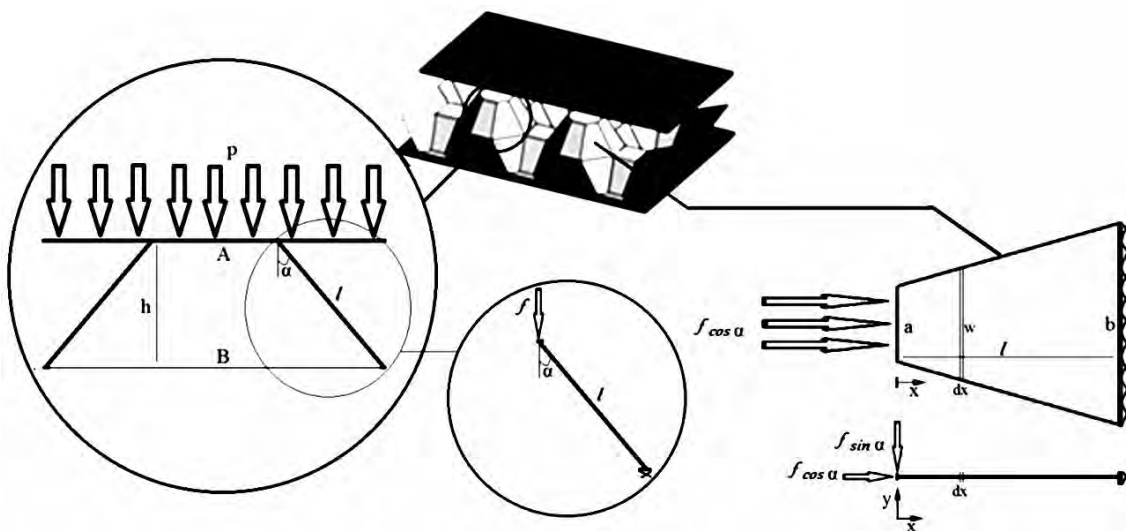


Рис. 2 - Сила, действующая на повторяющемся элементе

Приводится метод энергии для определения перемещения вдоль оси y .

$$X_1 = \int_0^l \frac{M}{E_p I} \frac{\partial M}{\partial f} dx \quad 1)$$

где I - момент инерции сечения консольной балки, E_p - модуль упругости заготовки, f - сила, действующая на одной стенке, l - высота стенки и M - изгибающий момент, который определится нижеуказанным образом:

$$M = fx \quad 2)$$

где f равно одной восьмой части силы, действующей на одной элементе - F . Потому что у каждого элемента есть восемь стенок.

$$f = \frac{F}{8} \quad 3)$$

$$F = ps_1 \quad 4)$$

$$s_1 = 2(1 + \sqrt{2})b^2 \quad 5)$$

где p - напряжение или давление, действующее на трехслойной конструкции. А S_1 - площадь, на которой действует эта сила и b - длина большого восьмиугольника. После этого, определится момент инерции сечения консольной балки. Для консольной балки с прямоугольной сечением, момент инерции определится нижеуказанным образом:

$$I = \frac{1}{12} wt^3 \quad 6)$$

где w - ширина поперечного сечения стенки и t - толщина заготовки. Для консольной балки с формой трапеции изменение ширины поперечного сечения стенки определится нижеуказанной формулой:

$$w = \frac{b-a}{l}x + a \quad 7)$$

$$l = \sqrt{h^2 + \left(\frac{b-a}{2}\right)^2} \quad 8)$$

где a - длина маленького восьмиугольника и h - высота ячейки. С помощью уравнений 1,2,3,6,7 определится перемещение вдоль оси y :

$$X_1 = \int_0^l \frac{fx^2}{E_p \frac{1}{12} \left(\frac{b-a}{l}x + a\right) t^3} dx = \frac{12f}{E_p t^3} \frac{l^3}{(b-a)^2} \left(0.5b - 1.5a - \frac{a^2}{b-a} \ln\left(\frac{b}{a}\right)\right) \quad 9)$$

После определения перемещения вдоль оси y , определится перемещения вдоль оси x :

$$X_2 = \int_0^l \frac{f}{wtE_p} dx = \int_0^l \frac{f}{\left(\frac{b-a}{l}x + a\right) tE_p} dx = \frac{f}{tE_p} \frac{l}{b-a} \ln\left(\frac{b}{a}\right) \quad 10)$$

А теперь определится общее перемещение по перпендикулярной оси к конструкции:

$$X = X_1 \sin \alpha + X_2 \cos \alpha \quad (11)$$

$$\alpha = \arctan \left(\frac{b-a}{2h} \right) \quad (12)$$

где α - угол ячейки (См. Рис. 2). С помощью уравнений (4), (5), (9), (10), (11) модуль упругости определится нижеуказанным образом:

$$E = \frac{F}{s_1} \frac{h}{X} = \frac{8h}{2(1+\sqrt{2})b^2 \left[\frac{12}{E_p t^3} \frac{l^3}{(b-a)^2} \left(0.5b - 1.5a - \frac{a^2}{b-a} \ln \left(\frac{b}{a} \right) \right) \sin \alpha + \left(\frac{l}{t(b-a)E_p} \ln \left(\frac{b}{a} \right) \right) \cos \alpha \right]} \quad (13)$$

В этой работе создана математическая модель для определения модуля упругости при сжатии для ячеистого заполнителя. Этот модуль зависит от свойств заготовки (t, E_p) и геометрии ячейки (a, b, h). С помощью вышеуказанного соотношения определяются оптимальные геометрии ячейки и свойства заготовки для достижения наибольшего модуля упругости ячеистого заполнителя.

Библиографический список

1. Gibson LJ, Ashby MF. *Cellular solids*. Cambridge: Cambridge University Press; 1999 [Chapter 8].
2. Meguid SA, Cheon SS, Abbasi NE. FE modelling of deformation localization in metallic foams. *Finite Elem Anal Des* 2002;38(7):631–43.
3. Belingardi G, Cavatorta MP, Duella R. Material characterization of a composite-foam sandwich for the front structure of a high speed train. *Compos Struct* 2003;61(1–2):13–25.

УДК 621.45.038: 536.629.7

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КАЛОРИМЕТРИЧЕСКОГО МЕТОДА КОНТРОЛЯ ТЕПЛОАПРЯЖЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД В ЖИДКОМЕТАЛЛИЧЕСКОМ ТЕРМОСТАТЕ

В. А. Чеснова, аспирант

Д. А. Бойцова, студент

Научные руководители: А. В. Викулин, канд. тех. наук, доцент;

Н. Л. Ярославцев, канд. тех. наук, доцент

ФГБОУ ВПО «МАТИ – Российский государственный технологический
университет имени К.Э. Циолковского»

Введение

При создании высокотемпературных газотурбинных двигателей важной проблемой является разработка эффективно охлаждаемых деталей горячего тракта двигателя. Проектирование и доводка охлаждаемых деталей двигателя тесно связана с проведением экспериментальных исследований, так как сложность процесса теплообмена в каналах охлаждения деталей не позволяет ограничиться только теоретическим анализом [1]. Наиболее приемлемым при проектировании и доводке охлаждаемых деталей газовой турбины являются статистические методы испытаний, среди которых, благодаря технологической простоте, оперативности и высокой информативности, особое место занимает метод калориметрирования в жидкометаллическом термостате.

Для проведения экспериментов методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате была разработана испытательная установка «Цинк» (рис. 1). В настоящее время осуществляется дальнейшая доработка и совершенствование данного метода с целью повышения точности эксперимента и снижения трудоемкости и энергетических затрат. Особенности применения в качестве термостатирующей жидкости расплавов алюминия и олова потребовали проведения анализа и разработки комплекса методик проектирования калориметрических испытаний.

Методика определения размеров ванны термостата

Калориметрирование деталей осуществляется в ванне, которая одновременно используется в качестве тигля, где металл плавится и перегревается до необходимой для термостатирования детали температуры. При проектировании тигля необходимо стремиться свести к минимуму его объем. При этом достигается снижение расхода металла, снижение затрат электроэнергии, идущей на нагрев и плавление металла, сокращение времени плавления металла, улучшение равномерности нагрева металла в печи, снижение интенсивности охлаждения тигля с расплавом на воздухе.

В соответствии с габаритными размерами испытуемого рабочего участка и удобством изготовления, минимальный объем ванны достигается при прямоугольной форме тигля с овальными боковыми стенками (рис. 2).



Рис. 1. Экспериментальная установка «Цинк»

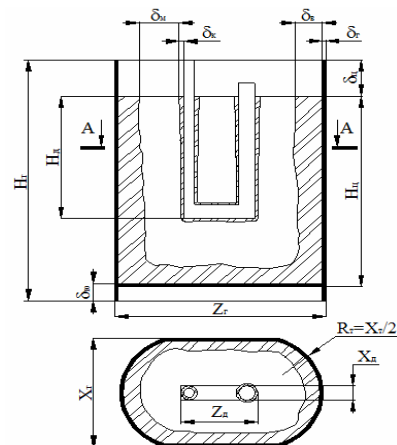


Рис. 2. Схема определения габаритов ванны термостата

Методика определения начала продувки детали охлаждающим воздухом

Методика определения оптимальных условий начала calorиметрического эксперимента, то есть нахождения наиболее благоприятного момента начала продувки детали воздухом, зависит от принятой схемы испытаний.

Если эксперимент проводится при достижении в ванне термостата равновесной температуры, равной температуре кристаллизации, то в этом случае задача заключается в том, чтобы найти оптимальное время охлаждения и затвердевания металла в ванне, когда температура перегрева его в центре пренебрежительно мала и корка имеет минимально допустимые размеры. Время начала продувки детали определяется по температуре кристаллизации металла либо по толщине замороженной на стенках ванны корки металла.

Если эксперимент проводится в условиях, когда температура расплава превышает температуру его кристаллизации, т. е. в условиях перегрева расплава, то в этом случае в начальные моменты времени до тех пор, пока не будет достигнуто равенство теплоты перегрева расплава и теплоты охлаждения детали, твердая фаза на поверхности детали не образуется. То есть существует некоторое время задержки образования металлограммы t_3 (рис. 3), которое необходимо учитывать при назначении временного интервала продувки.

Методика оценки кондиционности термостатирующей среды и срока ее замены

В процессе эксплуатации термостата расплав металла постепенно насыщается примесями от материала испытуемого объекта, ванны и технологической оснастки. Учесть влияние всей совокупности попадающих в расплав при испытаниях примесей на качество металлограммы чрезвычайно сложно, поэтому при определении допустимого ресурса металла термостата целесообразно использовать статистические методы.

Период нормальной эксплуатации расплава металла имеет более низкий уровень загрязнений, чем предельно допустимый, который в тече-

ние всего периода нормальной эксплуатации расплава можно считать постоянным. Внезапные превышения предельно допустимых концентраций (ПДК) загрязнений расплава во времени описываются экспоненциальным законом.

Момент времени окончания периода нормальной эксплуатации расплава металла $T_{ОНЭ}$ определяется моментом времени достижения ПДК загрязнений расплава T_3 . Возрастание интенсивности появления ПДК загрязнений термостатирующей среды после завершения периода нормальной ее эксплуатации определяется законом нормального распределения. Момент времени окончания периода нормальной эксплуатации определяется по формуле (рис. 4): $T_{ОНЭ} = M - 3\sigma$, где M – среднее значение долговечности эксплуатации термостатирующей среды.

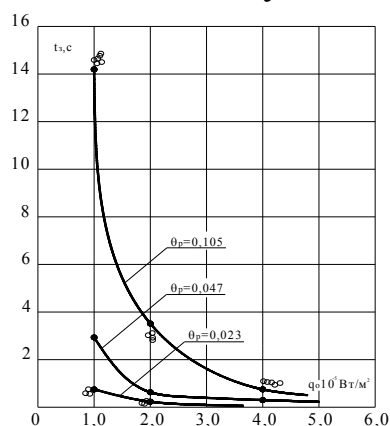


Рис. 3. Номограмма определения времени задержки образования металлограммы в калориметрическом опыте

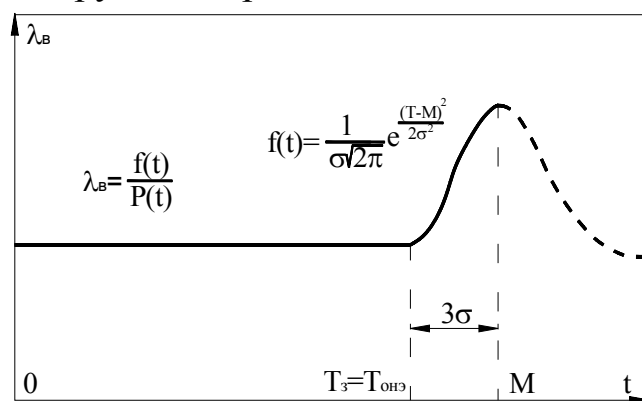


Рис. 4. График интенсивности появления предельно допустимых концентраций загрязнений термостатирующей среды от времени t ее наработки

Таким образом, загрязнение термостатирующей среды вызывает необходимость ее замены. Периодичность замены зависит от того, какую нагрузку несет термостатирующая среда, а также от того, из какого материала изготовлены контролируемые объекты. Если требования по замене термостатирующей среды особенно высоки, то может оказаться целесообразным момент времени $T_{ОНЭ}$ определять по формуле $T_{ОНЭ} = M - (4...5)\sigma$.

Методика определения оптимального времени продувки детали охлаждающим воздухом

При калориметрировании детали в жидкометаллическом термостате точность результатов исследования существенно зависит от времени ее продувки охлаждающим воздухом. При отсутствии теплорасточков вдоль корки или при определении интегральных по конечной поверхности теплового потока Q и коэффициента теплопередачи K , точность эксперимента тем выше, чем больше время τ продувки детали охлаждающим воздухом.

хом. При наличии теплорасточков и определении локальных величин Q и K , погрешность эксперимента за счет уменьшения разрешающей способности метода с течением времени τ увеличивается. Однако при малых временах продувки канала воздухом она пренебрежимо мала, и лишь при τ более $5 \div 7$ с и больших градиентах K становится существенной [3].

Таким образом можно заключить, что существует оптимальный момент времени τ_{on} продувки детали воздухом. При этом точность калориметрического эксперимента зависит от суммы погрешности эксперимента (рис. 5, пунктирная линия) и погрешности от разрешающей способности метода (рис. 5, сплошные линии), которая и определяет оптимальное время продувки (рис. 6).

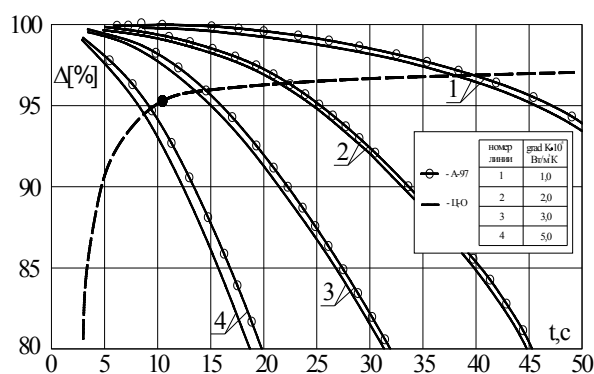


Рис. 5. Влияние разрешающей способности и точности эксперимента на точность определения Q и K в зависимости от времени продувки

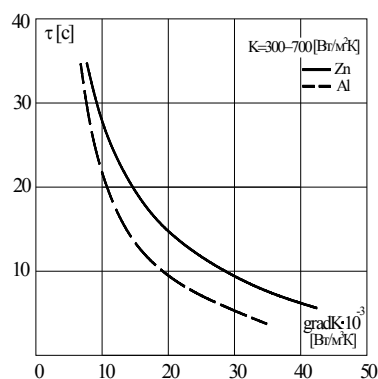


Рис. 6. Оптимальное время калориметрического испытания для цилиндрического канала в расплаве цинка и алюминия при $Q \sim 0,2 \dots 0,3$ МВт/м 2

Заключение

Разработанный комплекс методик проектирования калориметрических испытаний в жидкометаллическом термостате позволил повысить точность и информативность теплового эксперимента (степень сходимости результатов с известными данными составила 90-93%), а также снизить стоимость и трудоемкость проведения испытаний в 1,3...1,5 раз. Данные методики апробированы при конструкторско-технологической доводке и исследованиях теплообмена в разнообразных по конструкции, габаритно-массовым показателям и интенсивности охлаждения деталях газовых турбин.

Библиографический список

1. Чеснова В.А., Дикова Д.А., Кияева Л.В., Викулин А.В. // Разработка методологии тепловых испытаний теплонапряженных конструкций газовых турбин авиационных двигателей и энергетических установок //

Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева, 2013, № 2 (25). – С. 78-83.

2. Попов В.Г., Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Сундуков А.А., Чеснова В.А., Побежимовский Е.В. Калориметрический метод теплового контроля теплонапряженных деталей ГТД и ГТУ // Научные труды (Вестник МАТИ), 2011, № 18 (90). – С. 50-54.

3. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А., Шевченко И.В. Анализ погрешностей метода калориметрирования в жидкометаллическом термостате и верификация квалификационных опытов. // Научные труды (Вестник МАТИ), 2014, № 23 (95). – С. 37-41.

УДК 681.3.06,658.512.2.011.56

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОСВЯЗНОГО ОРТОГОНАЛЬНОГО ПОЛИГОНА НА ОСНОВЕ АИС STALKER ROB

П. В. Меньшиков, аспирант

Научный руководитель: К. С. Кульга, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический
университет»

Актуальность проблемы. Одной из самых ответственных и дорогостоящих корпусных деталей емкостного оборудования (например, авиационные топливозаправщики, топливные баки, колонные аппараты), изготавливаемых авиационными и машиностроительными предприятиями, является обечайка. Обечайка имеет значительные габаритные размеры (например: 60600x3200x18мм), поэтому эта деталь сваривается из нескольких листов или лент. В большинстве случаев (кроме самых простых изделий) требуется решать задачу расчёта карты раскроя обечайки. В этом случае определяется конфигурация корпусных сварных швов обечайки, при которой выполняются все конструкторско-технологические ограничения, учитываются технические возможности оборудования и обеспечивается минимизация норм расхода основных и вспомогательных материалов, а также норм времени на заготовительные, сварочные и сборочные операции. Задача расчета карты раскроя обечайки в общем случае сводится к задаче покрытия ортогональной области с препятствиями прямоугольниками заданных размеров. Результаты

исследований показали, что задачи покрытия относятся к $NP(Non-deterministic Polynomial)$ -сложным, т.е. алгоритм точного решения таких задач за полиномиальное время не найден. Для решения практических задач оптимального раскроя обечайки целесообразно использовать эвристические методы поиска оптимального решения.

Однако в отличие от постановки задачи покрытия ортогональной области с препятствиями [1-3], задача оптимального раскроя обечайки имеет существенные новые особенности:

- учёт конструкторско-технологических ограничений и технических возможностей оборудования для размещения деталей и сборочных единиц (ДСЕ) ёмкостного оборудования;
- препятствия в рассматриваемой задаче являются запретами на расположение сварных швов, т.е. границ покрываемых элементов, и не исключены из плана покрытия;
- препятствия являются разнородными, существуют отдельные запреты на расположение кольцевых или продольных сварных швов;
- использование элементов задач двухмерного гильотинного раскроя и плотного размещения объектов (раскрой исходных листов на заготовки);
- необходимость решения прямой и обратной задач оптимального покрытия обечайки, включая предварительные расчёты себестоимости изделий;
- целевая функция должна включать в себя группу ограничений (критериев оптимальности): норма расхода основных и вспомогательных материалов, периметры сварных швов, количество деловых и технологических отходов материалов, себестоимость и др.

Введем наименование нового вида препятствий – «граничные препятствия», и классифицируем исследуемую задачу как задачу покрытия ортогонального многосвязного полигона с граничными препятствиями.

Цель научного исследования: разработка моделей и методов создания автоматизированной информационной системы (АИС) для решения задачи геометрического покрытия ортогонального многосвязного полигона с граничными препятствиями, включая программное взаимодействие на уровне наборов данных и управления в едином информационном пространстве (ЕИП) с интегрированной АИС (ИАИС) *Stalker PLM v7.x* [4] и *ERP (Enterprise Resource Planning)*-системой предприятия. Создания программного обеспечения (ПО) АИС основывалось на методологии, разработанной в монографии [4]. Данная методология предусматривает поэтап-

ное решение задачи создания АИС на основе реинжиниринга существующих бизнес-процессов (БП), разработку объектно-ориентированной функциональной, а затем информационно-математической модели с последующим созданием на их основе ПО базовых информационных технологий АИС.

1. *Реинжиниринг БП.* Анализ существующих АИС оптимального раскроя листового сортамента и результатов их применения на предприятиях выявил отсутствие комплексного применения критериев для решения задачи геометрического покрытия многосвязного ортогонального полигона (обечайки). В свою очередь, решение этой задачи на основе опыта квалифицированных инженеров предприятия требует значительных затрат времени (от трёх до семи дней по данным фотографии дня), при этом не гарантируется оптимальность полученного решения и отсутствие ошибок. На основе результатов реинжиниринга БП заготовительного производства ёмкостного оборудования разработана объектно-ориентированная функциональная модель (ФМ), отличающаяся тем, что формализовано описывает взаимодействие БП технической подготовки производства обечайки, а также интегрирует этапы функционального моделирования и создания ПО АИС [5].

2. *Единая информационно-математическая модель (ИММ) АИС.* Предлагаемая ИММ АИС отличается реализацией модифицированного метода ветвей и границ для решения прямой и обратной задач двумерного геометрического покрытия ортогонального многосвязного полигона с граничными препятствиями на основе определения конструкторско-технологических ограничений для размещения геометрических объектов, применением обобщённого критерия оптимальности, а также новым методом автоматического формирования параметрических 3D геометрических моделей карт раскроя обечайки с применением *API (Application Programming Interface)*-функций *CAD (Computer Aided Designer)*-систем. Геометрическая модель карты обечайки создаётся в препроцессоре АИС *Stalker ROB* [5].

Разработанный эвристический алгоритм, основанный на предлагаемом методе, отличается тем, что на каждом шаге отбирается N лучших вариантов по локальному критерию оптимальности, и для каждого из них определяются все возможные варианты следующего шага. Производится отсеивание заведомо неудачных вариантов, включая одинаковые варианты раскроя, полученные разными путями. При нахождении варианта покрытия обечайки имеющимися заготовками, учитываются следующие критерии:

- условие полного покрытия площади. Площадь, покрытая заготовками, должна быть равна площади развёртки;
- взаимное неперекрывание заготовок на развёртке;
- непересечение кольцевых и продольных сварных швов с соответствующими запрещенными зонами, а также отсутствие Т-образных сварных швов внутри зон с запретом на такие швы;
- отсутствие крестообразных сварных швов.

Оптимальность полученного варианта оценивается значением целевой функции (критерия оптимальности), которая является свёрткой частных критериев оптимальности на основе метода относительного отклонения от идеальной точки [6]. На рис. 1 приведены результаты решения *прямой задачи* оптимального геометрического покрытия обечайки в виде 3D геометрической модели (карта раскроя). Для решения *обратной задачи* оптимального геометрического покрытия обечайки необходимо найти множество поставок заготовок, которое должно удовлетворять условиям: на этом множестве возможно решение *прямой задачи* покрытия; обеспечение поставки заготовок в заданный срок, определенный планом производства предприятия.

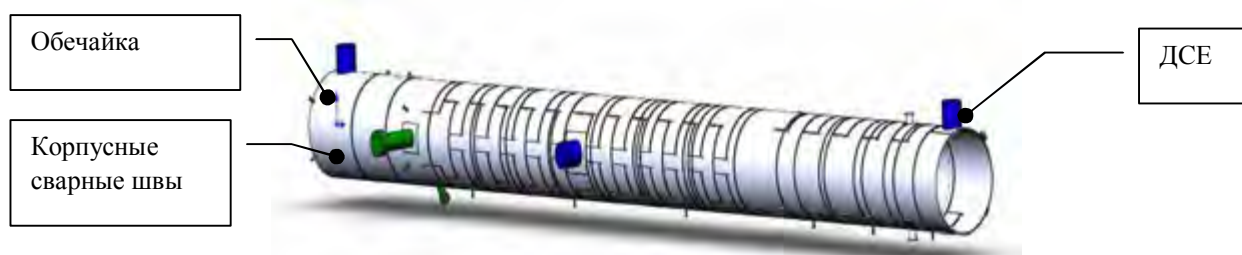


Рис. 1. 3D-карта раскроя обечайки в АИС *Stalker ROB*

3. На основе предложенных моделей разработано и экспериментально исследовано ПО АИС *Stalker ROB*, реализующее задачу оптимального геометрического покрытия обечайки ёмкостного оборудования на стадиях предварительных расчётов и технической подготовки производства, а также программное взаимодействие на уровне данных и управления с интегрированной АИС *Stalker PLM v7.x* и ERP-системой предприятия. Эффективность ПО АИС *Stalker ROB* подтверждена результатами экспериментальных исследований. Для практической апробации результатов теоретических исследований, были проведены экспериментальные расчёты различных видов оборудования.

Результаты расчётов, проведенные квалифицированным технологом и с помощью ПО АИС *Stalker ROB*, оценивались по двум критериям:

– время, затраченное на выполнение операций оптимального раскроя обечайки, включая подготовку расчётной схемы, собственно расчёт, и формирование карт раскроя;

– качество раскроя, формализованного в виде обобщённого критерия оптимальности.

Для сравнительной оценки результатов решения задачи оптимального геометрического покрытия обечайки, были разработаны коэффициенты:

– сложности карты раскроя, учитывающий процент площади обечайки, покрытой запрещёнными зонами;

– сложности расчётной схемы, учитывающий количество ДСЕ и секций обечайки.

Результаты экспериментальных исследований, осуществленных с помощью ПО АИС *Stalker ROB*, подробно описаны в работе [5].

Вывод.

На основе предложенных моделей и методов разработано и экспериментально апробировано ПО АИС *Stalker ROB* [5], реализующее прямую и обратную задачи оптимального геометрического покрытия ортогонального многосвязного полигона с граничными препятствиями на основе определения конструкторско-технологических ограничений на стадиях предварительных расчётов, технической подготовки, а также информационную интеграцию в ЕИП с ИАИС предприятия *Stalker PLM v7.x* [4].

Работа выполнена в рамках научного проекта №15-07-00928 при финансовой поддержке ФГБУ РФФИ.

Библиографический список

1. Мухачева Э.А. Рациональный раскрой промышленных материалов. Применение АСУ. – М.: Машиностроение. – 1984. – 176 с.

2. Хасанова Э. И. Проектирование размещения геометрических объектов на многосвязном ортогональном полигоне [Текст]: дис. канд. тех. наук: 05.13.12: Уфа. – 2010. – 188 с.

3. Телицкий С. В. Оптимизация многокритериального геометрического покрытия полигона на основе условных оценок с учетом технологических ограничений [Текст]: дис. канд. тех. наук: 05.13.01: Уфа. – 2013. – 179 с.

4. Модели и методы создания интегрированной информационной системы для автоматизации технической подготовки и управления авиационным и машиностроительным производством / Кульга К. С., Кривошеев И. А. – М.: Машиностроение. – 2011. – 377 с.

5. К.С. Кульга, П. В. Меньшиков. Оптимизация геометрического покрытия многосвязного ортогонального полигона с граничными препятствиями с учётом конструкторско-технологических ограничений // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. №4. (выпуск 50). Часть 2. – 2014. – С. 75-82.

6. Гольдштейн А.Л. Метод отклонений для многокритериальных задач // Пермь: Изд. ПГТУ. – 2010. – 27 с.

УДК 621.74.04

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ 3D-ПРОТОТИПИРОВАНИЯ ИЗ PLA-ПЛАСТИКА ПРИ ПОЛУЧЕНИИ ОТЛИВОК ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА МЕТОДОМ ЛИТЬЯ В ПЕСЧАНО-ГИПСОВЫЕ ФОРМЫ В ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТАХ

В. А. Изотов, д-р. техн. наук, доцент, профессор

А. А. Акутин, канд. техн. наук, доцент

А. С. Равочкин, канд. техн. наук, доцент

Ю. С. Федулова, канд. техн. наук.

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

При создании новых образцов двигателя внутреннего сгорания требуются отливки из алюминиевых сплавов, при этом чаще всего их надо изготовить единично либо малыми партиями, то есть лучшим вариантом является вариант изготовить отливки без изготовления оснастки. Оптимальным вариантом является вариант использования SLS-технологии, но данная технология является дорогостоящей и при получении малых полостей достаточно большой протяженности становится не применимой, так как очень сложно удалить формовочную смесь из этих полостей. В условиях санкций технология становится в несколько раз дороже, а материалы становятся недоступными. SLS- технологии, как и большинство технологий 3D-прототипирования, не могут создать достаточную степень шероховатости.

В условиях университета были применены для получения таких отливок (отливка «Цилиндр») FDM-технологии и технологии алюминиевого в гипсовые формы. Для этого исследованы пластики, изготавливаемые

в России, для определения температуры расплавления и выжигания, а также на количество коксового остатка в условиях литья в гипсовые формы. Определена механическая прочность пластиков при различных конфигурациях формы и толщины стенки.

Разработка и опробование технологического процесса получения отливок по выплавляемым моделям литьем в песчано-гипсовые формы с применением PLA-пластика в качестве материала моделей производилось на примере отливки «Цилиндр» из алюминиевого сплава АК9М2 (рис. 1). Габаритные размеры отливки: $156 \times 130 \times 105$ мм, минимальная толщина стенки отливки: $\delta = 0,0025$ м, масса отливки $m = 1,5$ кг.

Для получения отливки «Цилиндр» выбрана дождевая литниковая система (ДЛС) и произведен расчет ее исполняемых размеров: диаметр питателей $d_{\text{пит}} = 0,008$ м, количество питателей $n = 6$ шт., высота литникового хода $a = 0,020$ м, нижний диаметр стояка $d_{\text{ст.н}} = 0,020$ м. Температура заливки расплава $T_{\text{зал}} = 973$ К.

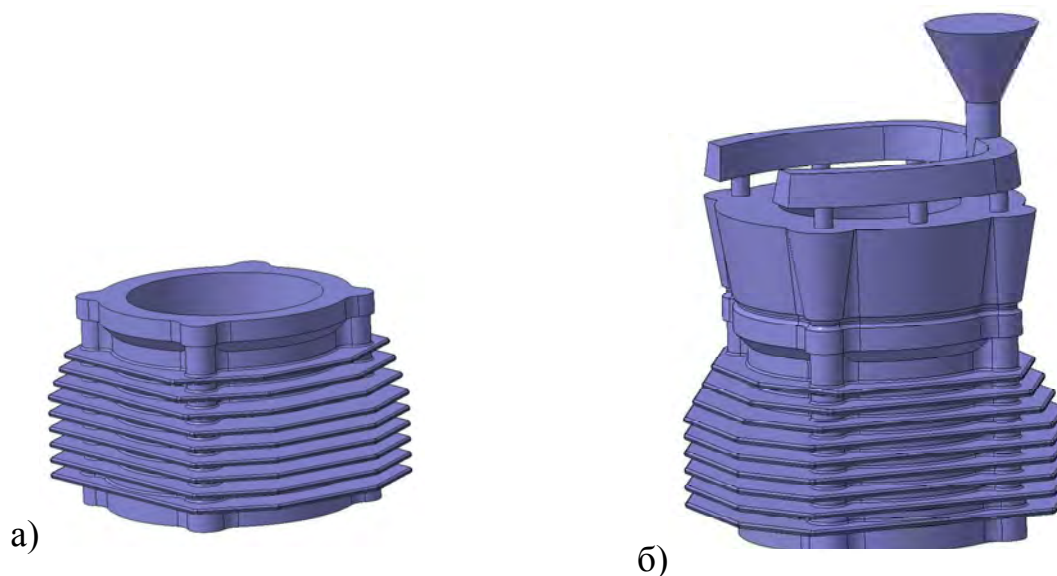


Рис 1. 3D-модели: а) отливка «Цилиндр»; б) отливка «Цилиндр» с элементами литниковой системы

Получаем отливку «Цилиндр» методом литья по выжигаемым моделям в песчано-гипсовую форму. В качестве материала выжигаемой модели выбран PLA-пластик. Для получения выжигаемой модели использовался 3D-принтер с зоной печати $400 \times 400 \times 340$ мм. Модель из пластика представлена на рис. 2, а.

После прокалики производилась заливка литейной формы расплавом. Температура заливки расплава 750 °С.

Полученная отливка «Цилиндр» представлена на рис. 2, б. Отливка подвергалась визуальному контролю, который показал наличие таких дефектов, как рыхлоты, газоусадочная пористость, образующиеся из-за

вскипа формы. Из анализа полученных результатов можно сделать вывод, что необходимо изменить режимы выжигания, повысить плотность и чистоту поверхности модели.



Рис. 2. Отливка с литниково-питающей системой: а) пластиковая модель блока в сборе; б) залитый блок.

Для повышения качества поверхности моделей выращиваем модель отливки «Цилиндр» из двух частей с перпендикулярным расположением ребер относительно стола принтера (для уменьшения количества «поддержек») (рис. 3, а).

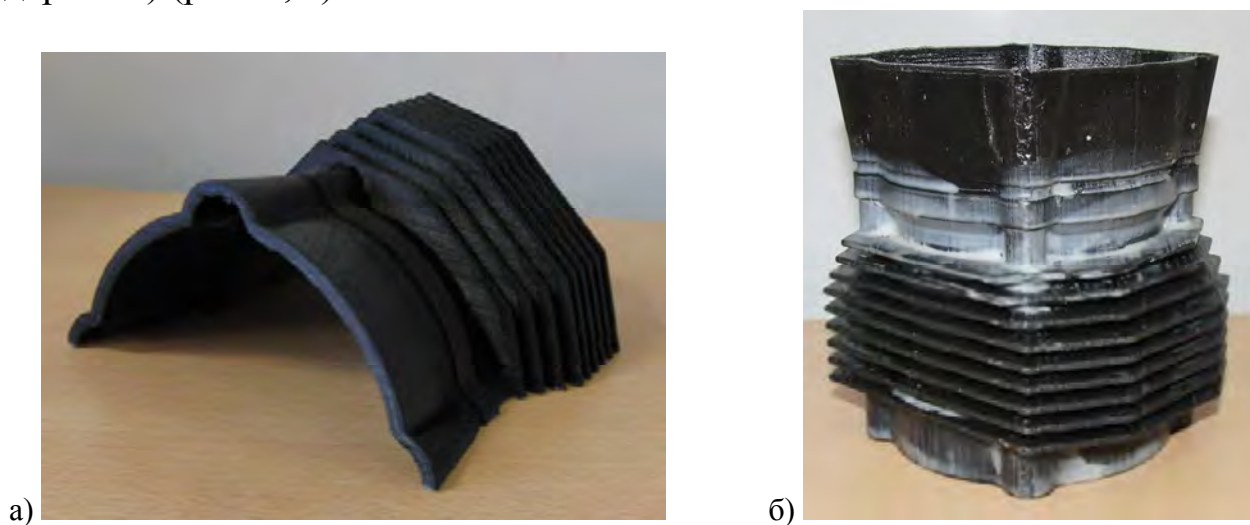


Рис. 3. Пластиковая модель наружной поверхности отливки «Цилиндр»: а) полумодель без поддержек; б) модель с нанесенным слоем модельного состава на основе парафина

Полумодели собираются методом пайки, качество поверхности модели улучшаем нанесением тонкого слоя модельного состава ПС50-50 (рис. 3, б).

Затем изготавливаем форму из песчано-гипсовой смеси, подвергаем ее выжиганию модели и дальнейшей прокатке с последующей заливкой формы (рис. 4).



Рис. 4. Отливка «Цилиндр»

Вывод. По разработанному технологическому процессу литья по «выжигаемым» моделям в песчано-гипсовые формы (материал модели - PLA-пластик) получена отливка «Цилиндр» из алюминиевого сплава АК9М2.

УДК 629.7.035.6

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАПУСКА ВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Н. А. Мухаммедов, начальник бригады

В. В. Червонюк, ведущий специалист

ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн», г. Рыбинск

Несмотря на широкое распространение методов математического моделирования, расчет запуска газотурбинного двигателя остается сложной технической задачей, поскольку в процессе запуска основные узлы двигателя работают в области неустановившейся аэродинамики, в связи с

чем применение методик расчета рабочих режимов оказывается неэффективным.

Исходными данными для расчета являются характеристики основных узлов двигателя, которые рассчитываются, оптимизируются и верифицируются для области рабочих режимов, то есть от минимального устойчивого режима или режима малого газа до максимального. Таким образом, для расчета режима запуска, необходимо экстраполировать характеристики лопаточных машин в область частот вращения ниже частоты вращения малого газа, а характеристики камеры сгорания в область низких температур, давления и скоростей потока на входе. В работе рассмотрены две методики экстраполяции характеристик лопаточных машин [1, 2]

По указанным методикам был проведен расчет характеристик компрессора. Результаты приведены на рисунке 1.

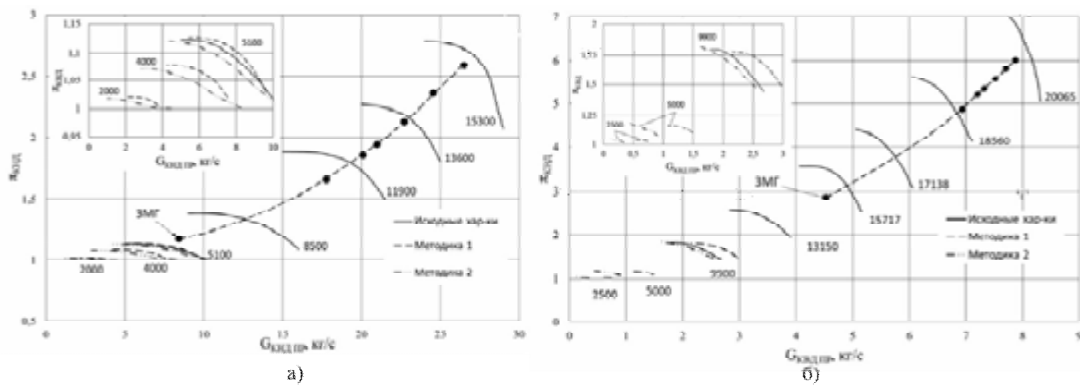


Рис. 1. Характеристики КНД (а) и КВД (б) экстраполированные в области запуска

Подход к экстраполяции характеристик турбины принципиально не отличается от экстраполяции характеристик компрессора [1, 2] и заключается в определении относительного расхода газа $\square T$ и коэффициента полезного действия ηT в области низких степеней понижения давления πT и относительных окружных скоростей λU . Однако результаты экстраполяций, выполненных различными авторами, показывают, что характеристики турбины, с необходимой для решения практических задач точностью, экстраполируются линейно, до значений $\square T=0$ кг/ч, $\eta T=0$, при $\pi^* T=1$ и $\lambda U=0$ (Рис. 2).

С экстраполированными по методике 1 характеристиками был проведен расчет режима запуска от момента розжига до выхода на режим ЗМГ в условиях $T_n = 288,15$ К, $P_n = 1,033$ кгс/см², получены следующие результаты (рис. 3).

Следует отметить, что для исключения погрешности, вызываемой моделью топливного регулятора, вместо нее, в расчете использовалась траектория дозирования, полученная в ходе натуральных испытаний.

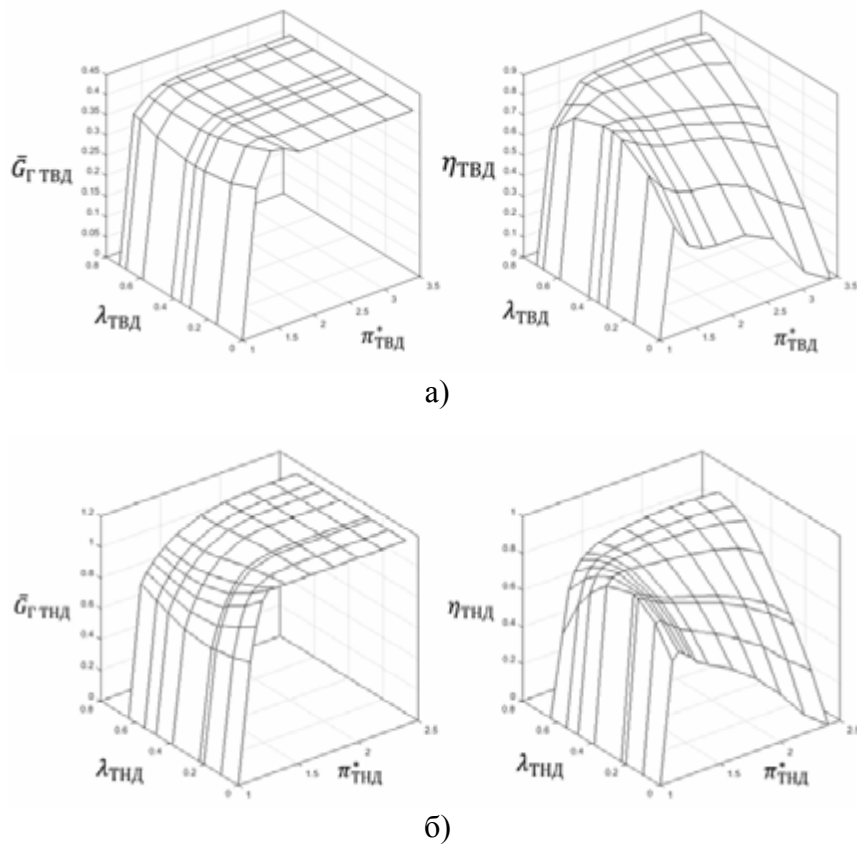


Рис. 2. Характеристики ТВД (а) и ТНД (б) экстраполированные в области запуска

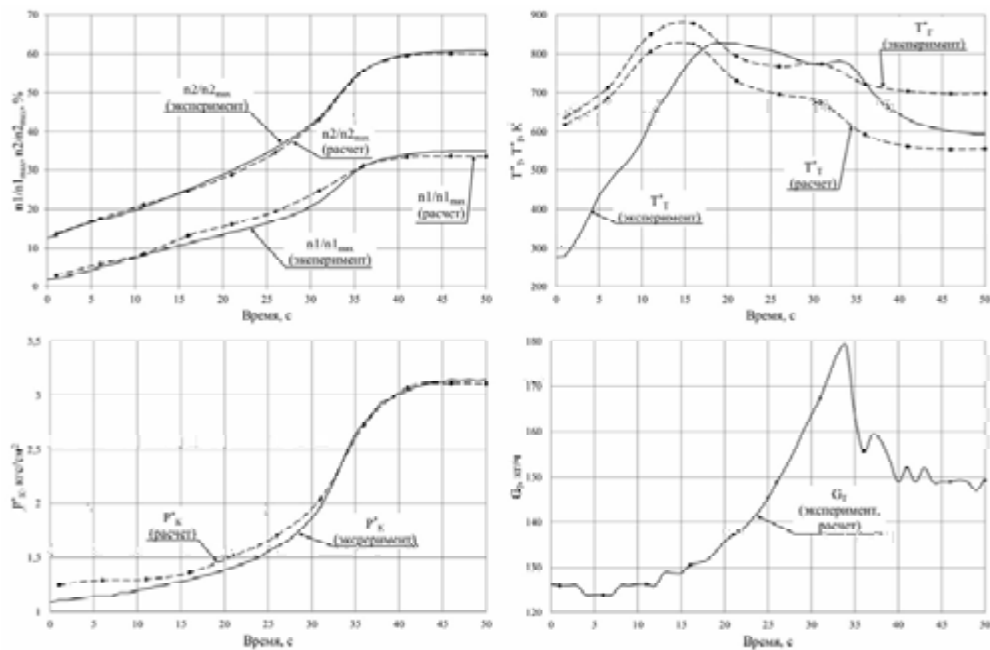


Рис. 3. Расчет запуска авиационного газотурбинного двигателя

Анализ результатов расчета и их сравнение с результатами стендового запуска показали:

- поэлементная динамическая модель обеспечивает выполнение расчета режима запуска с необходимой точностью;

- отличия расчетных и экспериментальных значений частот вращения роторов и давления воздуха за компрессором связаны с принятым в методике допущением о несжимаемости рабочего тела и не оказывают значительного влияния на точность расчета;

- отличия расчетной и экспериментальной температуры газа за турбиной вызвано тем, что измеренное значение температуры T^*T искажается вследствие инерционности термопреобразователей;

- переменный коэффициент полноты сгорания топлива в КС, характеризующий не только процесс горения топливо-воздушной смеси, но и аккумуляцию тепла конструкцией, подобранный в ходе расчета, обеспечил значительную точность определения уровня максимальной температуры газа за турбиной, что особенно важно для проектных расчетов запуска.

Несмотря на принятые допущения, выбранная структура модели, методика экстраполяции характеристик лопаточных машин, методика учета аккумуляции тепла в конструкции, обеспечили выполнение расчета режима запуска двигателя от момента розжига до выхода на режим земного малого газа с точностью, которая позволяет решать такие задачи, как:

- выбор и оптимизация характеристик пускового устройства;

- определение программы дозирования топлива, обеспечивающей оптимальное соотношение времени запуска и уровня температур газа по тракту двигателя;

- определение минимального времени запуска или минимальной температуры газа за турбиной в условиях заданных ограничений.

Улучшение модели может быть направлено на обеспечение расчета режима запуска в условиях, отличающихся от стандартных.

Библиографический список

1. Munson, B. R., D. F. Young, and T. H. Okiishi, Fundamentals of Fluid Mechanics 3rd ed. update // New York: John Wiley & Sons, Inc., 1998.

2. Sexton W. R. A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed. // Virginia Polytechnic university, Blacksbourg, Virginia, May 2001. – 112 pages.

УДК 62-82:681.51

НЕОБХОДИМОСТЬ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ю. Р. Галимова, студент

Научный руководитель: П. В. Петров, канд. техн. наук, доцент
ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический
университет»

Сейчас идёт активное развитие систем управления регулируемыми соплами. Это относится в первую очередь к управлению площадью выходного сечения, поскольку управление критическим сечением и определяет этот класс выходных устройств.

При степени понижения давления газа $\pi_{сmax} > 2,5$ потери в «жестком» сопле на нерасчетных режимах могут стать неприемлемыми. В этом случае, а также в случае использования на двигателе форсажной камеры (ТРДФ, ТРДДФ) возникает необходимость изменения площадей критического, а при $\pi_{сmax} \gg 2,5$ - и выходного сечений сопла, а также формы его канала в процессе изменения режима работы двигателя, изменения режима полета. Форма канала трансформируется из сужающейся в сужающе-расширяющуюся и обратно. Такие сопла называются регулируемыми (РС). Они позволяют получить максимальной выходной импульс в широком диапазоне высот и скоростей полета, при изменении π_c до 20 и более. Чем больше π_c и чем шире диапазон высот и скоростей полета, тем больше влияние сопла на эффективность двигателя и характеристики самолета.

При современном уровне развития техники и технологии далеко не все желаемые функции могут быть воплощены в реальную конструкцию. Требования к гидроавтоматике обычно противоречивы: с одной стороны, нужно получить высокую точность и надежность, с другой – необходимо иметь малые массу и габариты. Любое конструктивное решение, как правило, является компромиссным, и найти оптимальный вариант в данных условиях является очень сложной задачей. В этом случае параметрическая оптимизация всей системы приходится на этап отработки и конструктивной доводки, что крайне не выгодно по времени, ну и соответственно материально убыточно (основная доля затрат приходится именно на эти - этапы).

Основными сложностями проведения физического эксперимента являются: дороговизна проведения исследований, временные затраты, невозпроизводимость (вследствие изменения условий проведения эксперимента), опасность проведения эксперимента, так как установки сами по себе могут быть опасны и токсичны, также необходим квалифицированный персонал и существует необходимость в составлении методики проведения эксперимента и технического задания.

В то время как в численном моделировании проведение исследований будет значительно дешевле в сравнении с физическим экспериментом, требуется всего один профессионал в области гидромеханики, необходимо создание вычислительного стенда, ограничение лишь по мощностям компьютера и технического оборудования, а также точность воспроизведения, профессиональное владение программными пакетами (Maple, MathCAD, Matlab и др.), Не стоит также забывать о необходимости унификации программных пакетов.

Поэтому, с целью сокращения времени и средств на данных этапах предлагается частичная замена экспериментальной отработки вычислительным экспериментом.

В численном моделировании происходит преобразование исходного уравнения к виду, удобному для ЭВМ, с последующей численной реализации САР.

Основные трудности заключаются в том, что в результате проведения численного эксперимента получаются неструктурированные ряды чисел, как правило, не связанные между собой единым аналитическим выражением. Частные аппроксимационные зависимости не отражают внутренних связей систем. При численной реализации система описывается дифференциальным уравнением не выше третьего порядка. Разброс параметров. Для того чтобы повысить точность вычислительного эксперимента, предлагается переходить от первоначальных параметров к обобщенным. В теории подобия утверждается, что переменные и параметры, входящие в систему, проявляются не порознь, а в соответствующем сочетании.

Для частичной автоматизации численного моделирования необходима унификация программных средств. Она проявляется в том, что каждая программная единица предназначена для выполнения определенных функций и взаимодействует с данными некоторым стандартным способом. В этом заключается очередной технологический принцип построения системы — принцип стандартизации взаимодействия программ с данны-

ми, который предполагает использование единых методики и механизма подключения программных средств к данным.

Библиографический список.

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А. и др. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – 190 с.

2. Петров П.В., Сунарчин Р.А. Решение линейных и нелинейных задач с использованием технологии перехода к обобщенным переменным (тезисы). УДК 62-82: 519.865. Сб. трудов Российской научно-технической конференции «Мавлютовские чтения». Том 5. – Уфа: УГАТУ 2006, (стр.96).

3. А. А. Коева, П. В. Петров, В. А. Целищев Автоматизация численного моделирования гидромеханических регуляторов двигателей летательных аппаратов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета, 2011. Т. 15. С. 143 – 148.

4. Петров П.В., Сунарчин Р.А. “Вычислительный эксперимент при исследовании гидравлических систем” (статья). От мечты к реальности: Научно-техническое творчество создателей авиационной и ракетно-космической техники– Уфа: УГАТУ 2006.

5. Петров П.В., Сунарчин Р.А. Вотинцев В.В. Аналитическое и алгоритмическое (компьютерное) моделирование гидромеханических САР // Вопросы теории и расчетов рабочих процессов тепловых двигателей. Сборник 22. – Уфа: УГАТУ 2008. С. 178 – 183.

6. Принципы разработки программных средств [Интернет-портал]. URL: <http://ecosyn.ru/page0066.html> (дата обращения: 11.02.2015).

УДК 004.9(075)

ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УЧАСТНИКОВ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЯ НА ЭТАПЕ ПОСЛЕПРОДАЖНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

В. А. Зрелов¹, д-р техн. наук, профессор;
В. А. Коротков², зам. главного конструктора,
М. Е. Проданов¹, канд. техн. наук, доцент,
В. В. Семушкин², начальник отдела

¹ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева»

²ОАО «Кузнецов», г. Самара

Направление послепродажного обслуживания (ППО) продукции является зачастую даже более прибыльным, чем ее изготовление, а для некоторых отраслей, создающих оборудование длительного цикла использования, и вовсе является необходимым.

Даже в том случае, если организация не занимается сопровождением своей продукции напрямую, а полностью или частично передает эти обязанности третьим лицам, остается необходимость сбора статистической информации о плановом и внеплановом обслуживании. Данная информация аккумулируется с целью повышения конкурентоспособности выпускаемой продукции и оптимизации этапов ее жизненного цикла.

В настоящее время центры удаленного мониторинга и диагностики созданы и успешно эксплуатируются ведущими зарубежными производителями газотурбинных установок, в частности «General Electric» (г. Варрингтон, Великобритания), «Mitsubishi» (г. Токашаго, Япония), «Siemens» (г. Эрлангер, Германия), «Alstom» (г. Баден, Швейцария). Эти центры, работающие в режиме 24/7/365, предлагают своим заказчикам широкий доступ к информации и техническим ресурсам, связанным с эксплуатирующим оборудованием.

Для информационных систем поддержки функционирования ГТД можно выделить две группы качественно различных задач. К *первой группе* относятся задачи сбора и обработки информации об эксплуатации и обслуживании двигателя. Ко *второй группе* относятся задачи диагностики и контроля текущего состояния двигателя и его узлов.

Задача по расчету наработки двигателя, остатка гарантийного ресурса, фиксация неисправностей, отказов, съемов двигателя, количества ремонтов требует модернизации путем разработки и ведения современной многопользовательской базы данных. Кроме того, в настоящее время собираемая информация должным образом не анализируется для целей повышения надежности, увеличения наработки двигателя на отказ, факторного анализа причин отказов, расчета последствий и критичности отказов, прогнозирования постепенных отказов.

Для оперативной оценки состояния ГТД и выявления неблагоприятных трендов в изменении рабочих характеристик двигателя в ОАО «Кузнецов» разработана опытная специальная автоматизированная система, которая, тем не менее, не решает задачи прогнозирования времени нара-

ботки до отказа, оценки исчерпания ресурса деталей, возникновения случайных отказов.

Сбор и мониторинг данных о ГТД предоставляет производителю двигателей ключевую информацию, которая может быть использована для улучшения характеристик ГТД и качества обслуживания. Улучшения могут включать увеличение срока службы, повышение отказоустойчивости, повышение надежности запуска, оптимизацию системы управления и качества технического обслуживания.

Для повышения надежности, а следовательно и конкурентоспособности ГТД, увеличения межремонтных сроков и снижения эксплуатационных затрат необходимо значительное расширение функционала имеющихся информационных систем поддержки его функционирования, реализация их в рамках общей системы на единой платформе с общим хранилищем данных.

К основному функционалу предлагаемой системы предъявляются следующие требования:

- Система должна обеспечивать сохранность и авторизованный доступ к накапливаемым данным и собственным программным средствам.
- Система должна накапливать и обрабатывать эксплуатационные данные о работе ГТД в составе изделия, в том числе, данные об отказах, происшествии, остановах, съемах двигателя, техническом обслуживании, ремонте, доработках двигателя, наработке на отказ, остаточном ресурсе узлов, режимные параметры, предшествующие отказу, останову и др. нестандартным ситуациям с привязкой к индивидуальному двигателю.
- Система должна содержать программные средства для прогнозирования остаточного ресурса и возникновения случайных отказов, сохранять результаты с привязкой к индивидуальному двигателю.

В этой связи представляется целесообразным включение ее в состав комплексной среды единого информационного пространства (ЕИП) на базе PDM-систем [1]. Такая система должна обеспечивать прохождение информационных потоков при сервисном обслуживании изделия как на площадке эксплуатанта, так и на площадке завода-изготовителя изделия (рисунок 1).

Наличие электронного формуляра изделия, как части полного электронного описания изделия позволяет перейти на современные технологии обслуживания, обеспечивающие высокое качество при минимальных трудозатратах. Управление корпоративными знаниями для различных (as-maintained - как установлено/as-serviced - как обслуживается, as-designed – как разработано и as-built – как изготовлено) конфигураций физических

сопровожаемых изделий с сопутствующей документацией позволяет обеспечить хранение истории сопровождения изделия и его компонентов.

Управление событиями обслуживания позволяет учитывать обслуживание, проведенное подрядчиком.

При функционировании автоматизированной системы (рисунок 2) на площадке завода изготовителя потоки «данные АСД (автоматизированной системы диагностики)» и «Эксплуатационные данные в ЭО изделия» обеспечивают решение выделенных групп задач.

При этом общее наполнение базы данных и знаний через поток «Электронное описание изделия» обеспечивает функционирование сервисного центра, КБ, производства и испытательной станции. Само изделие поступает в ремонт на производство, а данные сопроводительной документации синхронизируются с актуальными данными потока «Данные электронного формуляра». При этом предметная онтология представления знаний об изделии не изменяется. Все работы существующей онтологии задач выполняются в соответствии с регламентом с помощью механизмов ППО. В результате сервисный центр формирует поток «Рекомендации по эксплуатации», а поток «Изделие с завода» сопровождается информацией электронного описания, в котором обновлены и уточнены данные электронного формуляра [3].

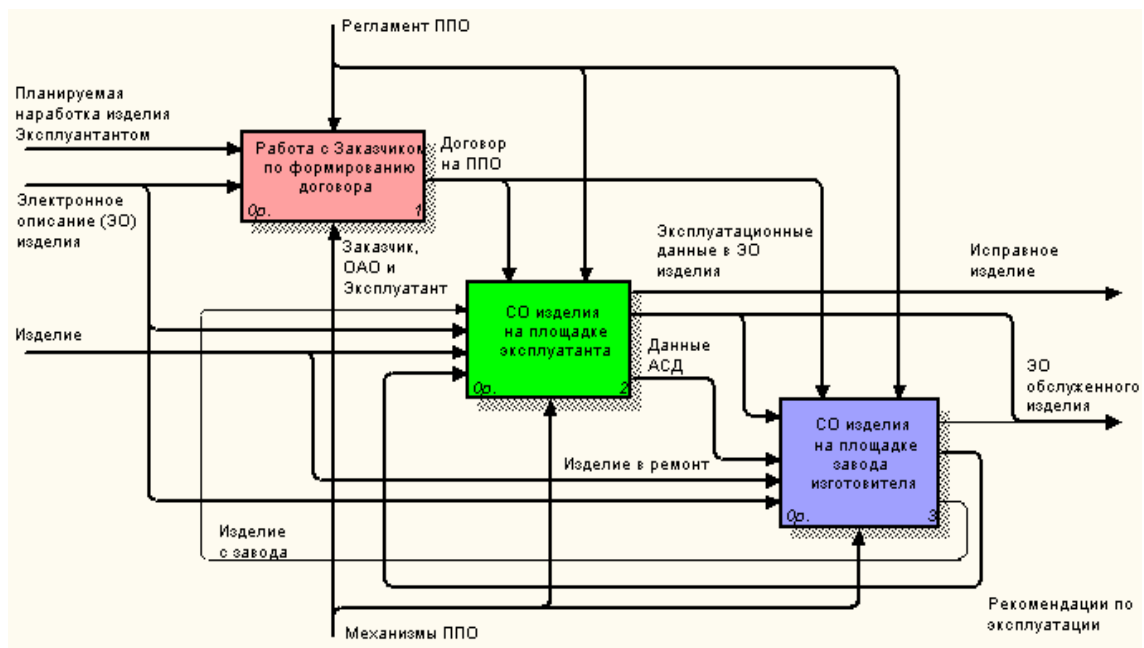


Рис. 1 Взаимодействие участников послепродажного обслуживания (ППО) изделия

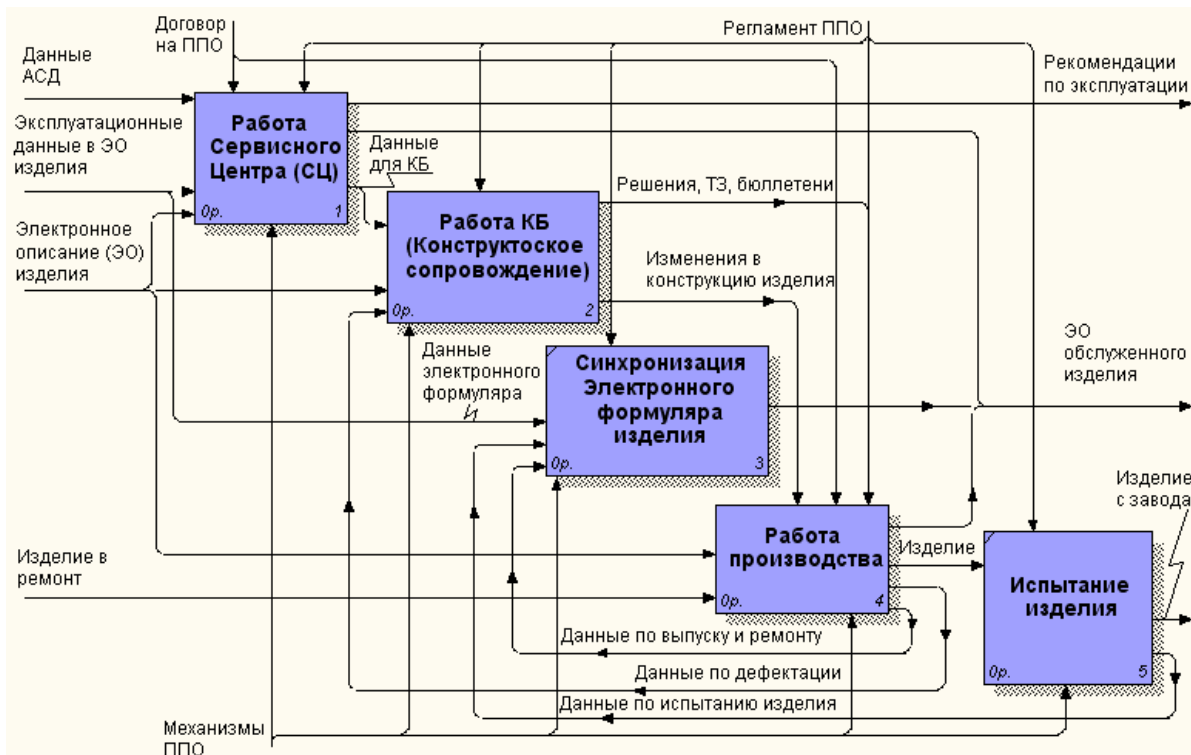


Рис. 2. Сервисное обслуживание изделия на площадке изготовителя

Информация, полученная в ходе эксплуатации и ремонта изделия, позволяет обоснованно внедрять правила взаимодействия между участниками жизненного цикла изделия. Полученные процедуры выполнения потоков работ могут быть внесены в алгоритмы информационной системы. При этом ЕИП как информационную PDM-среду можно рассматривать как полигон для отработки процедур ЖЦ изделия на этапе послепродажного обслуживания.

Библиографический список

1 Зрелов В.А., Коротков В.А., Проданов М.Е., Семушкин В.В. Концепция реализации информационного сопровождения жизненного цикла изделия на этапе послепродажного обслуживания // Насосы. Турбины. Системы. 2(11) 2014 г., с. 27 – 32.

2 Проданов М.Е. Организация обучения в едином информационном пространстве данных об изделии / М.Е. Проданов// Сб. тр. междунар. науч.-техн. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» 28-30 июня 2011 г., посвященной 100-летию со дня рождения Генерального конструктора аэрокосмической техники академика Н.Д. Кузнецова. Самара: СГАУ, 2011. - №3. - С. 374 - 379.

3 ЕСКД "Электронный формуляр". Проект ГОСТ 2.612.-2009, Межгосударственный совет по стандартам, метрологии и сертификации. Минск, 2009.

УДК 629.7.620

РАЗРАБОТКА ЭКОНОМНОЛЕГИРОВАННОГО МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО СПЛАВА

И. И. Хрящев, аспирант

Научные руководители А. А. Шатульский, д-р техн. наук,
Н. А. ЗАЙЦЕВ, канд. техн. наук; А. В. Логунов, д-р техн. наук

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

ФГБОУ ВПО «Московский государственный открытый университет
имени В. С. Черномырдина»

Одним из приоритетных направлений, обеспечивающих значительное повышение эксплуатационных характеристик и надежности современных ГТД, является создание монокристаллитных жаропрочных никелевых сплавов, используемых для изготовления наиболее ответственных деталей газовых турбин. За сравнительно короткий период времени появились подобные сплавы первого, второго, третьего, четвертого и пятого поколений, повышение жаропрочности которых обеспечено снижением диффузионной подвижности атомов за счет введения в состав тугоплавких элементов (таблица 0), а в последние годы Re и Ru, что серьезно повлияло на себестоимость сплавов и деталей из них.

Таблица 1

Классификация жаропрочных никелевых сплавов

Поколение	Легирующие элементы (ЛЭ)
I	Al, Ti, Cr, Mo, W, Ta, Nb
II	ЛЭ I-го поколения + Re 2-4 %
III	ЛЭ I-го поколения + Re 5-6 %
IV	ЛЭ III-го поколения + Ru 2-4 %
V	ЛЭ III-го поколения + Ru 5-6 %

Одним из первых отечественных ренийсодержащих сплавов II-го поколения, имеющим предел длительной прочности $\sigma_{100}^{1000^{\circ}\text{C}} = 245$ МПа, является сплав ЖС32 (4 % Re), который за короткое время нашел применение во многих газотурбинных двигателях IV-го поколения и сегодня – является одним из наиболее востребованных материалов авиационного двигателестроения.

Однако, стоимость рения, являющегося весьма редким металлом, годовая добыча которого составляет всего 30 – 35 т, в разы увеличивает

себестоимость жаропрочного сплава. В конце 2014 г. 1 кг рения стоил 4500 \$, что более чем в 4 раза больше цены тантала и в 130 раз превышает стоимость вольфрама, в результате чего, этот сплав, установивший в своё время рекорд жаропрочности, оказался весьма дорогим – стоимость его шихты составляет 15,5 млн р./т, в то время, как стоимость сплава I поколения ЖС6У(НК), не содержащего Re, равна 2,15 млн р./т, т. е. меньше почти в 7 раз.

Учитывая, что в настоящее время сплав ЖС32 широко востребован в промышленности – важной научной и практической задачей является создание сплава, эквивалентного по уровню жаропрочности, но при этом не содержащего дорогостоящий рений. Подобные задачи решаются сегодня и в западных странах, имеющих высокий уровень авиационного газотурбостроения. Так, например, на международном симпозиуме «Superalloys 2012» фирма Cannon-Muskegon сообщила о разработке нового безрениевого никелевого жаропрочного монокристаллического сплава CMSX-7, имеющего предел длительной прочности $\sigma_{100}^{1000^{\circ}\text{C}} = 227$ МПа и удельный вес $d = 8,8$ г/см³.

Учитывая высокую экономическую значимость решения задачи по созданию высокожаропрочного безрениевого сплава, на основе разработанного метода компьютерного конструирования, были проведены исследования, направленные на создание перспективного сплава СЛЖС-32 БР для монокристаллических лопаток турбин. Был рассчитан химический состав опытного сплава, имеющего показатели длительной прочности в интервале температуры 1000-1100°С на уровне ренийсодержащего промышленного сплава ЖС32. Для подтверждения адекватности расчетов метода конструирования выплавлена опытная партия сплава (10 кг) и отлиты заготовки монокристаллических образцов для механических испытаний. С использованием теоретических зависимостей «состав - температуры фазовых превращений» рассчитаны температуры начала и полного растворения упрочняющей γ' -фазы на основе которых, разработан режим и проведена термическая обработка заготовок, изготовлены образцы для испытаний на длительную прочность, а также проведены металлографические исследования. Экспериментальный сплав имеет предел длительной прочности $\sigma_{100}^{1000^{\circ}\text{C}} = 237$ МПа при плотности 8,87 г/см³. Испытания механических свойств при комнатной температуре производились на образцах, изготовленных в соответствии с АМТУ 293-62 и на длительную прочность по ГОСТ 9651-84. Результаты испытаний приведены в таблице 2.

Результаты испытаний на кратковременную прочность

СЛЖС 32 БР				
№ обр.	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	ψ , %
1	1039,50	963,01	-	13,0
2	990,47	943,39	8,19	14,7
3	990,47	944,38	8,36	14,6
Среднее	1006,81	950,26	8,28	14,1
ЖС 32				
8	1216,02	-	11	9
32	1108,15	-	9,5	9,5
6	1088,54	-	8,5	11
Среднее	1137,57	1000 ¹	9,667	9,833

Анализ характеристик, полученных при кратковременных испытаниях показывает, что предел прочности и текучести опытного состава ниже, чем у сплава ЖС32, на 11,5 % и 5,2%, соответственно. Относительное удлинение образца из СЛЖС 32 БР меньше, чем у ЖС32 на 14,3 %, сужение же на 43,4 % больше.

Учитывая, что рабочая температура турбинной лопатки в процессе эксплуатации находится в интервале 950 – 1050°С, некоторое снижение прочностных характеристики сплава при низких температурах не критичны, основное внимание при конструировании экспериментального сплава было уделено характеристикам жаропрочности.

В результате микроструктурных исследований в γ/γ' - матрице выявлено незначительное количество σ -фазы 1,13 % (светлая, выделяется преимущественно по границе эвтектической γ' -фазы) и эвтектические γ' -фазы на основе Ni3Al 5,8 % с незначительным содержанием Ni5Al3. Микроструктуры сплава в литом неравновесном состоянии и после термической обработки представлены на рис. 1 а и 1б, соответственно.

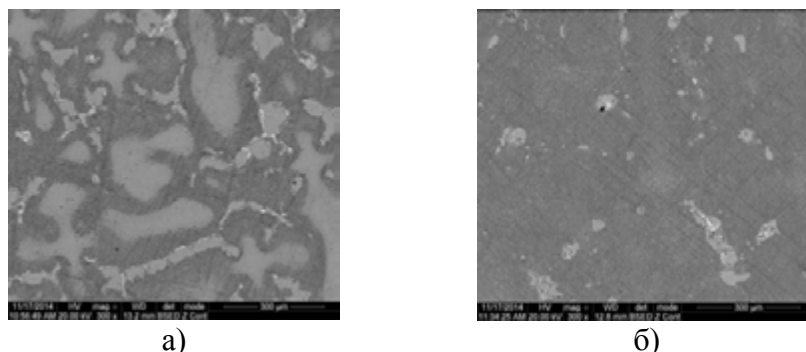


Рис. 1. Микроструктура сплава СЛЖС 32 БР: а) литое состояние, х300; б) после термической обработки, х300

¹ По паспортным данным

После термической обработки количество σ - и $\gamma'_{\text{ЭВТ}}$ -фаз снизилось до уровня 0,41 % и 1,85 %, соответственно, что подтверждает эффективность выбранного режима термической обработки.

Испытания на длительную прочность были проведены при одноосном растяжении при температуре 1000 °С, при этом растягивающая сила ориентирована в направлении $\langle 001 \rangle$. Результаты испытаний на длительную прочность сплава СЛЖС 32 БР представлены в таблице 3 и обработаны в параметрических координатах Ларсона-Миллера, позволяющих осуществить обоснованное прогнозирование срока службы материала в зависимости от времени и температуры с помощью корреляционного подхода по формуле 1.

$$P(L.M.) = (273 + t) \times (20 + \log(\tau)) / 1000, \quad (1)$$

где t – температура испытания, °С; τ – время до разрушения, ч.

Длительная прочность сплава СЛЖС-32БР в сравнении с современными сплавами II поколения представлена на рис. 2

Для сравнительной оценки длительной прочности перспективного сплава СЛЖС-32БР можно воспользоваться коэффициентом преимущества, характеризующим соотношение аналогичных величин для двух сплавов:

$$K_i^{\text{СЛЖС-32БР}} = \frac{\sigma_{\tau}^T}{\sigma_{\tau}^T}, \quad (2)$$

где σ_{τ}^T – длительная прочность СЛЖС-32БР при температуре T и длительности τ , σ_{τ}^T – длительная прочность i -го сплава (ЖС6У/ЖС32/CMSX-7) при температуре T и длительности τ .

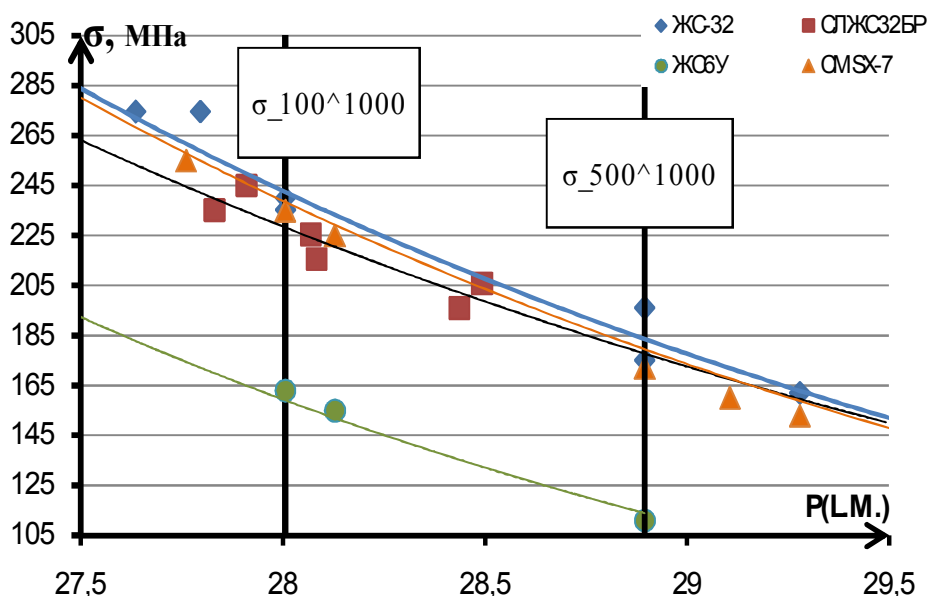


Рис. 2. Анализ результатов испытаний на длительную прочность

Исходя из результатов анализа жаропрочности в сравнимых условиях, что подтверждается коэффициентами преимущества можно сделать вывод о том, что экспериментальный сплав СЛЖС-32БР практически не уступает не только зарубежному аналогу CMSX-7, но монокристаллическому сплаву II-го поколения ЖС-32, содержащему 4% Re. При этом, стоимость шихты нового безрениевого экономнолегированного жаропрочного сплава будет в более чем два раза ниже сплава ЖС-32.

$$K_{ЖС6У}^{СЛЖС-32БР} = 1,42; K_{ЖС32}^{СЛЖС-32БР} = 0,96; K_{CMSX-7}^{СЛЖС-32БР} = 0,98,$$

Таблица 3

Результаты испытаний на жаропрочность

σ , МПа	t , °С	τ , ч	P(L, M.)
235	1000	72,9	27,8
196	1000	218	28,4
206	1000	241	28,5
226	1000	112	28,1
216	1000	115	28,1
245	1000	84	27,9

СЕКЦИЯ «ГАЗОДИНАМИКА И ГОРЕНИЕ»

УДК 621.43

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ И СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ С УНИФИЦИРОВАННЫМ РАБОЧИМ ЦИКЛОМ

Р. Ф. Зиннатуллин, ассистент; В.А. Шаяхметов, аспирант

Научный руководитель: Р. Д. Еникеев, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический
университет»

Истощение запасов ископаемых топлив и увеличение содержания углекислого газа в атмосфере, вызванное их сжиганием, в связи с этим постоянное повышение экологических требований к энергоустановкам – известные глобальные проблемы в энергомашиностроении. Также с каждым годом ужесточаются требования к качеству топлив и вследствие чего, увеличиваются затраты энергии при производстве топлив и повышается их стоимость. К примеру, для повышения октанового числа, применительно к бензиновым ДВС, необходимо подвергать химическому облагораживанию прямогонные бензиновые фракции, используя дорогостоящие многостадийные каталитические процессы. А для дизелей одним из важных качеств является испаряемость топлива. Решением может служить обеспечение эффективной работы ДВС на дешёвых и менее энергозатратных, в производстве, видах топлива, т.е. топливах, к которым не предъявляются жесткие требования по октановому числу и испаряемости.

Для решения данной проблемы на кафедре ДВС был реализован рабочий цикл с непосредственным пневматическим впрыском. Данный цикл объединяет топливную экономичность дизелей и удельную мощность бензиновых двигателей. Кроме этого данный цикл способен работать на всей номенклатуре современных товарных топлив и топливах произведенных из растительного сырья.

При разработке поршневых ДВС возникает необходимость численных исследований рабочих процессов двигателя в программных комплексах гидрогазодинамического моделирования. Данная работа посвящена численному исследованию смесеобразования и горения в камере сгорания двигателя модифицированного под унифицированный рабочий цикл.

Унифицированный рабочий цикл осуществляется с искровым воспламенением и комбинированным сгоранием. Первый этап сгорания, характерный для бензинового двигателя, инициируется искровым разрядом и включает сгорание части смеси в турбулентном фронте. На втором, за-

ключительном, этапе организуется многоочаговое самовоспламенение и сгорание, характерное для рабочего процесса дизельного двигателя. И в связи с этим, что имеется свеча зажигания, возникает необходимость обеспечения концентрации топливовоздушной смеси в районе искрового разряда в необходимых пределах, во всех нагрузочных и скоростных режимах. На режиме полной нагрузки необходимо обеспечить максимальную полноту и минимальную длительность сгорания. На режиме холостого хода необходимо обеспечить сгорание предварительно не перемешанной (или частично перемешанной) смеси.

Проведение численного исследования можно разделить на несколько этапов:

1. Разработка твердотельной модели расчетной области камеры сгорания двигателя.
2. Создание поверхностной и объемной сетки на основе твердотельной модели.
3. Задание начальных и граничных условий.
4. Проведение расчета.
5. Обработка результатов.

Были использованы следующие граничные условия: на головке цилиндра – wall (стенка с фиксированной температурой), на гильзе цилиндра – wall, на днище поршня – wall, сопловые отверстия – inlet (входное граничное условие с параметрами впрыска)

Основные примененные модели приведены в таблице

Модель турбулентности	<i>k-Epsilon/High Reynolds Number</i>
Модель горения	<i>EBU Standard</i>
Модель дробления капель	<i>Reitz-Diwakar</i>
Модель взаимодействия капель со стенкой	<i>Bai-ONERA</i>

Параметры двигателя:

Частота вращения коленчатого вала – 1500 об./мин;

Диаметр цилиндра – 86 мм;

Ход поршня – 75 мм;

Длина шатуна – 121 мм;

Расчет ведется на двух режимах: на холостом ходе и на полной нагрузке.

Эксперимент на базовом двигателе показал, что цикловая доза на холостом ходе равна 2,8 мг что соответствует $\alpha \approx 8$, при полной нагрузке предел дымления соответствует $\alpha \approx 1,4$ (22,5 мг).

Впускной канал двигателя спрофилирован для образования вихря. Для определения направления и угловых скоростей вихря было произведено численное исследование режима холодной прокрутки двигателя (рисунки 1). Полученные характеристики были применены для последующего исследования смесеобразования.

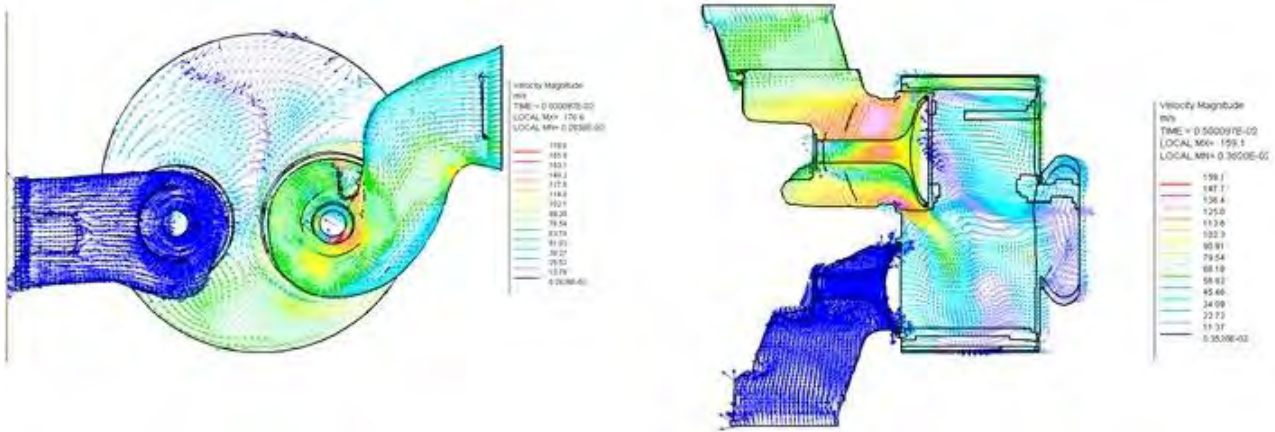
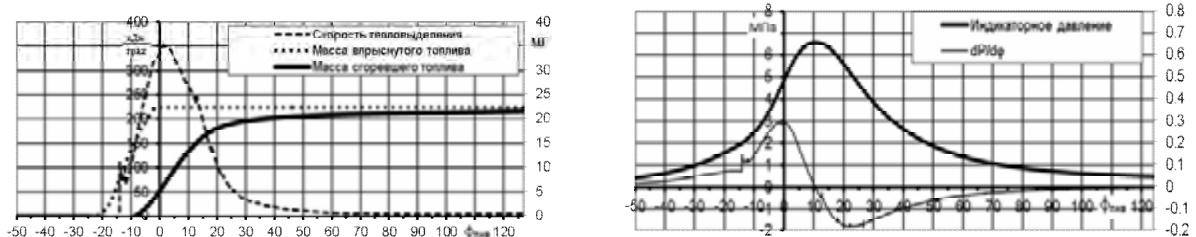


Рис. 1.

Для уменьшения расчетного времени, компьютерное моделирование производилось без клапанов, т. е. с момента закрытия впускного клапана до момента открытия выпускного. Начальные условия выбирались в зависимости от режима работы двигателя.

В работе было исследовано влияние на смесеобразование и горение формы камеры сгорания и расположения струй, при неизменной степени сжатия ($\kappa \approx 13,5$). Были получены кривые выгорания, закономерности распределения полей скоростей, концентраций, давлений и температур топливоздушной смеси и продуктов сгорания, некоторые из них представлены на рисунке 2.



Кривые выгорания и давления

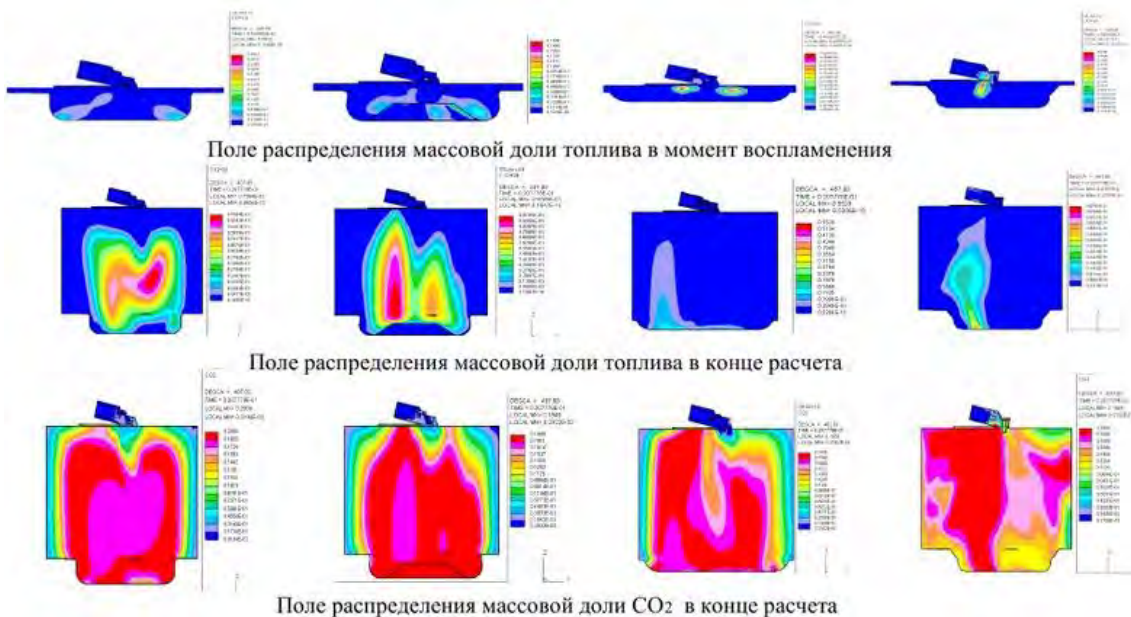


Рис. 2

В результате проделанной работы было найдено необходимое сочетание вышеперечисленных параметров. По результатам исследований была разработана конструкторская документация, изготовлены необходимые детали. В дальнейшем необходимо провести натурные эксперименты и сравнить с результатами численного исследования.

УДК 621.45.036

ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ПЛАМЕНИ ФК ТРДДФСМ

В. О. Нигматуллин, студент

Научные руководители: Д. А. Ахмедзянов, д-р. техн. наук, профессор

А. Е. Кишалов, канд. техн. наук, доцент кафедры АТиТ

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет»

Авиационные газотурбинные двигатели – одни из самых сложных и энерговооружённых энергетических машин. На их разработку затрачиваются огромные трудовые и временные ресурсы. Для временного увеличения тяги авиационного газотурбинного двигателя (ГТД), используется метод форсирования тяги путем подвода за турбиной дополнительного тепла к рабочему телу. Тепло подводится за счет сжигания топлива в дополнительной специальной камере сгорания, называемой форсажной камерой (ФК). Оснащение двигателя ФК позволило значительно повысить тягу двигателя, незначительно увеличивая массу самого двигателя.

Осуществить устойчивое горение топлива в форсажной камере невозможно без специальных устройств, называемых стабилизаторами горения. Наиболее широко применяются стабилизаторы в виде плохо обтекаемого тела – V-образного стабилизатора пламени (рис. 1). За стабилизатором пламени образуется зона обратных токов, в которой циркулируют продукты сгорания топлива с температурой 1500...2000°C. Зона обратных токов, благодаря высокой температуре газа в ней, служит источником тепла для непрерывного поджигания новых порций топливно-воздушной смеси, поступающей в ФК.



Рис. 1. Форсажная камера ТРДДФсм

Основным недостатком ФК сгорания со стабилизацией плохо обтекаемыми телами являются большие гидравлические потери полного давления на фронтном устройстве на бесфорсажных режимах работы. Для уменьшения гидравлического сопротивления ФК на бесфорсажных режимах в настоящее время существуют следующие разработки: механическое управление стабилизаторами горения, аэродинамическая стабилизация пламени и газодинамическая стабилизация пламени ФК.

Механическое управление стабилизаторами горения, например, техническое решение, изложенное в патенте RU 2208204, в котором предлагается использовать поворотные радиальные V-образные стабилизаторы горения, выводящиеся из потока на бесфорсажном режиме работы двигателя (рис. 2). Общим недостатком схем с механическим управлением стабилизаторами являются быстрое заклинивание поворотных механизмов работающих в условиях высоких температур, а также сложность и дополнительный вес приводного механизма.

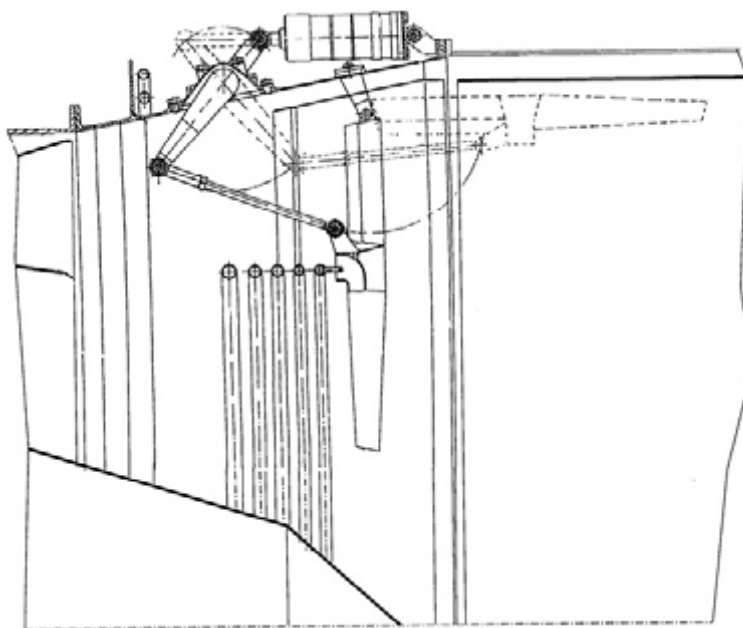


Рис. 2. Схема складывающихся стабилизаторов, патент RU 2208204

Основным отличием ФК с *аэродинамической стабилизацией* от ФК со стабилизацией плохо обтекаемыми телами является стабилизация пламени за счет вдува под углом к основному газовому потоку веерных струй воздуха под высоким давлением (рис. 3). В этих схемах воздух, для образования веерных струй, отбирается непосредственно из компрессора высокого давления или из-за его последних ступеней, что сказывается на уменьшении расхода рабочего тела через газогенератор, значительном ухудшении его характеристик и, как следствие, приводит к снижению тяги двигателя. Одним из вариантов аэродинамической стабилизации является вдув веерных струй подготовленной топливно-воздушной смеси.

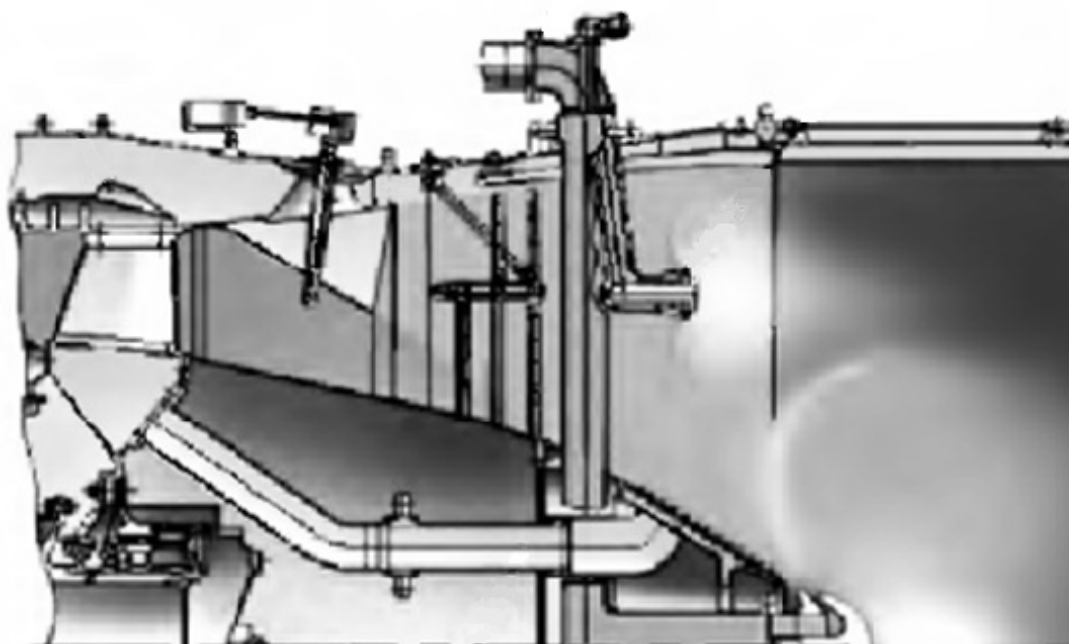


Рис. 3. Аэродинамическая стабилизация пламени

Применение *газодинамической стабилизации* позволит сочетать в себе уменьшение гидравлических потерь на стабилизаторах пламени на бесфорсажных режимах и исключить использование воздуха с высоким давлением из КВД. Для того, чтобы уменьшить влияние отбора рабочего тела на тягу двигателя, в патенте RU2403422 было предложено отбирать рабочее тело не из компрессора высокого давления, а из наружного контура ТРДДФ. Воздух наружного контура проходит в малоразмерный двигатель, расположенный в центральном теле ФК, в котором сжимается, к нему подводится топливо в КС, горячая реактивная струя разделяется при помощи пламярассекателя на несколько струй и вдувается в проточную часть ФК при помощи системы радиально расположенных сопел Лавалья (рис. 4).

При этом в проточную часть двигателя выходят сверхзвуковые горящие струи, за которыми создается вихревая зона обратных токов, необходимая для стабилизации пламени. Струи на форсированных режимах горят постоянно, что положительно сказывается на снижении вероятности вибрационного горения и расширении границ устойчивой работы ФК на больших высотах.

К недостаткам такой конструктивной схемы можно отнести, вес и сложность конструкции, а так же, несмотря на то, что форсированные режимы работы составляют относительно малую часть лётного времени, – ресурс малоразмерного ГТД и пламярассекателя.

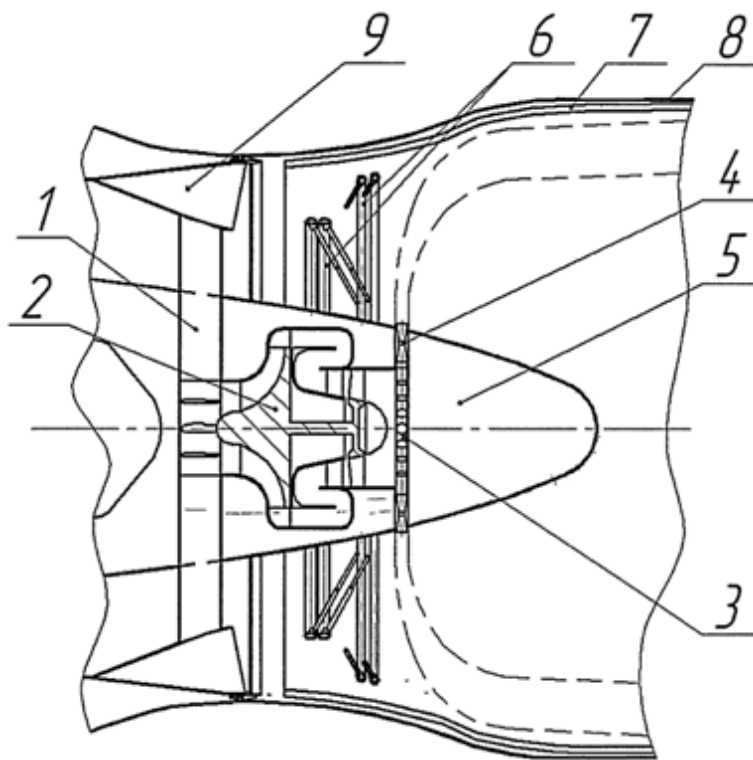


Рис. 4. Устройство ФК с газодинамической стабилизацией, где: 1 - патрубки отбора воздуха из второго контура, 2 - малоразмерный газотурбинный двигатель, 3 - пламярассекатель, 4 - система сверхзвуковых сопел, 5 - центральное тело форсажной камеры, 6 - топливные коллекторы, 7 - антивибрационный экран, 8 – корпус ФК, 9 – смеситель.

Форсажные камеры с газодинамической стабилизацией пламени сочетают в себе достоинства существующих ФК и, при этом, лишены самых значительных недостатков других конструктивных схем. Это сочетание параметров позволяет считать это направление перспективным, и требующим глубокой теоретической и практической проработки.

УДК 658.5.011

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВПРЫСКА ВОДЫ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ АВИАЦИОННОГО ГТД

Я. А. Остапюк, студент; Е. П. Филинов, студент

Научный руководитель: А. Ю. Ткаченко, канд. техн. наук

ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

В настоящее время повышение термического КПД простого цикла в авиационных двигателях сильно замедлилось, поэтому целесообразно использовать регенеративный цикл, эффективность которого была подтверждена исследованиями, проводимых на наземных энергетических установках. Для повышения КПД в газотурбинных установках наземного применения используется впрыск водяного пара или воды в компрессор, камеру сгорания или в систему охлаждения высокотемпературной турбины газогенератора. Физическая природа эффекта связана со снижением температуры среды в окрестности горения в результате расходования части выделяющегося тепла на испарение воды.

Применение данного метода форсирования к авиационному двигателю имеет ряд отличий по сравнению с газотурбинной установкой наземного применения:

- для авиационного двигателя целесообразней использовать впрыск воды, поскольку теплообменный аппарат, используемый для генерации водяного пара, увеличит массу двигателя, что крайне нежелательно;
- поскольку большой объем воды увеличит массу ЛА необходимо использовать циклы с лимитированным (малым) расходом воды.

Исходя из вышесказанного, впрыск воды в камеру сгорания целесообразно использовать только на наиболее нагруженных режимах работы двигателя, например, на взлетном режиме. Используемая вода для исключения отложений на жаровой трубе и лопатках турбины должна быть умягченной, отвечать специфическим требованиям (обессоливанию, чистоте). Подача воды в камеру сгорания обеспечивает также уменьшение содержания оксидов азота NO_x в продуктах выхлопа.

В ходе исследования разработана методика термогазодинамического расчета и анализа ГТД с подачей воды в проточную часть двигателя. Кроме того, выполнены следующие работы:

- в САЕ-системе «АСТРА» выполнена модель термогазодинамического расчета двухконтурного турбореактивного двигателя трехвальной схемы с взлетной тягой 200 кН;

- разработаны и реализованы математические модели узлов двигателя, обеспечивающих подачу воды камеру сгорания (источник воды/пара, водяной насос, подвод воды в проточную часть и т.д.);

- расширен набор базовых модулей САЕ-системы «АСТРА», добавлена возможность моделирования газотурбинных установок с пароводяным циклом.

С помощью полученной модели можно проводить качественный и количественный анализ влияния подачи воды/пара на параметры двигателя. По результатам численных экспериментов построены зависимости изменения тяги (рисунок 1), удельного расхода (рисунок 2) и других параметров (рисунки 3 и 4) от величины относительного расхода воды при условии постоянной температуры газа перед турбиной.

Из анализа результатов следует, что при подаче в КС 5% воды ($G=3$ кг/с), тяга увеличивается почти на 20% с 200 до 239 кН (рис. 1), а удельный расход топлива растет на 10% с 26,5 до 29,1 кг/(кН·ч) (рис. 2).

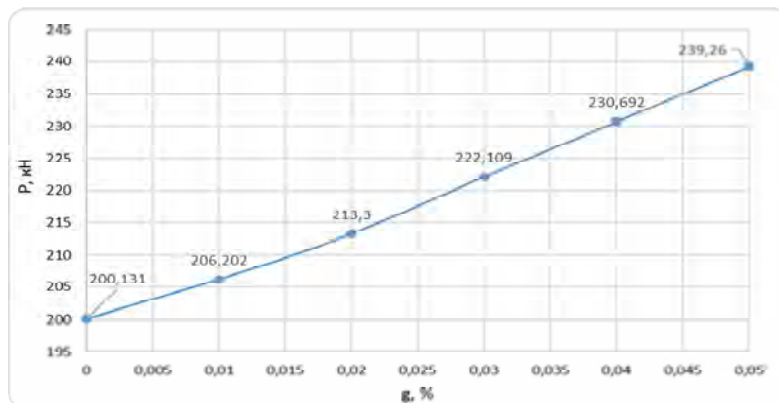


Рис. 1. Зависимость тяги от относительного расхода воды в камеру сгорания

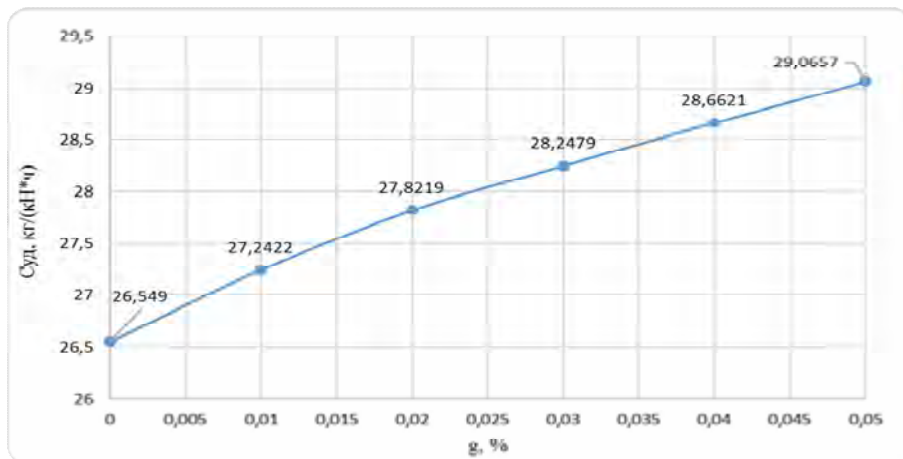


Рис. 2. Зависимость удельного расхода топлива от относительного расхода воды в камеру сгорания

Ухудшение топливной эффективности объясняется тем, что с ростом количества воды, подаваемой в КС, растет количество теплоты $Q_{\text{пар}}$, затрачиваемое на нагрев воды до температуры кипения, фазовый переход вода-пар и подогрев пара (рисунок 3), значительная часть которой затем теряется с выхлопными газами в виде скрытой теплоты парообразования (рисунок 3), при этом эффективный КПД η_e , соответственно, уменьшается (рисунок 4). В свою очередь потребное увеличение теплоты $Q_{\text{пар}}$ происходит за счет увеличения расхода топлива G_T .

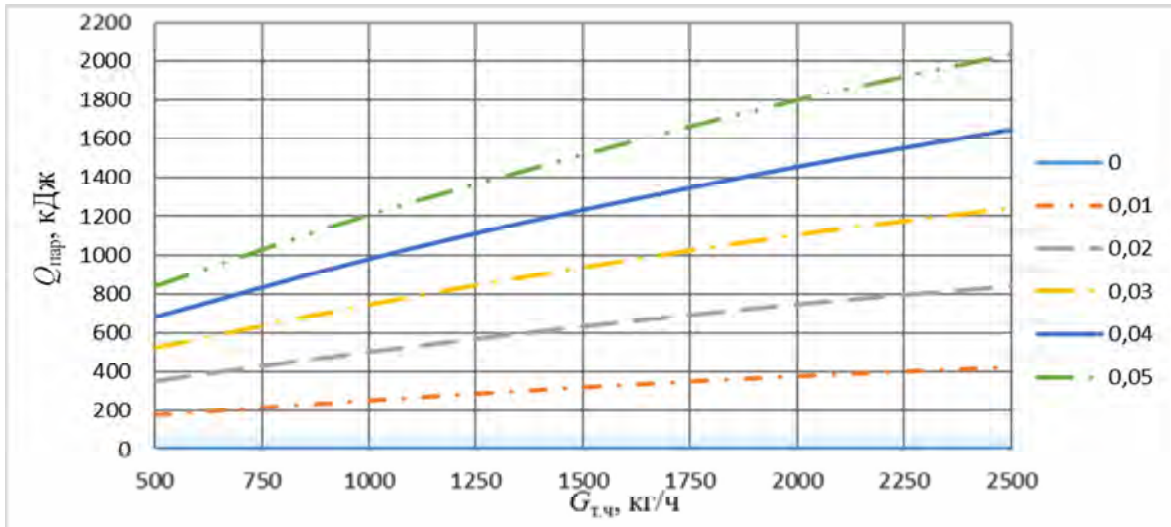


Рис. 3. Зависимость теплоты $Q_{\text{пар}}$ от расхода топлива G_T при увеличении относительного расхода воды g

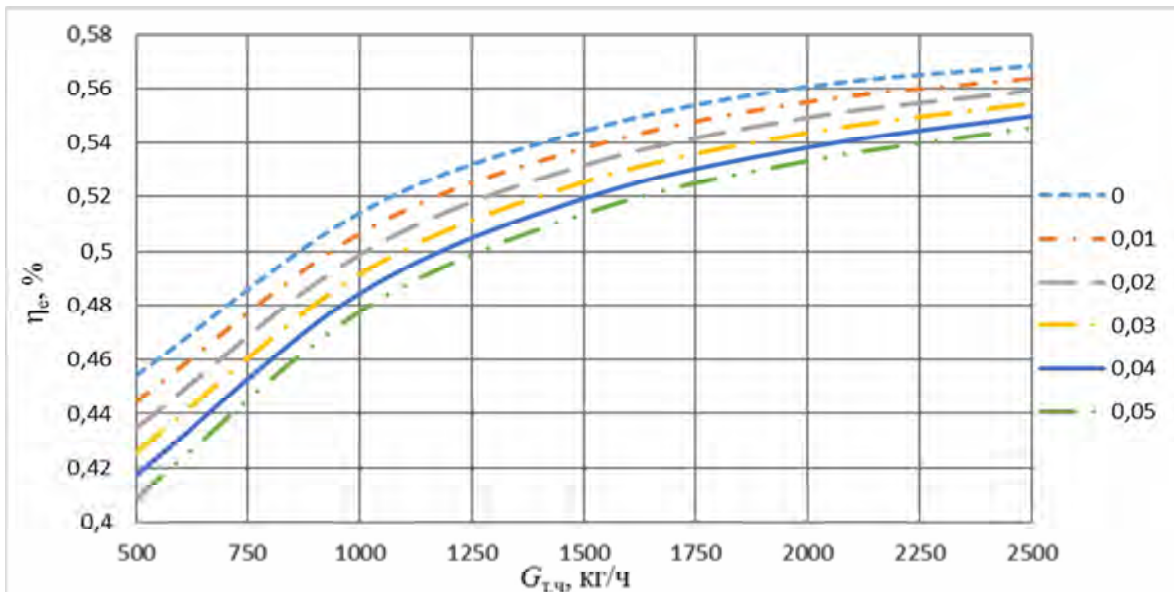


Рис. 4. Зависимость эффективного КПД от расхода топлива при увеличении относительного расхода воды в камеру сгорания

Впрыск воды в КС ведет к значительному росту тяги и тем самым позволяет увеличить тяговооруженность и скороподъемности летательного аппарата.

Влияние подачи воды в камеру сгорания на эффективность двигателя в системе самолета необходимо в дальнейшем рассматривать с учетом моделирования полетного цикла, так как значительное сокращение времени взлета может улучшить экономические показатели летательного аппарата и ресурс ГТД.

Библиографический список

1 Гриценко, Е.А. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения [Текст]/ Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев и др. – Самара: СНЦ РАН, 2004. – 266 с.

2 Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: Учебник. 2-ое изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн. 1). Основы теории ГТД. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн. 2). М.: Машиностроение, 2003. – 615 с.: ил.

3 Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД [Текст]: учебник/ В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

4 Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Электронный журнал «Труды МАИ». – Выпуск №67. – 2013 – 15с.

5 Крупенич И.Н. Разработка виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе «АСТРА» на этапе концептуального термогазодинамического проектирования // Вестник Самарск. Гос. Аэрокосм. Ун-та. – 2014. - №3(34). – Ч.2. – С.333-342.

УДК 658.5.011

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОЛЕТНОГО ЦИКЛА САМОЛЕТА

Я. А. Остапюк, студент; Е. П. Филинов, студент

Научный руководитель: А. Ю. Ткаченко, канд. техн. наук

ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

Одной из важнейших и актуальных задач отечественного двигателестроения является разработка перспективных авиационных двигателей 5+ и 6 поколений. Улучшение основных технических данных газотурбинных двигателей требует новых технических решений по главным направлениям их развития. Принятие таких решений на различных этапах проектирования в значительной степени основывается на результатах компьютерного моделирования и создания виртуальных моделей двигателей.

Проблема выбора оптимальных значений параметров рабочего процесса авиационных ГТД одна из наиболее сложных на этапе проектирования. В настоящее время роль оптимизации параметров ГТД на основе критериев эффективности ЛА возрастает, так как, с одной стороны устанавливаются более глубокие количественные зависимости и связи между различными характеристиками и параметрами силовой установки и планера, а с другой стороны, появляется возможность формулировать более обоснованные требования к системе летательный аппарат – силовая установка и находить оптимальные решения, используя возможности современных ЭВМ. Таким образом возможно получение оптимальных параметров рабочего процесса ГТД для конкретной модели самолета с учетом скорости и дальности его полета.

При оптимизации и обосновании выбора параметров авиационных ГТД обычно используют экономические и летно-технические критерии оценки ЛА, такие как: коммерческая нагрузка, взлетная масса, суммарная масса СУ и топлива, удельные затраты топлива и др.

Вследствие этого возникает необходимость в проведении оптимизации на основе моделирования основных этапов полета, позволяющих более точно оценить значения критериев эффективности ЛА.

Для проведения оптимизации с учетом полетного цикла в САЕ-системе «АСТРА» была создана модель, состоящая из 4 основных блоков: завязка двигателя, моделирование полетного цикла (ПЦ), расчет массовых

характеристик ЛА и показателей его эффективности. Информационная модель представлена на рисунке 1.

В блоке завязки двигателя рассчитываются взлетный, крейсерский и номинальный режимы работы двигателя.

В качестве расчетного принимается крейсерский режим работы двигателя, рассчитываемый с помощью модели проектируемого двигателя, а с использованием модели выполненного двигателя, определены основные данные ТРДД на взлетном и номинальном режимах при соответствующих значениях тяги.

В блоке моделирования полетного цикла с помощью методов численного интегрирования рассчитываются участки набора высоты и крейсерского полета, а также учитываются затраты топлива и времени на этапах взлета, снижения и посадки.

Данная модель была апробирована на примере оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД для двухдвигательного широкофюзеляжного самолета. Основные параметры ГТД, необходимые для расчета, и ограничения по параметрам представлены в таблице 1. Параметры ЛА, необходимые для моделирования ПЦ представлены в таблице 2.

Таблица 1

Параметры ГТД

P_0 , кН	$P_{кр}$, кН	$\pi_{к\sum.кр}^*$	$T_{Г}^*$, К	$\eta_{в.п}^*$	$\eta_{кНД.п}^*$	$\eta_{кВД.п}^*$	$\eta_{ТВД}^*$	$\eta_{ТНД}^*$
350	63	≥ 50	≤ 1800	0,93	0,91	0,90	0,925	0,930

Таблица 2

Параметра ЛА

$M_{пл}$, Т	$M_{к.н.}$, Т	$M_{т.анз}$, Т	$n_{дв}$	$S_{кр}$, м ²
105	60	5	2	400

В качестве критерия эффективности ЛА выбраны удельные затраты топлива $C_{т.км}$ которые характеризуют расход топлива на перевозку одной тонны коммерческой нагрузки на один километр. Кроме того, учтены ограничения по температуре газа перед турбиной высокого давления на взлете и по степени двухконтурности на крейсерском режиме.

Полученные в ходе расчета оптимальные значения параметров рабочего процесса двигателя и показатели эффективности ЛА представлены в таблице 3.

Оптимальные значения ГРДД и показателей эффективности ЛА

Параметр	Крейсерский режим	Взлетный режим
G_B , кг	620	1416
$\pi_{к\Sigma}^*$	55	45
m	11	11
$\pi_{вП}^*$	1,46	1.41
$\pi_{кСД}^*$	10.6	9.7
$\pi_{кВД}^*$	4.1	3.7
$T_{Г}^*$, К	1500	1756
$M_{дв}$, кг	6304	
$C_{т.км}$, кг/(т·км)	0,123	
$M_{сy+г}$, т	78	

Результаты апробации показали, что разработанная модель позволяет выполнять расчет и оптимизацию ГТД по критериям эффективности летательного аппарата на основе моделирования полетного цикла, а также может быть использована для решения задачи выбора рационального облика рабочего процесса перспективных двигателей. Дальнейшее развитие модели связано с совершенствованием и детализацией модели расчета полетного цикла самолета, разработкой моделей полетного цикла вертолета и других летательных аппаратов, расширением перечня рассчитываемых показателей эффективности силовой установки и летательного аппарата.

Библиографический список

1. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: Учебник. 2-ое изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термозодинамический анализ. (Кн. 1). Основы теории ГТД. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн. 2). М.: Машиностроение, 2003. – 615 с.: ил.
2. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД [Текст]: учебник/ В.В. Кулагин, С.К. Бочкарев, И.М. Горюнов и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.
3. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного

двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Электронный журнал «Труды МАИ». – Выпуск №67. – 2013 – 15с.

4. Кузьмичев В.С., Рыбаков В.Н. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – т.14, №2(2). – С.491-494

5. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. Методы оптимального проектирования ГТД на начальном этапе // Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск №59. – 2012 – 16с.

УДК 621.515

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В МАЛОРАСХОДНОЙ ЦЕНТРОБЕЖНОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ СВД-22 В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FINE/TURBO С ВЕРИФИКАЦИЕЙ ДАННЫХ РАСЧЕТА

И. В. Чеглаков, студент

Научный руководитель: Ю. В. Кожухов, канд. техн. наук, доцент.
ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный политехнический
университет»

Малорасходные ступени являются концевыми ступенями в центробежных компрессорах промышленного типа, предназначенных для закачки природного газа в хранилища.

Целью данной работы является исследование течения в малорасходной ступени СВД-22, испытанной на кафедре КВиХТ в 1992 году научной группой под руководством Садовского Н.И. [1]. Испытания проходили на стенде высокого давления при давлении на всасывании порядка 11 атмосфер. Рабочее тело – азот.

Сначала была проведена верификация коммерческого пакета Fine/Turbo для данного класса задач. Fine/Turbo является структурированным решателем, приспособленным под задачи турбомашиностроения.

Далее была выполнена задача интегрального поэлементного анализа течения в неподвижных элементах, таких как безлопаточный диффузор (БЛД) и обратно направляющий аппарат (ОНА). Также описано поведение параметров в БЛД в зависимости от радиуса.

После этого проведен выбор расчётной модели с грубой сеткой, которая даёт схожие потери, но значительно экономит время на оптимизацию проточной части (ПЧ).

Расчётная область представлена на рисунке 1, она состоит из входного патрубка, рабочего колеса (РК), безлопаточного диффузора (БЛД), поворотного колена (ПК), обратного направляющего аппарата (ОНА) и притракторных областей. Ступень является малорасходной, отношение $b_2/D_2 = 0,025$.

Расчётная сеть: 6 млн элементов, из которых: обтекатель 0,1 млн, первый венец и БЛД 1,4 млн, ОНА 0,9 млн, уплотнения у покрывного диска 1,7 млн, уплотнения у основного диска: 1,9 млн. Пристеночная функция $Y+$ менее 3.

Компрессор был рассчитан с притракторными областями и без них. Тип газа: Азот (идеальный газ). Модель турбулентности: Spalart-Allmaras. ГУ на входе: давление и температура по полным параметрам P^* , T^* . Тип – Inlet. Интерфейс ротор/статор: Mixing Plane. ГУ на выходе: статическое давление P . Тип - Outlet. *Только для расчёта с притракторными областями:* ГУ на входе в уплотнение основного диска: статическое давление и температура, осевая компонента скорости: P , T , V_z . Тип - External.

Невязка по массовому расходу на расчётном режиме составила 0,27%.

Были получены характеристики ступени в сечениях 2-2. Они представлены ниже, на рисунке 2 политропный КПД. Выявлено хорошее соответствие с экспериментом расчёта с притракторными областями. Расчёт без таковых показывает несколько отличающийся результат в качественном плане. Особенно это заметно в графиках КПД. Также стоит отметить завышение расхода при расчёте без притракторных областей в правой части ветки (см. точка 5 на рисунке 2). Расчётная точка - №3, находится на вертикальной прямой.

Далее, по результатам расчетов, на рисунках 3 и 4 показаны коэффициент восстановления статического давления ξ и угол потока α , в зависимости от относительного радиуса R/R_2 , где R_2 – наружный радиус РК. Параметры осреднялись на 30-ти цилиндрических сечениях с помощью макроса [3]. Видно, что на расчётном режиме (точка 3) нет отличия по параметрам между расчётами с и без притракторных областей.

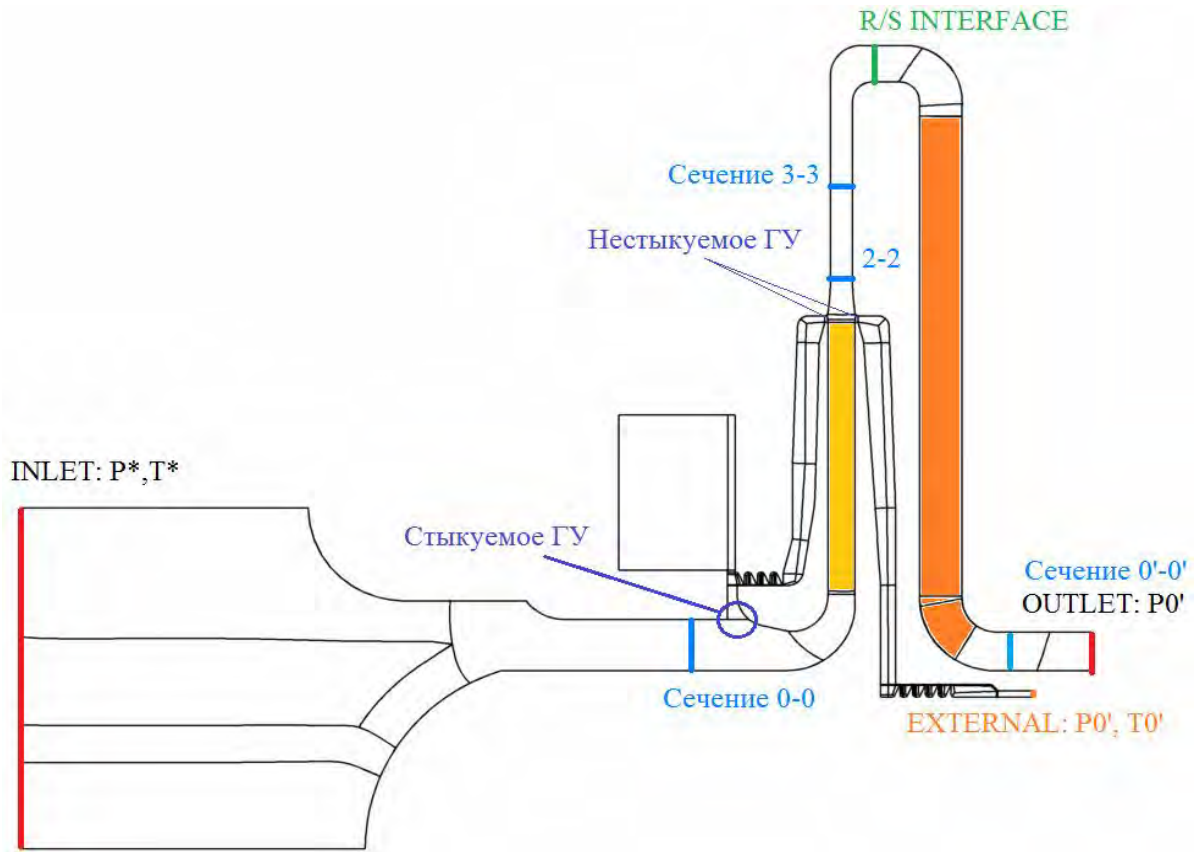


Рис. 1. Проточная часть

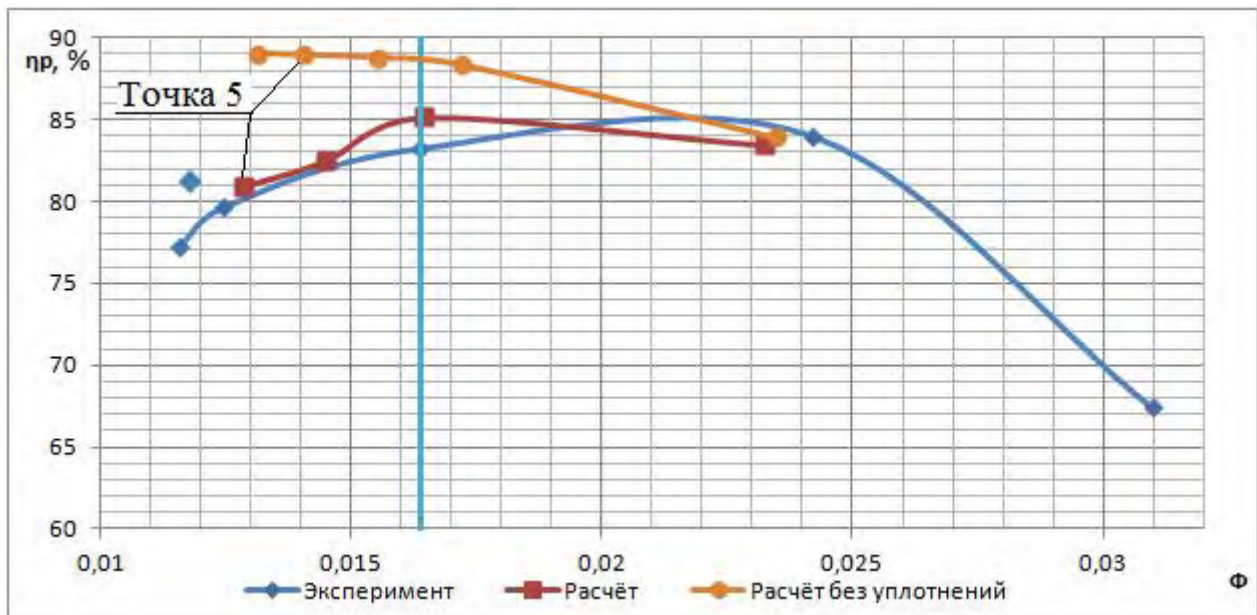


Рис. 2. Политропный КПД, 2-2

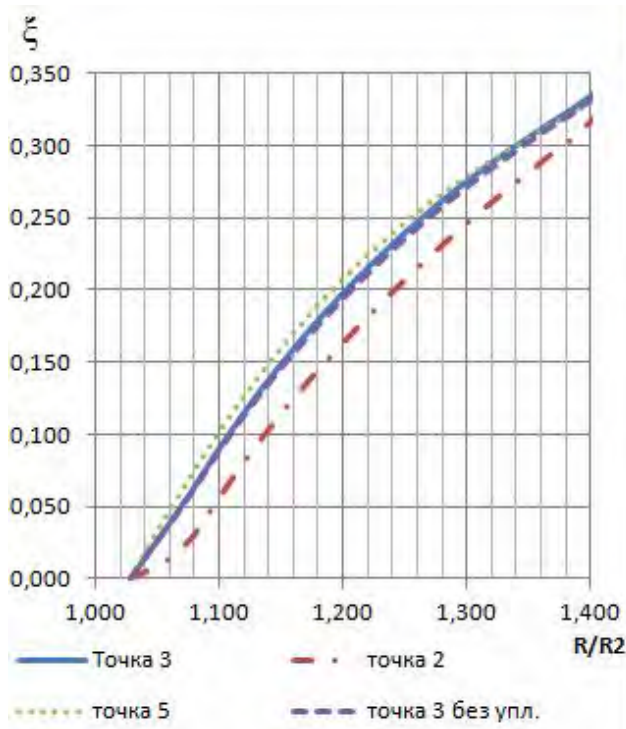


Рис. 3. Коэффициент восстановления статического давления

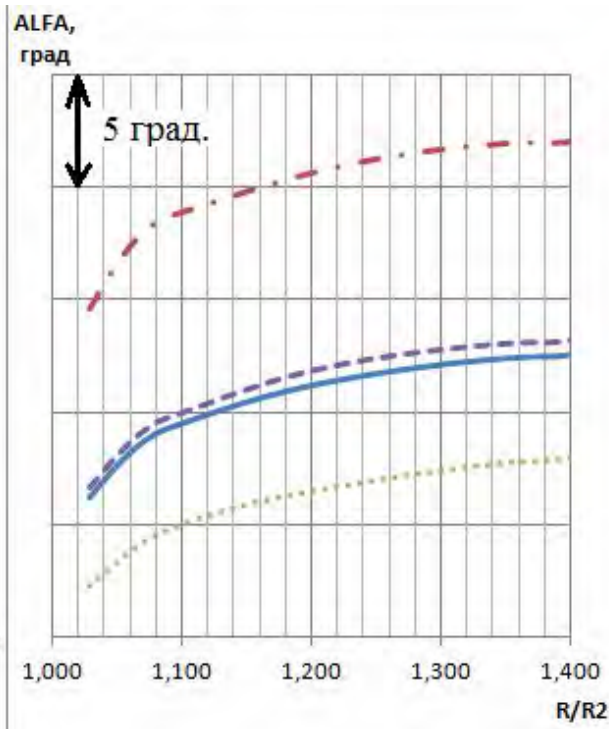


Рис. 4. Угол потока α

После этого была создана новая расчётная область, начинающаяся в сечении 0-0. Сеть грубая, порядка 600 тыс. элементов. Проведена работа по выбору задания ГУ. Расчёты показали, что для данного типа задач профилированные ГУ на входе не оказывают влияния, тогда как задание более интенсивной турбулентной вязкости снижает КПД на 1-1,5%. Также исследовано влияние положения интерфейса на характеристику. Интерфейс в первом случае располагается в поворотном канале, как и в предыдущем расчёте (рис. 5, расчёт 33). Во втором случае располагался за колесом на $D=1,05D_2$ (рис.5. расчёт 34). Вторая расчётная модель показала лучшее соответствие как по расходу, так и по КПД диффузора [2]. Первая расчётная модель резко зависила КПД диффузора (рис. 5). На графиках 6 и 7: FT1 – расчёт с уплотнениями, точная сеть, FT2 – расчёт без уплотнений. FT 33 – грубая сеть, интерфейс в ПК, FT 34 – интерфейс на $1,05D_2$.

Затем двухъярусный ОНА был посчитан с лопатками только длинного яруса, что снижает количество элементов расчётной сети до 350 тыс. Показано, что коэффициент расхода и коэффициент потерь аналогичны расчёту с той же топологией (рис. 6, ОНА вар.1.).

Как первый шаг в оптимизации неподвижных элементов удалось добиться повышения политропного КПД ступени на 2,7% за счёт подбора геометрии поворотного колена.

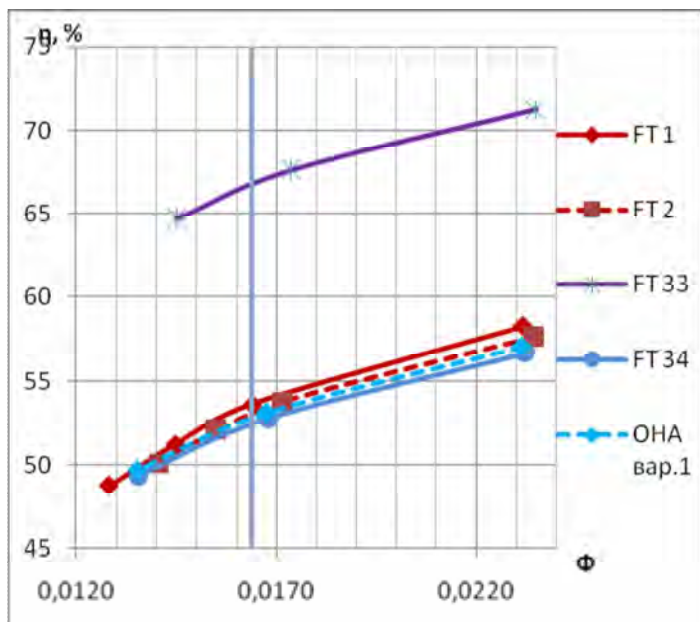


Рис. 5. КПД диффузора.

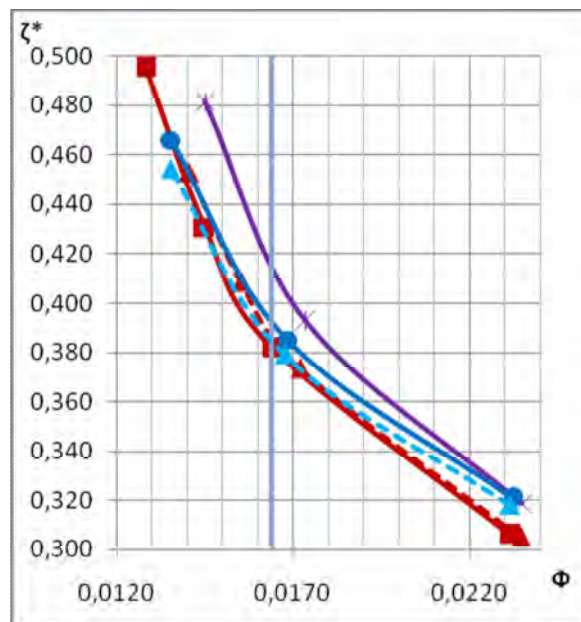


Рис. 6. Коэффициент потерь в ОНА

Библиографический список:

1. Под ред. Проф. Ю.Б.Галёркина. Раздел 13.4. Исследования мало-расходных центробежных ступеней на стенде замкнутого контура. Л.Я. Стрижак, Н.И. Садовский, И.П. Суслина. Труды научной школы компрессоростроения СПбГПУ, Санкт-Петербург. Издательство Политехнического университета. 2010. 670 с.
2. Центробежные компрессоры. Селезнёв К. П., Галёркин Ю. Б. – Л.: Машиностроение. 1982. 271. с.
3. CFView documentation, NUMECA International, Belgium, 2013, 303 с. [электронный ресурс]

УДК 621.3.08

ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ВИХРЕВЫХ ГОРЕЛОЧНЫХ УСТРОЙСТВ

А. И. Гурьянов, д-р техн. наук, О. А. Евдокимов, канд. техн. наук
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П.А. Соловьева»

Процессы горения топлив составляют основу энергетики, транспорта, нефтегазовой отрасли, авиации, высокотемпературных технологических процессов в области машиностроения, сельского хозяйства, быта. Проблема их интенсификации с учётом энергоэффективности и энерго-

сбережения является одной из наиболее важных приоритетных направлений развития науки и техники.

Общими проблемами создания горелочных устройств и камер сгорания являются: обеспечение высокой полноты сгорания топлива (не менее 99,99%); сокращение выбросов загрязняющих атмосферу веществ при минимальных размерах зоны горения; снижение вероятности срыва пламени и расширение концентрационного диапазона устойчивого горения; тепловая защита элементов конструкции. Ужесточение норм на эмиссию NO_x и CO газотурбинными двигателями, энергоустановками крупной и малой энергетики определяют актуальность изучения альтернативных принципов и аэродинамических схем организации горения и, соответственно, конструкций устройств сжигания топлива, реализующих эти принципы.

Закрутка радикальным образом влияет на газодинамику течения, микро- и макроструктуру турбулентного потока. Пространственное распределение термогазодинамических параметров, геометрия фронта пламени и механизм горения в реагирующих течениях зависят от степени закрутки, сообщённой потоку. Принцип организации движения потоков рабочего тела с различной степенью закрутки является основой многих топливосжигающих устройств. Горение в условиях аэродинамического противотока представляет интерес для науки и практики с точки зрения возможностей интенсификации, но ввиду сложности наименее изучено. Доступные результаты исследований различных авторов показали, что организация горения в условиях закрутки и противотока течения позволяет обеспечить выполнение большинства из перечисленных требований. Однако, создание единой методологии его научного описания и особенностей практического применения требует обобщения известных и вновь полученных теоретических и экспериментальных данных в рамках математических моделей и методик расчёта горения в закрученном течении с противотоком, поиска новых областей применения горелочных устройств противоточного типа в авиации, энергетике, технологиях двойного назначения [1-4].

Поставлена и решена проблемная научно-практическая задача организации горения в закрученных противоточных течениях при относительном перепаде давления не более 3 % ($\pi^* \leq 1,03$) с сохранением высокой полноты сгорания топлива на уровне существующих аэродинамических схем горения и расширением диапазона устойчивой работы по коэффициенту избытка воздуха (преимущественно в области «бедных» смесей).

Представлены результаты исследований влияния геометрических и режимных параметров на устойчивость горения, срывные расходные, гид-

равлические и эмиссионные характеристики горения в противоточном течении при низкоперепадной схеме подачи рабочего тела. Система уравнений подобия позволяет определять границы «бедного» и «богатого» срыва пламени. Срывные характеристики показаны на рисунках 1, 2.

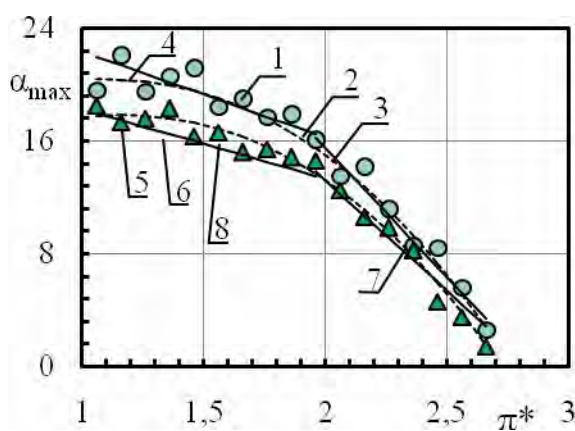


Рис.1 Концентрационные границы срыва пламени в области «бедных» смесей: 1, 5 – эксперимент; 2, 3, 6, 7 – расчёт по полученным уравнениям подобия; 4, 8 – расчёт по полученному регрессионному уравнению;
 1 – 4 – $\bar{F}_c = 0,18$, $\bar{R}_d = 0,8$;
 5 – 8 – $\bar{F}_c = 0,22$, $\bar{R}_d = 0,8$

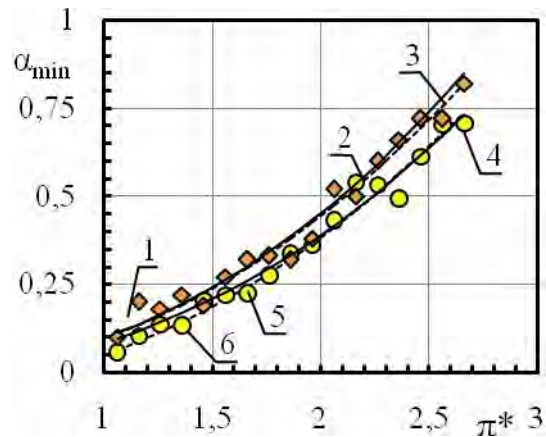


Рис.2 Концентрационные границы срыва пламени в области «богатых» смесей: 1, 4 – эксперимент; 2, 5 – расчёт по полученным уравнениям подобия; 3, 6 – расчёт по полученному регрессионному уравнению;
 1 – 3 $\bar{F}_c = 0,18$, $\bar{R}_d = 0,8$;
 4 – 6 $\bar{F}_c = 0,22$, $\bar{R}_d = 0,8$

Эксперимент подтвердил правильность исходных предположений относительно условий организации стабилизации пламени в зоне воспламенения при низкоперепадной схеме подачи окислителя. Максимальный диапазон устойчивой работы находится в области значений степени расширения $1,025 < \pi^* < 1,2$. Опыты показали, что характер изменения термодинамических процессов и интегральный механизм горения в противоточном течении существенно зависят от суммарного коэффициента избытка воздуха. При уменьшении α от околосрывных значений вблизи границы «бедного» срыва процесс диффузионного горения постепенно сменяется механизмом объёмного горения по тракту ГУ ($16,0 \leq \alpha \leq 6,0$). При $10 \leq \alpha \leq 8,0$ горение происходит в объёме вихревой камеры, фронт пламени «размазывается» в пространстве в результате турбулентных пульсаций скорости и молярного массообмена вынужденного и потенциального вихрей. При дальнейшем уменьшении α до значений $8,0 \leq \alpha \leq 4,0$ постепенно исчезает внутренний факел, и область горения перемещается вниз по потоку от топливной форсунки к выходному соплу-диафрагме. На таких режимах горение происходит в объёме вихревой камеры, а за соплом появляется небольшой видимый факел продуктов сгорания.

При $\alpha \leq 4,0$ механизм объёмного горения постепенно сменяется меха-

низмом сгорания (подготовленной в объёме камеры смеси) в квазистационарном турбулентном фронте пламени и последующим догоранием по длине факела за срезом сопла диафрагмы с эжекцией дополнительных масс воздуха из атмосферы. На режимах с $0,4 \leq \alpha \leq 0,1$ процесс горения происходит в стабилизированном, на выходе из вихревой горелки, пламенном диффузионном факеле, в котором сгорают капли частично-испарённого в камере ПВГУ топлива.

Результаты обработки опытных данных с использованием выбранных критериев подобия позволили оценить условия горения в ПВГУ относительно условий в гомогенном реакторе идеального перемешивания и сравнить их с принципами организации рабочего процесса известных конструкций топливосжигающих устройств без использования противотока течения (рисунки 3, 4). Анализ механизма взаимодействия турбулентного закрученного потока с фронтом пламени показал, что одновременное приближение к модели гомогенной зоны горения с точки зрения локального и интегрального механизмов невозможно.

Из литературных данных известно, что в гомогенном реакторе число Дамкёлера (интегральный параметр) принимает значения $Da_t \sim 10^{-3}$, а число Карловитца (локальный параметр) $-Ka_t \sim 10^4$. В реальных устройствах сжигания топлива, в том числе противоточного типа, при уменьшении Da_t значения Ka_t также уменьшаются (режим соответствует около стехиометрическому горению), поскольку значительно увеличивается скорость нормального горения U_n и на пространственных масштабах порядка длины Колмогорова турбулентный фронт пламени ламинируется (что приводит к удалению от условий идеального перемешивания на диаграмме рисунок 3). При отклонении в область нестехиометрического горения («богатую» либо «бедную») происходит обратный эффект, условия качественного перемешивания на микромасштабах компенсируются низкой скоростью реакций и увеличением вероятности уноса из зоны горения непрореагировавших молей смеси крупномасштабными турбулентными пульсациями закрученного потока. Целесообразное соотношение отмеченных процессов, характеризующихся числами Da_t , Ka_t (рисунок 4), имеет место в двух областях по составу смеси $\alpha \approx 0,6$ и $\alpha \approx 2,3$. Полученные результаты и отмеченные значения α коррелируют с данными изучения эмиссионных характеристик созданных опытных образцов ПВГУ.

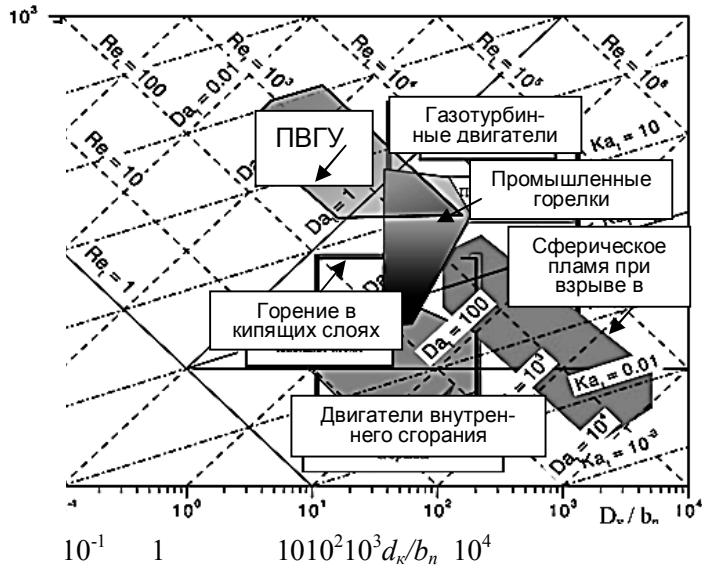


Рис.3 Сравнительная оценка механизмов горения в ПВГУ и известных технических устройствах авиационного и технологического назначения (по данным Hoffman Arne B., Warnatz J.): $d_c \sim l_0$

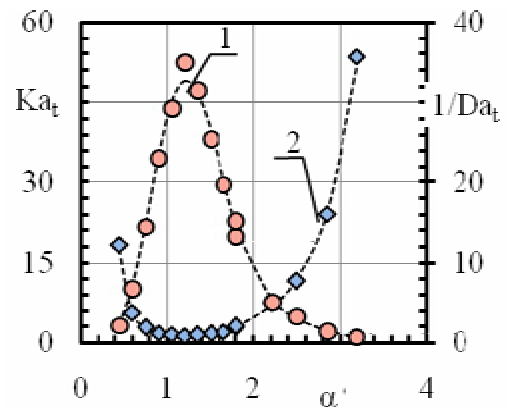


Рис.4 Зависимость чисел Карловитца и Дамкёлера от коэффициента избытка воздуха: 1 – $1/Da_t$; 2 – Ka_t

Выполненные комплексные исследования позволили поставить и решить научно-практическую задачу горения в закрученном противоточном течении в условиях относительного перепада давления менее 3 %, позволившую выявить эффект совместного влияния геометрии проточной части, термогазодинамических входных параметров и коэффициента избытка воздуха на характеристики воспламенения и устойчивости горения с обобщением результатов в виде критериальных уравнений. Полученные новые данные и установленные закономерности влияния степени расширения на концентрационные пределы срыва пламени и полноту сгорания легли в основу организации горения «бедной» смеси ($1,8 \leq \alpha \leq 2,3$) в низкперепадном противоточном течении, обеспечивающего достижение полноты сгорания выше 0,999. На основе экспериментальных исследований доказана возможность устойчивого горения в противоточном течении в диапазоне коэффициента избытка воздуха от 0,4 до 18 при степенях расширения от 1,03 до 1,2, что открывает новые области их практического применения в технике.

Библиографический список

1. Piralishvili, Sh. A. Dimensionless base of experimental investigation of thermogasdynamic parameters in a twisted flow with combustion [Text] / Sh. A. Piralishvili, A. I. Guryanov // Heat Transfer Research. – 2008. – Т. 39. – № 8. – P. 703 – 712.

2. Гурьянов, А. И. Экспериментальное и теоретическое исследование механизмов горения в ограниченном закрученном потоке [Текст] / А. И. Гурьянов, Ш. А. Пиралишвили // Тепловые процессы в технике. – 2009. – Т.1 – №5. – С. 170 – 177.

3. Гурьянов, А. И. Вихревые противоточные горелки авиационного назначения [Текст] / А. И. Гурьянов, Ш. А. Пиралишвили // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии имени П.А. Соловьёва. – 2010. – №1(16). – С. 59 – 66.

4. Пиралишвили, Ш. А. Численное исследование интегральных газодинамических характеристик противоточного горелочного модуля с использованием анизотропных моделей турбулентности [Текст] / Ш. А. Пиралишвили, А. И. Гурьянов, А. В. Бадерников // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). – 2011. – №3 (27). – Часть 1. – С. 123 – 130.

УДК 621.438

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ТЕПЛОМАССОБМЕННЫХ ПРОЦЕССОВ В ТЕХНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВАХ

С. В. Веретенников, канд. техн. наук, доцент

Ш. А. Пиралишвили, д-р техн. наук, профессор

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьёва»

Форсирование авиационных и наземных ГТД требует увеличения эффективности систем конвективного охлаждения теплонапряженных элементов проточного тракта за счет повышения качества процесса теплоотвода на внутренней поверхности охлаждающих каналов. Одним из возможных путей решения этой проблемы является совершенствование процессов конвективного охлаждения за счет закрутки потока.

В зависимости от решаемой задачи возможны несколько способов интенсификации теплообмена закруткой потока: циклонный, вихревой способ, с реализацией эффекта энергоразделения потока, и импактное натекание закрученных струй. В работах Ш. А. Пиралишвили, А. А. Халатова, Э. Н. Сабурова, Г. А. Дрейцера, В. И. Терехова, А. Е. Бергласа и др.

показана возможность интенсификации теплообмена в различных теплообменных аппаратах за счет использования закрученных течений. Однако их широкое применение в малоразмерных системах охлаждения и термостатирования элементов проточной части ГТД сдерживается отсутствием адекватных расчетных моделей и методик расчета таких течений в рассматриваемых условиях. Таким образом, исследование процессов интенсификации теплообмена в ограниченных и струйных закрученных потоках является важной и актуальной задачей.

Эффективность применения вихревых энэргоразделителей в системах охлаждения лопаток ГТД зависит от выбора оптимальных геометрических и режимных параметров, однако на сегодняшний день теплообмен в вихревых трубах остается малоизученным. Ниже приведены некоторые результаты экспериментальных и численных исследований газодинамики и теплообмена в противоточной вихревой трубе.

На модели противоточной вихревой трубы [1] проведены исследования сеточной сходимости численного моделирования газодинамики закрученного течения. Геометрические параметры вихревой трубы: двухзаходное закручивающее устройство с тангенциальными соплами прямоугольной формы (отношение сторон $b:h = 1:2$), диаметр камеры энэргоразделения $d = 10$ мм; относительный диаметр диафрагмы 0,5; относительная площадь сопловых вводов 0,1; длина камеры энэргоразделения 80 мм.

При численном моделировании теплообмена с использованием неструктурированной тетрагональной сеткой с призматическим подслоем наблюдалась зависимость коэффициента теплоотдачи от числа слоёв, особенно вблизи закручивающего устройства (рисунок 1). На значительном удалении ($L/d=5$) от закручивающего устройства количество слоёв в пристенной области не оказывало влияния на значение коэффициента теплоотдачи.

Для сравнения величины коэффициента теплоотдачи при течении в вихревой трубе и циклонном канале были проведены оценочные численные расчеты. Геометрия вихревой трубы [1] отличалась от циклонного канала только наличием патрубка охлажденного потока. Расчеты проводились с использованием в качестве рабочей среды модели идеального газа при одинаковых граничных условиях, моделях турбулентности и других начальных параметрах. Проведенное численное моделирование показало, что коэффициент теплоотдачи при течении в камере энэргоразделения вихревой трубы значительно выше по всей длине теплообменной поверхности, чем при течении в циклонном канале (рисунок 2).

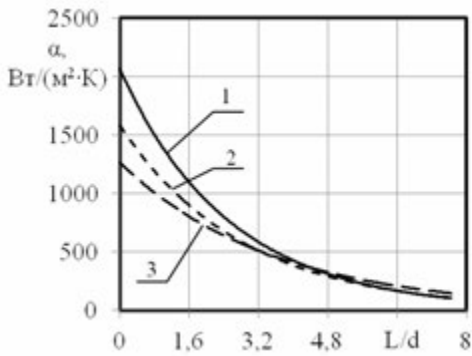


Рис. 1. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине камеры энергоразделения при различном количестве призматических слоёв: 1 – 10 слоёв; 2 – 13 слоёв; 3 – 17 слоёв

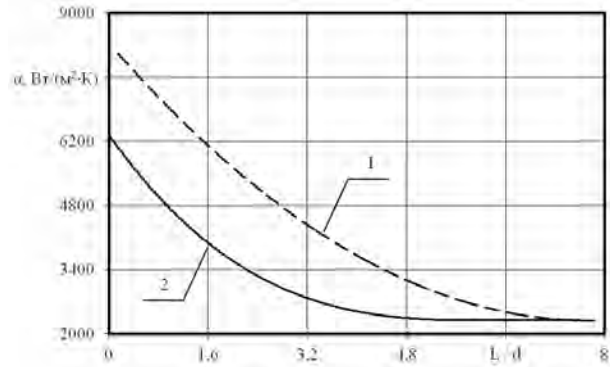


Рис. 2. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине циклонного канала и камеры энергоразделения вихревой трубы: 1 – вихревая труба; 2 – циклонная камера

Выявлены наиболее эффективные режимы работы на воздухе вихревого энергоразделителя предложенной конструкции: при доле охлажденного потока 0,48 и перепаде давления 3,3 коэффициент теплоотдачи на поверхности камеры энергоразделения достигал максимального значения 578 ($\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$); на поверхности патрубка охлажденного потока максимальное значение коэффициента теплоотдачи 572 $\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ достигается при доле охлажденного потока 0,74 и перепаде давления 3,3 (рисунок 3). Результаты экспериментов с использованием перегретого водяного пара (доля охлажденного потока 0,6 и перепад давления 2) представлены на рисунке 4. Из рисунков 3 и 4 видно, что коэффициент теплоотдачи при использовании пара значительно (более чем в 2 раза) превышает значения α при использовании воздуха.

Основной недостаток импактного охлаждения связан с малой областью воздействия струи. Закрутка потока позволяет расширить область воздействия охлаждающей струи на поверхность, но при этом возникает область низких значений коэффициента теплоотдачи в центре струи. Для решения этой проблемы предложено использовать комбинированную струю, состоящую из центральной осевой струи и периферийной закрученной. Выполнено численное моделирование и экспериментальное исследование газодинамики и теплообмена при натекании комбинированной струи. Для анализа влияния интенсивности закрутки периферийной струи на теплообмен, закручивающее устройство в насадке выполнялось сменным. Выбраны три значения диаметра тангенциальных подводов $d_T=1,9$; 2,5 и 3 мм соответствующие относительной площади закручивающего устройства равной 0,1; 0,17 и 0,25.

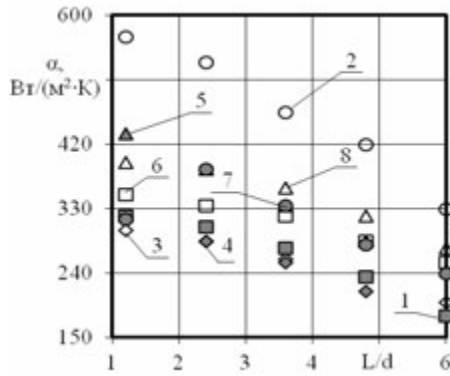


Рис. 3. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине камеры энергоразделения (воздух): 1 – $\pi=2,5$, $\mu=0,74$; 2 – $\pi=3,3$, $\mu=0,48$; 3 – $\pi=2$, $\mu=0,48$; 4 – $\pi=2$, $\mu=0,74$; 5 – $\pi=3$, $\mu=0,74$; 6 – $\pi=2,5$, $\mu=0,48$; 7 – $\pi=3,3$, $\mu=0,74$; 8 – $\pi=3$, $\mu=0,48$

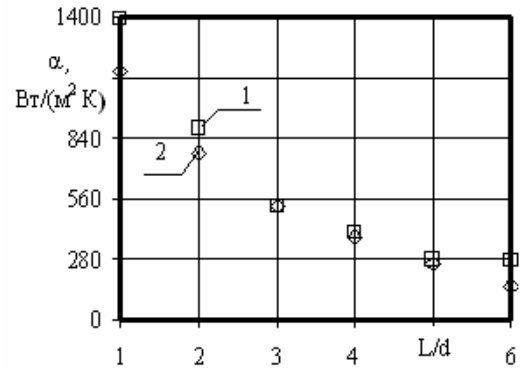


Рис. 4. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине: 1 – патрубке охлажденного потока; 2 – камеры энергоразделения (водяной пар)

В ходе эксперимента изменялось безразмерное расстояние от сопла до пластины. Выбраны наиболее часто встречающиеся в исследованиях импактных струй значения $H/d_c=1, 2, 4, 6$, что позволило сравнить полученные данные с известными результатами.

Максимальное значение коэффициента теплоотдачи для большинства режимов наблюдается в центре и равно 1100-1200 Вт/(м²К). Таким образом, можно сделать вывод, что подача осевого незакрученного потока в центральную часть закрученной струи позволяет разрушить область возвратных течений, увеличить скорость на оси струи и теплоотдачу в центре пластины, по сравнению со случаем одиночной закрученной струи.

Комбинация периферийной закрученной струи и осевой центральной позволяет использовать положительные качества обеих струй: высокую интенсивность теплообмена в центре и обширную зону воздействия струи на поверхность. При увеличении расстояния до пластины $H/D > 1$ уменьшение диаметра тангенциальных подводов приводит к небольшому возрастанию, как среднего, так и максимально коэффициента теплоотдачи, что вызвано увеличением доли расхода осевой струи. Следует также отметить, что увеличение перепада давления существенно отражается на теплоотдаче: при увеличении π с 1,15 до 1,2 происходит резкое возрастание средних и максимальных коэффициентов теплоотдачи на 10-15%.

На рис. 5 и 6 представлено сравнение распределений коэффициентов теплоотдачи для осевой, закрученной и комбинированной струй полученных в ходе эксперимента. На значительном удалении от центра пластины интенсивность теплообмена для всех струй находится примерно на одном уровне. Основное отличие наблюдается в зоне торможения потока. Максимальные коэффициенты теплоотдачи имеют место для комбинирован-

ной струи, а наименьшие для закрученной струи. При этом область воздействия осевой импактной струи является наименьшей. Подача незакрученной струи в приосевую область закрученной позволяет устранить область пониженных значений теплоотдачи и дополнительно интенсифицировать теплообмен.

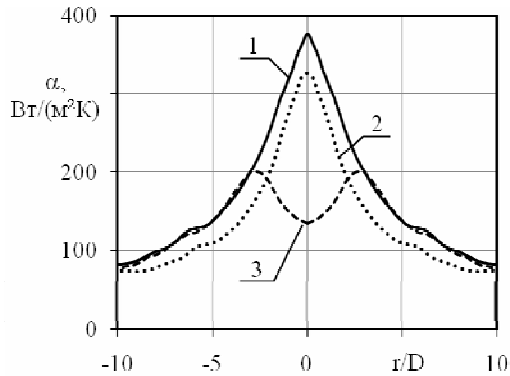


Рис. 5. Сравнение распределений коэффициентов теплоотдачи по пластине при относительной площади закручивающего устройства 0,25 и $H/D=4$: 1 – комбинированная струя, 2 – осевая струя, 3 – закрученная струя

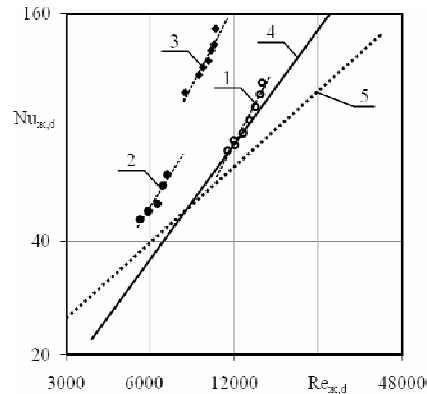


Рис. 6. Сравнение экспериментальных данных с известными литературными данными, полученными для осевых импактных струй: 1 – данные эксперимента для осевой струи при $H/D=2$, 2 – данные эксперимента для закрученной струи при $H/D=2$, 3 – данные эксперимента для комбинированной струи при $H/D=2$, 4 – экспериментальные данные полученные D.M. Kercher [2], 5 – экспериментальные данные полученные Н. Martin [3]

Обобщение полученных данных для всех струй в виде зависимости числа Нуссельта от Рейнольдса представлено на рисунке 6 в логарифмическом масштабе. Здесь же приведены обобщенные зависимости для осевых струй по данным ряда авторов [2-3]. Данные, полученные для осевой струи, достаточно хорошо ложатся на известные результаты. Числа Нуссельта для комбинированной импактной струи выше, чем у осевых струй, при тех же числах Рейнольдса. Из рисунка 6 наглядно видно увеличение интенсивности теплоотдачи, получаемое при использовании комбинированных импактных струй.

Представленные результаты показывают высокий потенциал концепции закрученного потока при ее использовании в системе охлаждения турбин. Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ № МК-749.2014.8.

Библиографический список

1. Пиралишвили, Ш.А. Вихревой эффект (Технические приложения). Том 2 (Часть 2) [Текст]/ Ш.А. Пиралишвили, В.В. Бирюк, С.В. Веретенников, А.И. Гурьянов. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2014. – 216 с.

2. Kercher, D. M. Heat Transfer by a Square Array of Round Air Jets Impinging Perpendicular to a Flat Surface Including the Effect of Spent Air. [Text] / D. M. Kercher, W. Tabakopp. // J. of Engineering for Power, ASME, 1970. – pp. 73-82.

3. Martin, H. Heat Mass Transfer Between Impinging Gas Jets and solid Surfaces. [Text] / H. Martin. // Adv. Heat Transfer, Vol. 13, 1977. – pp. 1-60.

УДК 621.4

РАЗРАБОТКА ПАРАМЕТРА ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ПАССИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАДИАЛЬНЫМ ЗАЗОРОМ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБИНЫ

И. С. Козлякова¹, и.о. зам. начальника КО Турбин

С. М. Пиотух¹, эксперт КО Турбин

В. А. Фадеев¹, эксперт по газодинамическим расчетам турбин

Научный руководитель: С. В. Веретенников², канд. техн. наук, доцент

¹ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн», г. Рыбинск

²ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

Одним из резервов повышения эффективности рабочих процессов в газотурбинных двигателях является сокращение потерь, связанных с утечками рабочего тела по радиальным зазорам между вращающимися и неподвижными деталями.

Богомолов Е.Н. [1] считает, что потери мощности, обусловленные радиальным зазором, как в обандаженных, так и в безбандажных ступенях практически строго соответствуют энергии, уносимой газом, перетекающим через зазор, минуя межлопаточные каналы. Другими словами, потери мощности от радиального зазора могут быть однозначно выражены через расход газа в зазоре:

$$\bar{\eta}_T = \bar{G}_{ГРЗ} = \frac{G_{ГРЗ}}{G_{СТ}}, \quad (1)$$

где $\bar{\eta}_T = \frac{\eta_{ГО}^* - \eta_T^*}{\eta_{ГО}^*}$ – величина падения КПД; $G_{ГРЗ}$ – расход газа через ра-

диальный зазор; $G_{СТ}$ – расход газа через ступень.

Расчет по формуле (1) близок к экспериментальным данным, полученным при испытании газогенератора изделия 77 с включенной системой управления радиальным зазором в турбине.

Как показывают многочисленные экспериментальные исследования, величина радиального зазора между статором и ротором, геометрия проточной части, режимы испытаний и внутренние параметры рабочего процесса в турбине оказывают существенное влияние на коэффициент полезного действия (КПД) турбины ГТД.

На рис. 1 представлены расчетно-экспериментальные значения первичного КПД ступени турбины $\eta_{Tпер}^*$ при монтажных значениях относительного радиального зазора $\bar{\delta} = \frac{\delta}{h_{Л}}$, где δ – радиальный зазор, $h_{Л}$ – наружный диаметр рабочей лопатки для двенадцати ступеней турбин двигателей наземного, морского, авиационного применения и для крылатых ракет с пассивной системой регулирования радиальным зазором. При этом взяты ступени с рабочими лопатками без бандажных полок.

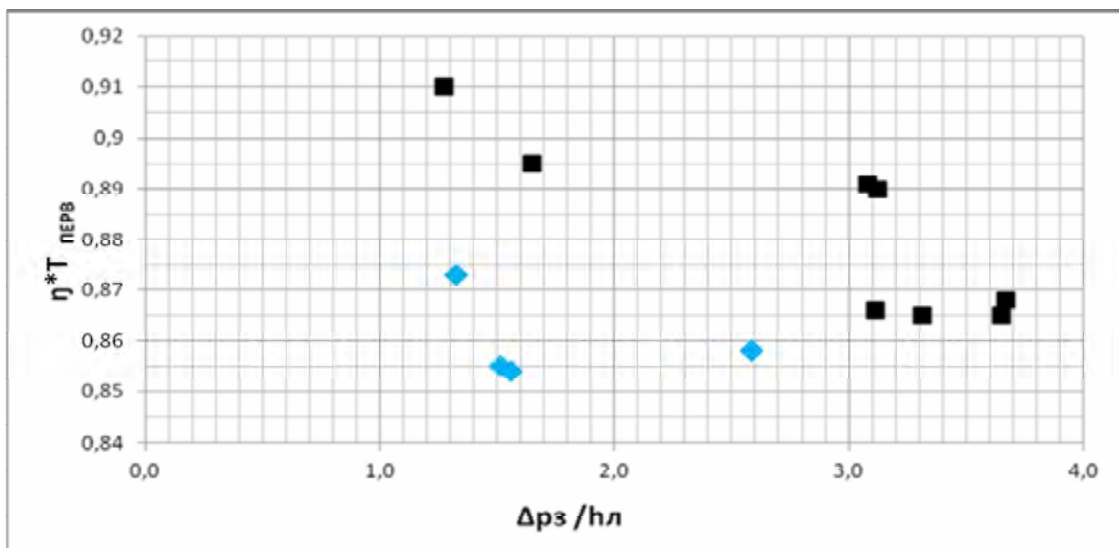


Рис. 1. Зависимость первичного КПД ступени турбины от относительного радиального зазора: ■ - турбины средней и большой мощности; ◆ - турбины малой мощности

Разброс значений коэффициентов полезного действия ступеней турбин обусловлен разными зазорами между статором и ротором, геометрией проточной части и параметрами рабочего процесса в рассматриваемых турбинах.

Влияние каждого из этих факторов на КПД подробно изучен и исследован и в комплексе определяет эффективность работы ступени. Комплексное изучение влияния указанных факторов на КПД до сих пор не рассматривалось и не решалось.

В данной работе сделана попытка поиска решения по разработке параметра оценки эффективности системы пассивного метода регулирования радиального зазора в проточной части турбины ГТД, позволяющего на этапе проектирования оценить эффективность системы.

Для оценки эффективности системы пассивного управления радиальным зазором в проточной части между статором и ротором ступени турбины предлагается использовать безразмерный параметр:

$$K = \bar{F}_3 \times K_1 \times \bar{\delta},$$

где \bar{F}_3 – относительная величина кольцевой площади радиального зазора,

$\bar{F}_3 = \frac{F_3}{F_H}$, где F_3 – кольцевая площадь радиального зазора; F_H – площадь

круга, ограниченного наружным диаметром лопатки; K_1 – безразмерный

параметр, определяющий нагруженность ступени, $K_1 = \frac{T_{ГрК}^*}{T_K^*} \times \pi_{см}^*$, где

$T_{ГрК}^*$ – температура газа перед рабочим колесом; T_K^* – температура воздуха

за компрессором, $\pi_{см}^*$ – перепад полного давления газа в ступени турбины;

$\bar{\delta}$ – относительная величина радиального зазора.

Набор собранных статистических данных по ступеням турбин ГТД позволил построить зависимость КПД ступени турбины от параметра K . Данные представлены на рис.2.

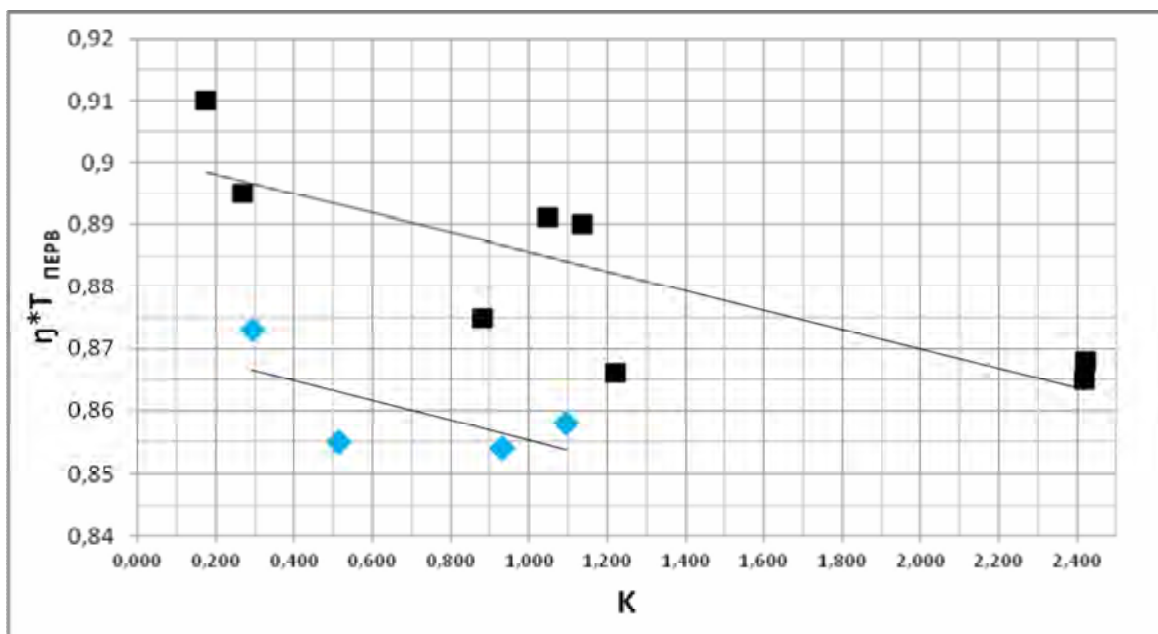


Рис. 2. Зависимость КПД ступени турбины от параметра K

- - турбины средней и большой мощности;
- ◆ - турбины малой мощности

Зависимость КПД от параметра K хорошо укладывается по двум линиям-трендам.

Библиографический список

1. Богомолов Е.Н. Газодинамическая эффективность авиационных турбин с воздушным охлаждением лопаток. Учебное пособие. Рыбинск: РАТИ, 1993.

УДК 623.434.7

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЖЕКТОРА

Ю. Б. Александров, В. И. Панченко, Р. Р. Халиулин

ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

В установках с авиационными двигателями эжекторы используются для разбавления продуктов горения на выходе относительно холодным атмосферным воздухом, а также для увеличения тяги или в стационарных установках - мощности.

Целью данной работы является разработка методики расчета и оптимизации эжектора для авиационной техники. Для достижения поставленной цели работа была разбита на несколько этапов.

На первом этапе была проведена работа по созданию методики численного расчета. Учитывая, что скорости в рассматриваемых эжекторах малы по сравнению со скоростью звука, можно не учитывать сжимаемость газа в активном и пассивном потоках и для создания методики нахождения параметров эжекторов вычислительным методом была разработана расчетная модель водо-водяного эжектора. Расчеты проводились в среде программного комплекса моделирования течений жидкостей и газов ANSYS Fluent. Задача решалась в стационарной постановке. Для модели эжектора, были получены экспериментальные данные, которые хорошо согласуются с расчетными (отклонение экспериментальных точек от расчетной зависимости по относительному перепаду давления на эжекторе $\bar{p} = (p_4^* - p_2^*) / (p_1^* - p_2^*)$ не превышает 8 % при $n = 0.5$) [1].

На втором этапе работы, с помощью разработанной методики численного расчета, изучалось влияние геометрических особенностей проточной части эжектора (наличие конической части на входе в камеру смешения, длины всей камеры смешения, а также влияние радиуса скругления кромок на входе в камеру смешения) на эффективность его работы.

Для исследования за базовую модель был принят эжектор, геометрически подобный эжектору фирмы «Croll-Reynolds». Он имеет камеру смешения с коническим входом. Такая модель была названа как «базовая модель», а последующие ее модификации отличались от базового варианта отсутствием сужающегося конического участка на входе и длиной камеры смешения. Диффузоры у всех моделей были одинаковы.

На основе расчетов во Fluent, рассмотренных в [1], можно сделать выводы, что базовая модель обеспечивает существенно меньшие значения относительного перепада давления при одинаковых коэффициентах эжекции. Это является следствием присутствия зон циркуляционного течения во входной части камеры смешения. Влияние наличия входной части является более сильным, чем влияние длины камеры смешения. Наилучшей характеристикой обладает эжектор с относительной длиной камеры смешения около 8 калибров без конического входного участка.

Также изучалось влияние длины l конической части на входе в камеру смешения. Для исследования, за базовую модель также был принят эжектор, геометрически подобный эжектору фирмы «Croll-Reynolds» ($l/d = 5.5$ и $D/d = 2$). Модификации этой модели имели различные длины конической части. Нужно иметь в виду, что с увеличением длины конической части, общая длина камеры смешения остается во всех моделях постоянной. Угол конусности менялся в пределах от 180° ($l/d = 0$) до $1^\circ 45'$ ($l/d = 16,3$).

На рис. 1. показана зависимость относительного перепада давления от длины конической части на входном участке камеры смешения эжектора при коэффициенте эжекции $n=1$. Здесь самые высокие значения \bar{p} характерны для модели с длиной конической части равной нулю, т.е. камера смешения имеет цилиндрическую форму. С увеличением длины конической части камеры смешения происходит уменьшение относительного перепада давления. Спад происходит при увеличении относительной длины примерно до $l/d=7,3$. После чего происходит возрастание значений \bar{p} .

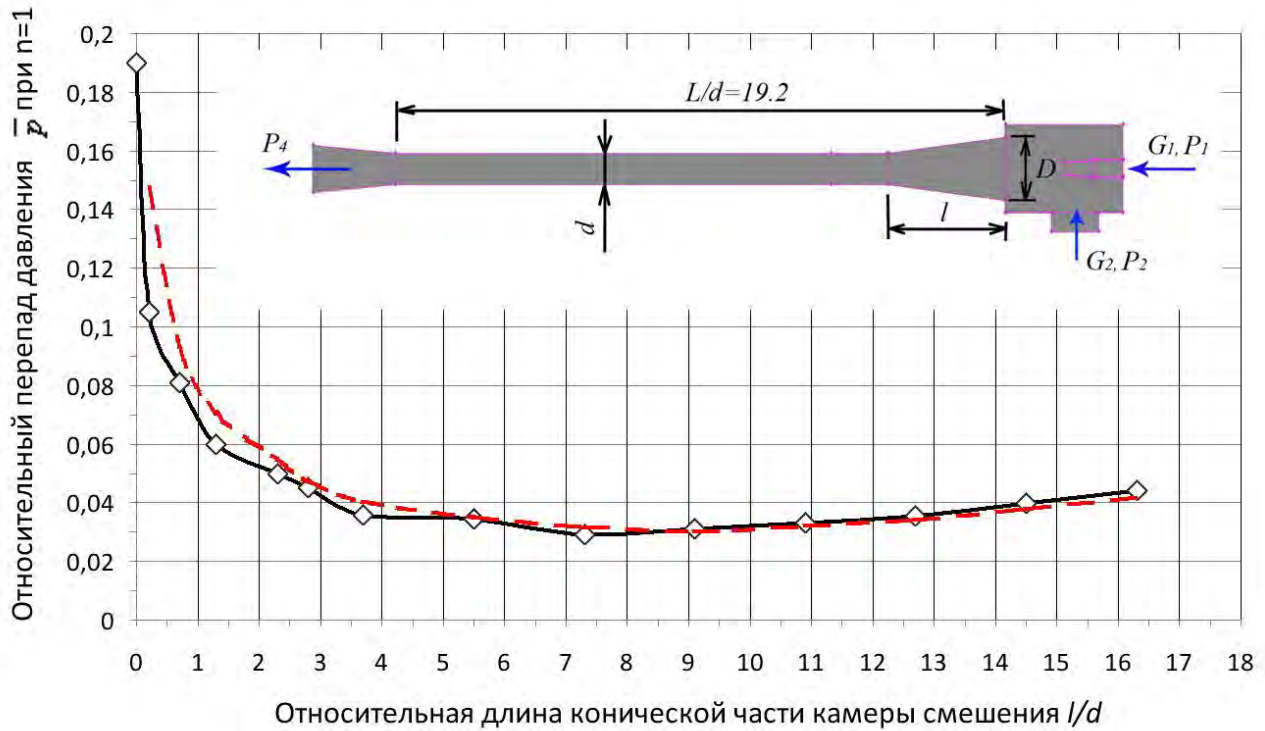


Рис. 1. Зависимость относительного перепада давления $\bar{\delta}$, создаваемого эжектором, от относительной длины конической части камеры смешения при коэффициенте эжекции $n = 1$

На основе анализа характера течения жидкости в проточной части эжектора по линиям тока и векторным картинкам, а также полного давления в характерных сечениях, было выдвинуто предположение, что существует влияние острой кромки, при входе в камеру смешения, на относительный перепад полного давления, создаваемый эжектором. Для проверки этого предположения были созданы модели эжектора с цилиндрической камерой смешения постоянного диаметра (с коническим и прямым входом) и относительными радиусами скругления r/d от 0,05 до 0,9 с шагом $r/d=0,05$. Общая относительная длина камеры смешения L/d составляла 19,2 калибра и оставалась постоянной. Диффузоры у всех моделей были одинаковы.

Из рис. 2. можно увидеть, что установка конического входа в камеру смешения и увеличение радиуса скругления сверх $r/d = 0.3$ при одних и тех же коэффициентах эжекции уменьшает относительный перепад давления. Оптимальный относительный радиус для модели с цилиндрической камерой смешения составляет около $r/d = 0.2 \div 0.3$ (r – радиус скругления, d – диаметр цилиндрической части камеры смешения).

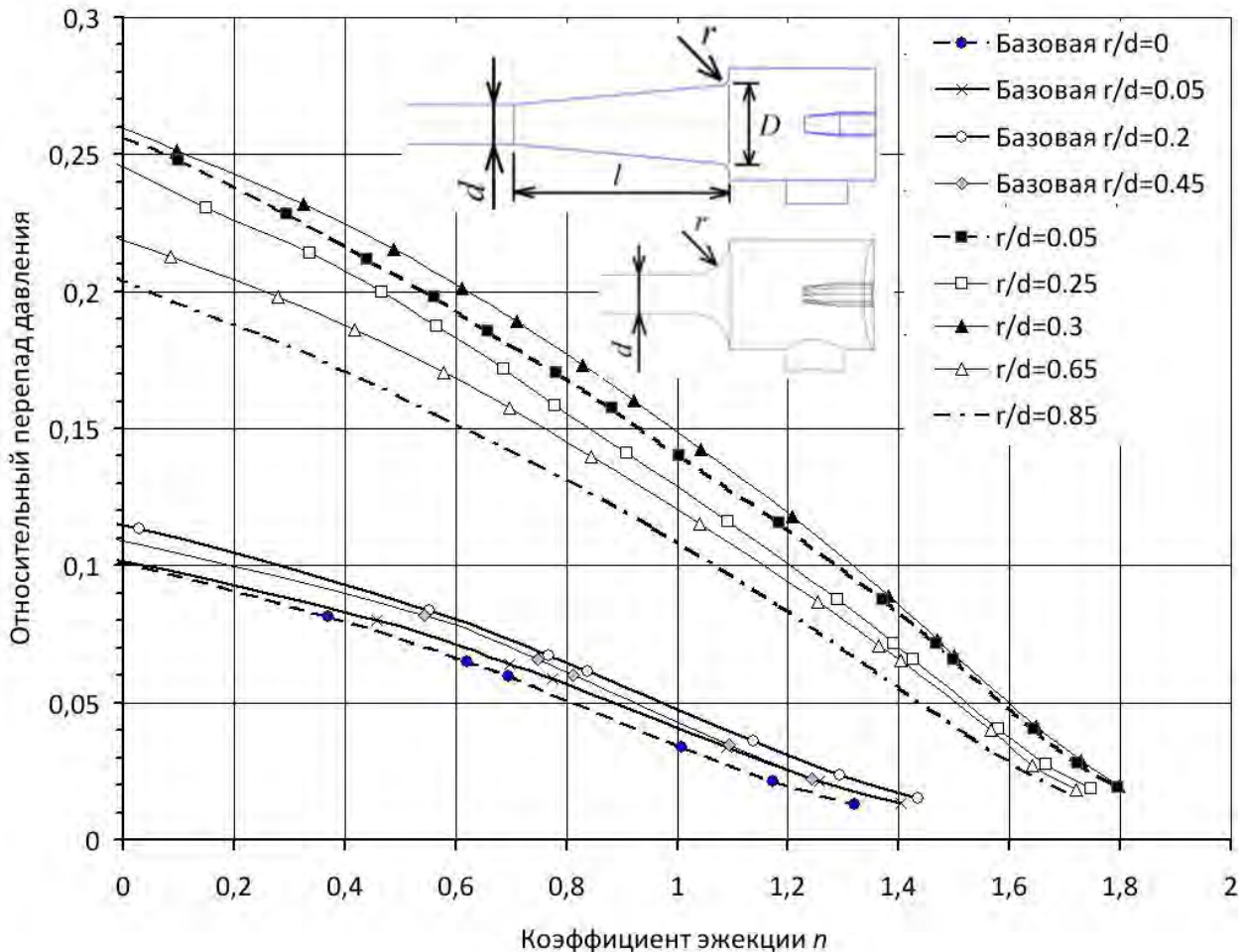


Рис. 2. Характеристика моделей эжектора с разными радиусами скругления входа в камеры смешения с коническим (базовая) и прямым входным участком

В заключение можно сделать следующие выводы.

1. Установка конического участка на входе в камеру смешения приводит к уменьшению достижимого относительного перепада давления для эжекторов с относительными длинами камер смешения 10 - 12 калибров. С увеличением длины конической части камеры смешения до $l/d = 7,3$ происходит уменьшение относительного перепада давления \bar{p} и слабое увеличение \bar{p} при дальнейшем увеличении l/d .

2. Относительный перепад давления при одних и тех же коэффициентах эжекции максимален при $r/d \approx 0.2 \div 0.3$ и уменьшается при больших радиусах скругления. Оптимальный относительный радиус для модели с цилиндрической камерой смешения составляет около $r/d = 0.2 \div 0.3$. При наличии конического участка на входе в камеру смешения с диаметром входа $D = 2d$ оптимальный радиус скругления $r/d \approx 0.2 \div 0.45$.

Библиографический список:

1. Александров Ю.Б., Панченко В.И., Валькова Э.И., Дрягалова А.Н., Иванова Н.В. Об эффективности работы эжекторов и некоторых методах

ее увеличения Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2011»: Материалы VI Международной научно-технической конференции. Т. 1. Казань, 12 – 14 октября 2011 года. Казань: Изд-во Казанского гос. техн. ун-та, 2011, с. 336-341.

УДК 621.452

ОПТИМИЗАЦИЯ МОДУЛЯ РАСЧЕТА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ В 2D-ПОСТАНОВКЕ

Ю. Б. Александров, Б. Г. Мингазов

ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

Расчет, проектирование и доводку облика камеры сгорания (КС) можно условно разделить на ряд последовательных этапов. Первый этап, в котором исходные данные (расход и давления воздуха и газа и прочие) служат материалом для создания квазиодномерной модели. В результате расчета такой модели возможно получить: распределение вторичного воздуха, смешение топлива с воздухом, графические зависимости температуры и образования оксидов азота, значение полноты сжигания топлива и другие параметры. Важным моментом является быстрое получение результатов, что позволяет перебрать значительное количество вариантов модификаций камер сгорания и определить в квазиодномерной постановке облик камеры сгорания, который даст информацию о оптимальной конструкции КС. Этот этап полностью реализуется в разработанной нами программе «КАМЕРА». Научной основой указанной программы явились подходы, изложенные в работе Мингазова Б. Г. [1].

На втором этапе выполняется уточняющий расчет в 2D-постановке. Целью такого расчета является выявление структуры газодинамического течения, которая не визуализируется при квазиодномерном подходе.

На третьем этапе формируется 3D-модель на основе результатов, полученных на первом и втором этапе работ. Эта модель учитывает дополнительные конструктивные особенности, такие как конструкция горелочного устройства, закрутку потока от завихрителя, детализация отверстий поясов охлаждения и подачи вторичного воздуха в область горения и позволяет получать результаты по окружной неравномерности и эмиссионным характеристикам. Полученные результаты расчета будут наиболее

полными и послужат для окончательной оптимизации конструкции КС. Следует отметить, что это наиболее затратный по времени этап.

В этой работе рассматривается работа 2D-модуля программы КАМЕРА и произведена оптимизация алгоритма построения расчетной сетки с целью получения оптимальной точности получаемых результатов при наименьшем времени расчета.

Для работы модуля 2D используются встроенные алгоритмы взаимодействия, позволяющие автоматизировать выполнение настроек, создания моделей и расчета в программах генератора сетки Gambit и расчета газодинамики и горения Ansys-Fluent. Кроме того, программа «КАМЕРА» позволяет произвести сопоставление полученных квазиодномерных и 2D-расчетов.

Анализ влияние расчетной сетки на внутрикамерные процессы при 2D-моделировании, выполнен на примере разрабатываемой камеры сгорания стационарной установки. Было создано две расчетные сетки: а) мелкая сетка - с характерным размером ячейки 0,5 мм в области жаровой трубы и 1 мм в окружающем кольцевом канале (содержащая 326 тыс. элементов); б) грубая сетка - с характерным размером ячейки 5 мм по всей области КС (содержащая 8,2 тыс. элементов), показанная на рис. 1.

В качестве граничных условий для проведения 2D расчетов в осесимметричной постановке были выбраны следующие параметры. На входе в КС задавался массовый расход и температура воздуха. Расход топлива задавался на входе в топливный коллектор. На выходе КС задавалось условие постоянства давления. Модель турбулентности $k-\epsilon$ со стандартными пристеночными функциями. Параметры турбулентности на входе определялись заданием гидравлического диаметра и интенсивности турбулентности. В качестве модели горения была выбрана простейшая модель объемного реагирования eddy-dissipation (ED) позволяющая производить быстрые расчеты горения.

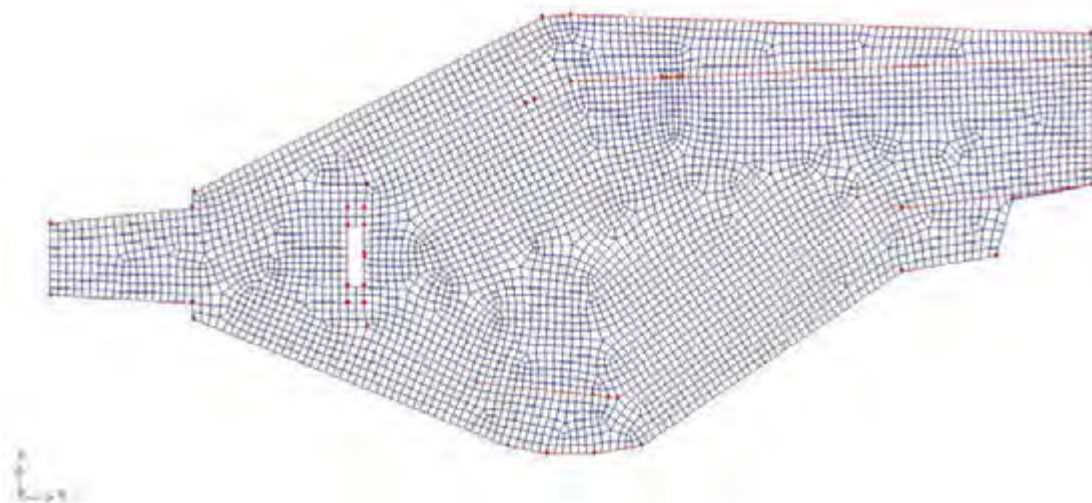


Рис. 1. Грубая расчетная сетка с характерным размером ячейки 5 мм

Расчеты в 2D постановке сопоставлялись с 3D-расчетами. Для 3D-моделирования КС использовалась апробированная методология расчётов [2, 3], продемонстрировавшая удовлетворительное согласование с результатами стендовых и натурных испытаний. В качестве модели рабочей среды для 3D расчетов была выбрана модель несжимаемой жидкости с плотностью, зависящей только от температуры и состава. Горение моделировалось как совокупность ламинарных очагов пламени (*flamlet*) в турбулентном потоке перемешанных компонентов. В качестве набора химических реакций окисления метана рассматривался механизм Kee58, включающий 18 компонентов смеси и 58 химических реакций. В качестве модели турбулентности была выбрана двухпараметрическая модель RNG k - ϵ со стандартной пристеночной функцией. Как было показано в [2, 3] именно эта модель обеспечивает получение наиболее адекватной картины течения.

Распределение параметров вдоль камеры сгорания в 2D и 3D контролировались на специально созданных контрольных линиях и поверхностях (9 сечений). Геометрия расчетной модели с нанесенными контрольными линиями показана на рис. 2.

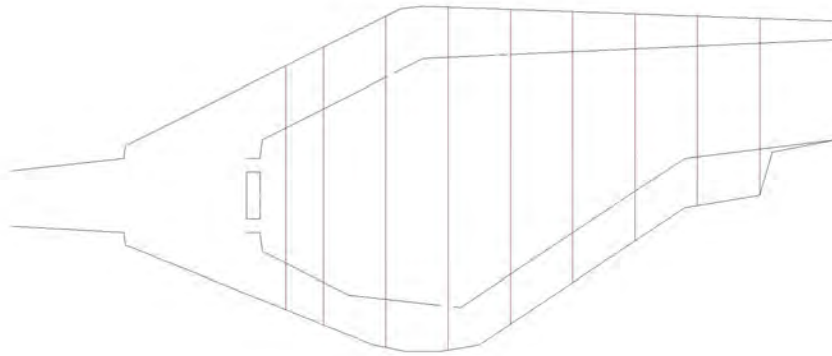


Рис. 2. Расчетная 2D модель с нанесенными линиями для контроля параметров в области жаровой трубы

Для 2D модели с грубой сеткой (характерный размер ячейки 5 мм) выполнялась последовательная адаптация в пристеночных областях, по градиенту статического давления и градиенту температур в области горения. Области с адаптивным сгущением сетки показаны на рис. 3.

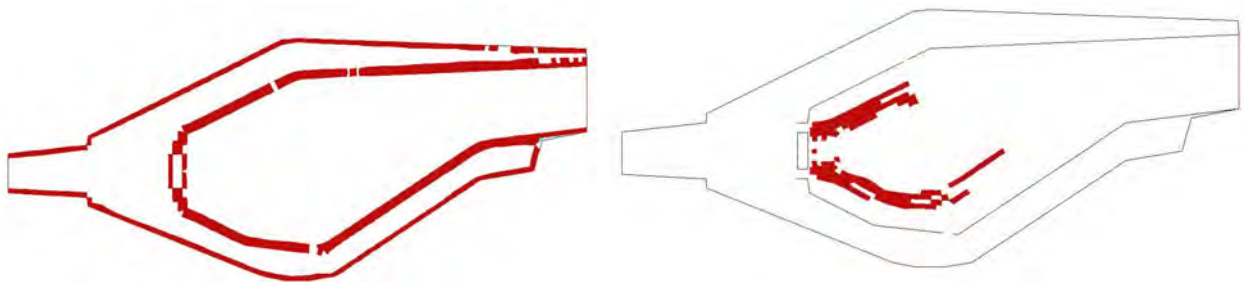


Рис. 3. Области адаптации в пристеночных областях 2D (5мм adapt grad) и по градиенту температуры 2D (5мм adapt grad3). Выделены места измельчения сетки

Результаты расчета по вычисленным среднемассовым статическим температурам в выделенных сечениях показывают, что при нескольких последовательных адаптациях температура приближается к данным полученным на мелкой сетке в 2D и данным полученным в детальном 3D-расчете (рис. 4) в области жаровой трубы от 5 до 9 сечения (от 0,3 – 0,6 м). В случае адаптации сетки смежные расчетные ячейки будут отличаться в 2 раза, при допустимом росте в 1,2 раза. Это будет приводить к ухудшению сходимости решения. Для компенсации этого явления можно порекомендовать процедуру осреднения данных по расчетным итерациям. Нужно отметить, что все осредненные результаты по температуре в 2D постановке сильно отличаются от 3D в области фронтальной плиты жаровой трубы от 1 до 5 сечения (от 0,22 – 0,3 м), это объясняется упрощенной конструкцией в 2D, где не учитывается закрутка потока от завихрителя.

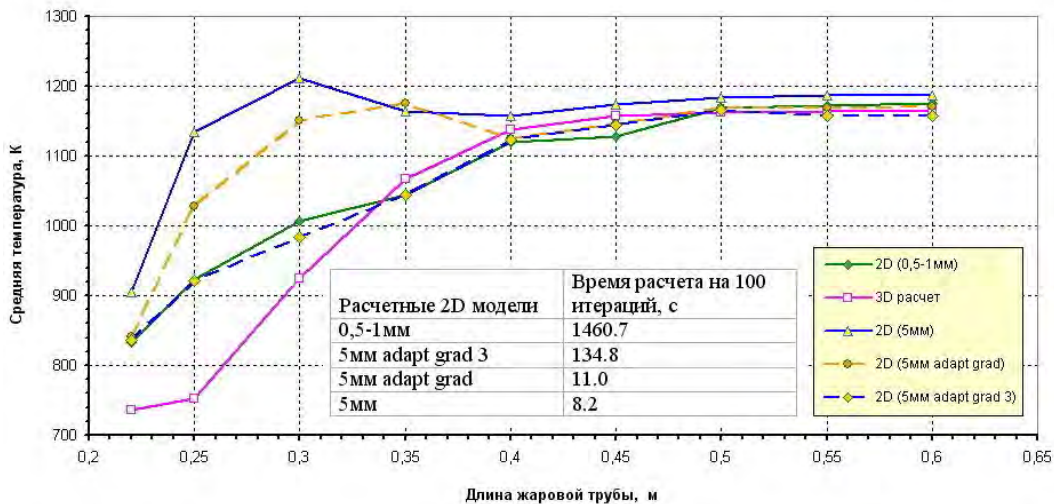


Рис. 4. Среднемассовая температура, распределенная по длине КС для различных расчетных моделей

По времени расчета, грубая адаптированная сетка 2D (5мм adapt grad3) рассчитывается намного быстрее мелкой 2D (0.5-1мм), а результаты по осредненной температуре получаются сопоставимые по всей длине жаровой трубы КС, это видно на рис. 4.

В итоге проанализировав результаты 2D расчетов была выбрана модель с адаптивным сгущением сетки 2D (5мм adapt grad3) и с последующим осреднением данных по расчетным итерациям.

Работа подготовлена при поддержке ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы», Соглашение № 14.574.21.0048, программное мероприятие 1.2.

Библиографический список

1. Мингазов Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: Учебное пособие / Б.Г. Мингазов. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004, 220 с.
2. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Эмиссионные характеристики и температурная неравномерность на выходе из камеры сгорания ГТУ // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 3 (41). С. 165-172
3. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2013»: Материалы VII Международной научно-технической конференции, 19 – 21 ноября 2013 г.: сборник докладов, Т.1. – Казань: Изд-во Казанского гос. техн. ун-та., 2013. – С. 355-365.

УДК 621.694.2+621.452

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОВОГО ЭЖЕКТОРА С ОПТИМИЗИРОВАННЫМ НАЧАЛЬНЫМ ВХОДНЫМ УЧАСТКОМ

Р. Р. Халиулин, магистрант

Научный руководитель: В. А. Сыченок, канд. техн. наук, доцент
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

Эжекторные устройства используются во многих сферах техники [1, 2, 3]. В авиации эжекторы используются для увеличения тяги [1,2], снижения температуры продуктов сгорания [4, 5], уменьшения шума и др.; также в масляных системах [1], в выходных устройствах [1, 2], в смесительных устройствах и др.

Эжектор – это устройство, в котором происходит интенсивное перемешивание активного (высоконапорного) и пассивного (низконапорного) потоков [1]. Независимо от назначения эжектор имеет следующие конструктивные элементы (рис. 1): 1– сопло эжектирующего потока, 2– сопло эжектируемого потока, 3– камера смешения, 4– диффузор. В настоящей статье рассмотрены газовые эжекторы.

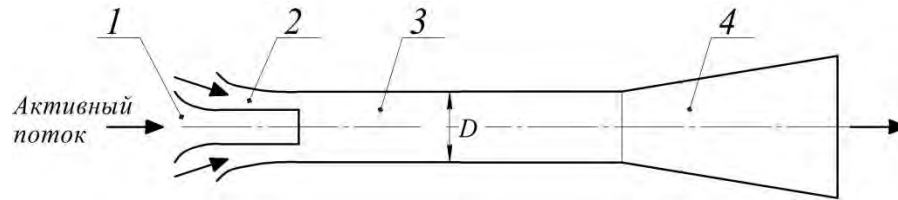


Рис. 1. Схема простейшего эжектора

Назначение сопел – подвести газы к входу в смесительную камеру с минимальными потерями [1, 2, 3, 4, 5]. Длина камеры смешения выбирается такой, чтобы в ней успел закончиться процесс смешения потоков, однако по возможности короткой, с тем чтобы не увеличивать гидравлических потерь и сократить общие габариты эжектора. В работе [1, 2] уменьшение длины эжектора достигается разделением потока на несколько струй. При этом методе коэффициент эжекции остается тем же, что и в традиционной конструкции (рис. 1). В работе [5] приведены результаты исследования коаксиального газового эжектора, установленного за газотурбинным двигателем, с целью максимального снижения температур на выходе из эжектора (рис. 2), а также уменьшения габаритов и получения больших значений коэффициента эжекции. Исследовалось влияние подвода воздуха через пилоны для получения минимальных температур на выходе и увеличения коэффициента эжекции.

В результате исследований была получена конструкция эжектора, обеспечивающая полное смешение активного потока с пассивными потоками с коэффициентом эжекции $n = \frac{G_2}{G_1} = 1,6$ (где G_2 – расход пассивного потока, G_1 – расход активного потока), при заданных габаритах.

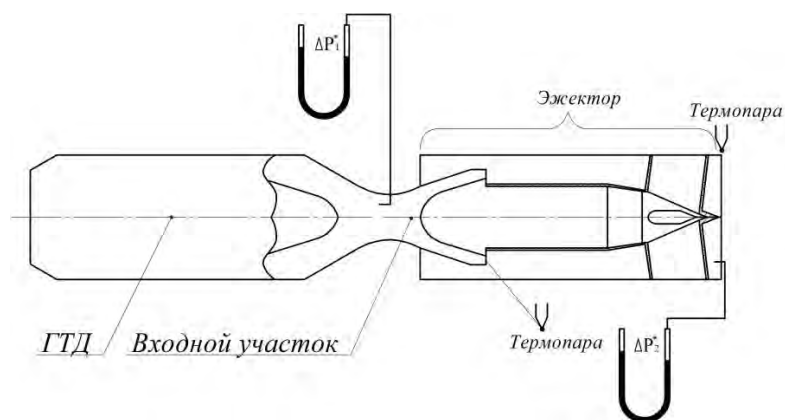


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

Как показал дальнейший анализ гидравлических параметров исследуемого эжектора, во входном участке эжектора возникают зоны отрывов

потока, которые приводят к росту потерь полного давления. Данная работа посвящена оптимизации входного участка эжектора, с целью увеличения эффективности работы эжекторного устройства.

На рисунке 3 представлена исследуемая схема входного участка газового эжектора, которая требует доработки конструкции. Как можно заметить по рисунку 3, во входном участке наблюдаются отрывные зоны потока, которые приводят к потерям полного давления потока $\Delta P_1^* = \frac{P_1^* - P_2^*}{P_1^*} \cdot 100\%$ до 20 %, таким образом снижается эффективность работы эжектора.

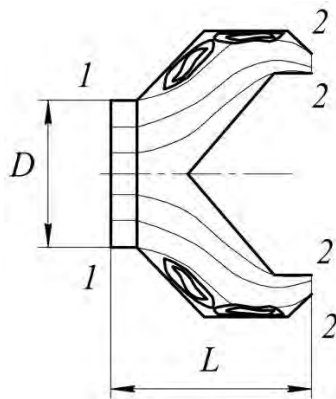


Рис. 3. Схема входного участка газового эжектора (линии тока) $L/D = 2$

В результате исследований была разработана оптимальная конструкция соплового устройства (рис. 4), которая обеспечивает потери полного давления 5,6 % при входной скорости 30 м/с, при коэффициенте эжекции 1,4.

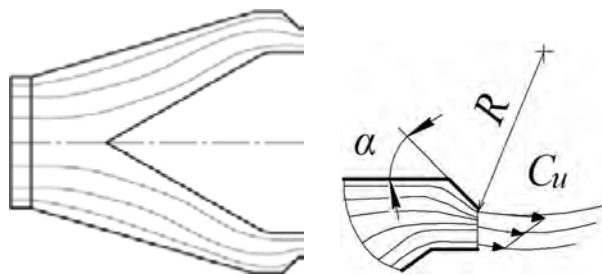


Рис. 4. Оптимизированная схема входного участка (линии тока) $L/D = 4$

В ходе оптимизации входного участка было исследовано:

- влияние относительной длины ($L/D = 2 \dots 6$) на потери полного давления по тракту входного участка;
- влияния угла α (30; 45; 60°) раскрытия сопла на интенсивность образования свободного вихря.

На рисунке 5 представлена схема эжектора с доработанной конструкцией входного участка.

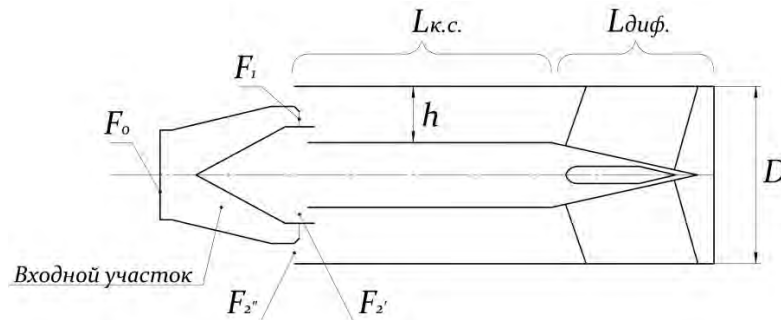


Рис. 5. Схема исследуемого эжектора

Расчетные исследования проводились в программном комплексе ANSYS–Fluent, на моделях с количеством ячеек 2500000-3500000 единиц. Цель расчетных исследований является создание расчетной модели газовых эжекторов на заданный расход и заданные габариты. При расчетах использовались стандартная $k-\varepsilon$, $k-\varepsilon\text{RNG}$, $k-\omega$ модели турбулентности. При этом наиболее близкие результаты к экспериментальным были получены при использовании $k-\varepsilon\text{RNG}$ модели. Сгущение сеток проводилось в областях с резким изменением скоростей. Расчеты проводились для различных значений числа Re . Исследовалось влияния подвода пассивного воздуха через пилоны на поле температур на выходе из эжектора.

Библиографический список

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
2. Соколов Е.Я., Зингер Н.М. Струйные аппараты. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – 352 с.
3. Васильев Ю.И. Газовый или паровой эжектор с криволинейной осью системы Васильева Ю.И. Авторское свидетельство на изобретение СССР, № 123279, кл. F 04f5/30. Бюл. изобр. № 20, 1959.
4. Халиулин Р.Р., Сыченков В.А., Панченко В.И. Исследование многофазных эжекторов // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – Х.: НТУ «ХПІ», 2014. – № 13(1056). – С. 72-76 – Бібліогр.: 6 назв. – ISSN 2078-774X.
5. Сыченков В.А., Панченко В.И., Халиулин Р.Р. Исследование коаксиального газового эжектора // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. №2. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2014. с. 24-28.

УДК 621.3.002.3(076.5)

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В НЕОДНОРОДНЫХ СМЕСЯХ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

Т. Р. Валиев, Р. Р. Халиулин, Д. А. Теляшов

Научный руководитель: Б. Г. Мингазов, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

Исследование стабилизации пламени в неоднородных смесях

В реальных условиях работы авиационных ГТД В КС происходит горение неоднородных горючих смесей. Это оказывает влияние на стабилизацию пламени. Влияние неоднородности можно учитывать путем расчета состава смеси по испаренному топливу в ЗГ. Для определения количества испаренного топлива необходимо определить долю топлива попадающего в ЗГ. Это можно определить из условия распределения капель топлива в факеле.

Удобно использовать тепловую теорию стабилизации пламени, в котором рассматривается тепло: q_1 - тепло необходимое для поджигания; q_2 – тепло, выделяемое при горении в ЗГ.

Условие стабилизации пламени обеспечивается при балансе теплот:

$$q_1 = q_2.$$

$$\frac{d_{330} * U_H * (T_3 - T_0)^2}{W * a_m * (T_6 - T_0)^2} = const$$

После преобразований можно получить критерии стабильности:

$$K_{сп} = \frac{G_{3Г} * 1.2 * 10^6 * R}{P_k^{*1.5} * T_k^{*0.7} * V_{3Г}}$$

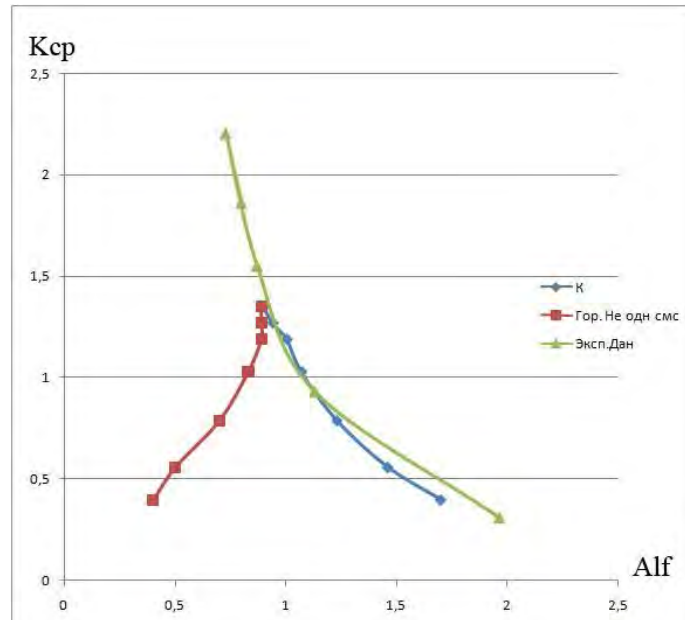
$$\alpha_{3Г} = \frac{G_{3Г}}{\delta * G_T * L_0}$$

$$\delta = 1 - e^{-\left(\frac{d_k}{d_{ko}}\right)^n}$$

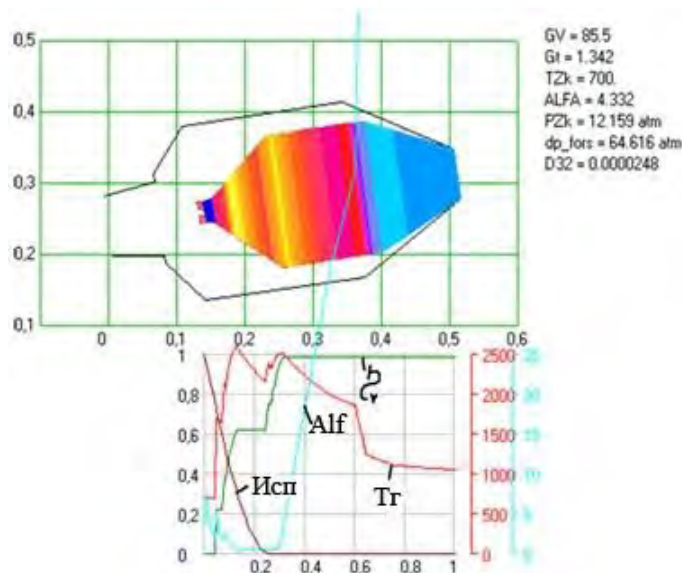
$\alpha_{3Г}$ – коэффициент избытка воздуха в зоне горения; δ – коэффициент, показывающее какое количества топливо попадает в зону горения; $K_{сп}$ – критерии срыва; P_k – давление за компрессором; T_k – температура за компрессором; $V_{3Г}$ – объем зоны горения; R – газовая постоянная; d_k – диаметр капли в момент времени; d_{ko} – первоначальный диаметр капли; U_H – нормальная скорость распространения пламени; $(T_6 - T_0)$ – разность температур в зоне воспламенения и потока свежей смеси.

При горении однородных смесей можно принять, что температура в зоне воспламенения T_v равно температуре в зоне обратных токов T_z , вследствие чего в рассмотренном критериальном соотношении разности температур сокращаются, и оно преобразуется в известный критерий стабилизации пламени, получаемый на основе контактной теории.

Границы горения пламени.



На основе полученных данных, был произведен расчет геометрических параметров и характеристик камеры сгорания ГТД. Для оптимизации полученных данных была использована одномерная программа «Камера», созданная на кафедре АД и ЭУ, что значительно сократило время и число вариантов КС при решении поставленной задачи – создание камеры сгорания с высоким коэффициентом полноты сгорания, за счет учета неоднородности.



Вывод:

Показаны влияние неоднородности смеси на срыв пламени.

Предложен метод учета влияния неоднородности на стабилизацию пламени по составу смеси в ЗГ

Проведен расчетный анализ влияния неоднородности

Проведено сопоставление с экспериментальными данными.

Библиографический список

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирования процессов и расчет: Учебное пособие. Издание второе, исправленное. Казань: Изд. Казан. гос. техн. ун-та, 2006
2. Талантов А. В.. Основы теории горения. Издательство Казан. гос. техн. ун-та, 1975.-252 стр.
3. Бортников М. Т.. Труды ЦИАМ №613 Стабилизация процесса горения в камерах сгорания.

УДК:621.3.002.3(076.5)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД

Т. Р. Валиев, Р.Р. Халиулин, Д. А. Теляшов

Научный руководитель: Б. Г. Мингазов, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

Сложность внутри камерных процессов обусловлена большим количеством разнообразных физических явлений, определяющих горение в камере сгорания ГТД. Особое значение имеет существенная пространственная неоднородность, вызванная взаимодействием закрученных потоков с вдуваемыми через стенки струями. Экспериментальные исследования в камерах сгорания показали, что её характеристики зависят от различных входных параметров, в том числе и от неоднородности смеси и их предсказание на основе существующих критериальных зависимостей затруднительно, для этого очевидно необходимы более сложные модели. Существуют разные подходы по созданию и использованию на практике моделей различной сложности

Для рационального использования моделей различной сложности необходима классификация моделей камер сгорания и разделения задач, выполняемых с помощью этих моделей.

В работе представлена примерная классификация моделей камер сгорания.

Показано, что использованию модели 1-го уровня сложности, трактуемой реакторной моделью позволяет приблизительно прогнозировать границы срыва пламени, полноту сгорания в зависимости от объёма жаровой трубы. На первом этапе разработки этот подход позволяет оценить габариты камеры сгорания.

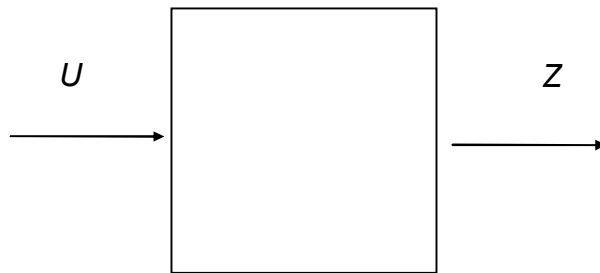


Рис. 1

Однако из анализа экспериментальных данных следует, что обобщения характеристик камер сгорания на основе моделей 1-го уровня недостаточно, это связано со существенным усложнением конфигурации жаровой трубы и характером подвода воздуха в неё. Поэтому, возникает необходимость использования моделей более высокого уровня сложности (рис. 2.).

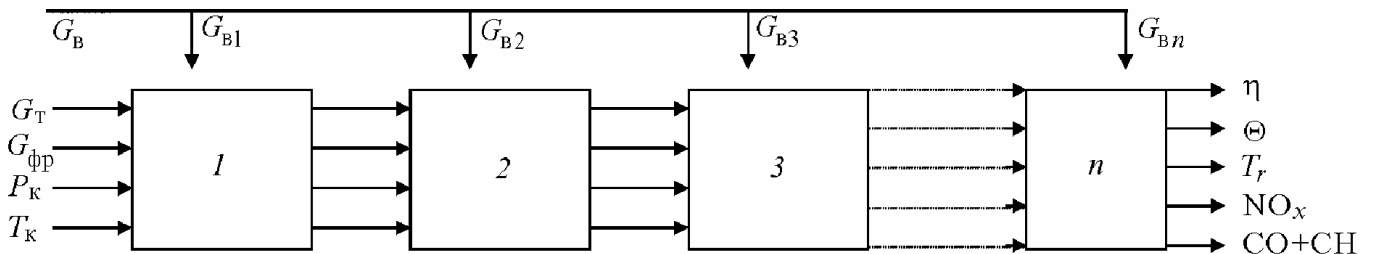


Рис. 2

Здесь на входе в камеру имеются следующие параметры: расход топлива - G_T , расход воздуха через фронтное устройство - $G_{фр}$, давление и температура на входе - P_K , T_K , расход воздуха через периферийные отверстия жаровой трубы - G_i . на выходе можно получить: полноту и температуру продуктов сгорания, неравномерность полей температур и уровни вредных выбросов.

Однако для получения достоверных данных с помощью моделей II и III уровня сложности необходимы эмпирические данные. В этом заключается, по-видимому, основной недостаток моделей данного класса. Замена

используемого эмпирического материала к более универсальным зависимостям, неизбежно приведет к значительному усложнению модели, зачастую неоправданному. Поэтому целесообразно проводить исследования по созданию упрощенных моделей камер сгорания, которые могут обеспечить более оперативное прогнозирование характеристик в зависимости от их конструктивного исполнения, распределения воздуха, а также от вида топлива и способов её подачи и распределения в пространстве жаровой трубы. Здесь могут быть использованы существующие подходы и решения задач, связанных с определением температуры продуктов сгорания, распыливания и испарения (в случае жидкого топлива) а также смешения топлива с воздухом и выгорания топливо-воздушной смеси.

Анализ экспериментального материала позволяет наметить решение вопроса об условиях и области реализации того или иного механизма горения. Например, в камерах сгорания ГТД могут быть реализованы одновременно два механизма горения в различных областях. В первичной зоне, где происходит достаточно быстрое перемешивание топливо - воздушной смеси возможна реализация объемного механизма, соответственно первичную зону можно рассматривать как гомогенный реактор.

С другой стороны, в зоне догорания возможна реализация «поверхностного» механизма горения, поскольку процессы смешения вторичного воздуха протекают там недостаточно быстро и лимитируют скорость горения. Такое разделение механизмов горения позволяет более эффективно использовать в практической деятельности различные подходы.

Использование «поверхностной» теории турбулентного распространения пламени позволило разработать квазидвумерную модель горения в основных камерах сгорания, представленной как модель 3-го уровня сложности.

Основой данного подхода является допущение, что в отдельных зонах камеры происходит горение испаренного и перемешенного с воздухом топлива по поверхностному механизму. Это допущение позволяет применить в расчетах процессов в камерах сгорания основные зависимости, полученные в теории турбулентного горения однородной смеси, в частности, горения отдельного осредненного моля смеси, сгорающего за время пребывания в зоне горения со скоростью U_t , а также на основе решения уравнений балансов расхода, тепла и энергии. На рисунке 3 показана характерная картина развития процесса в камере сгорания газотурбинной установки полученная на основе предложенной теории.

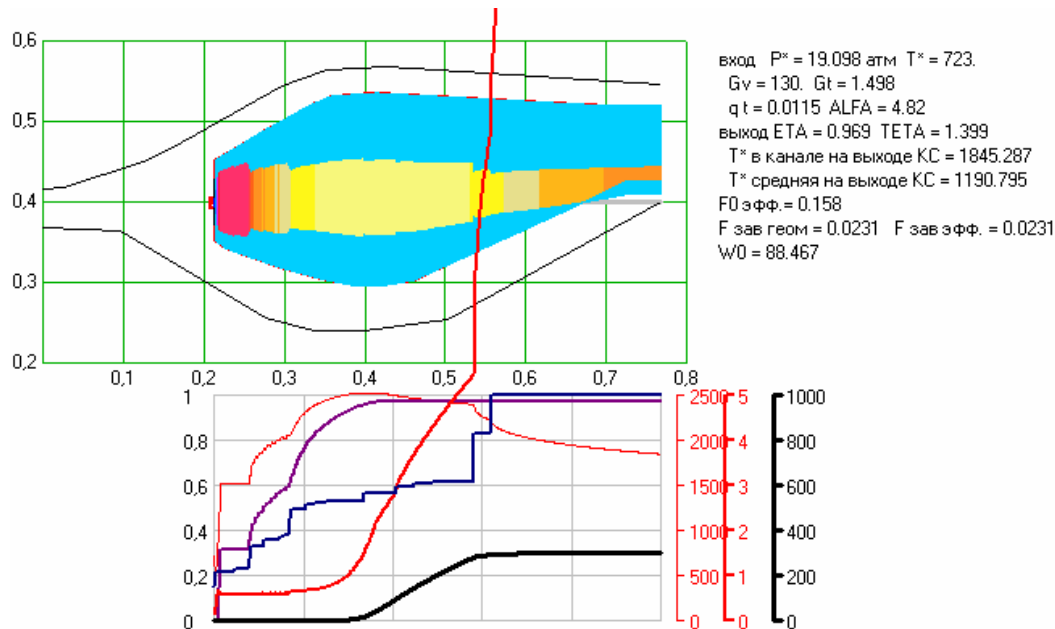
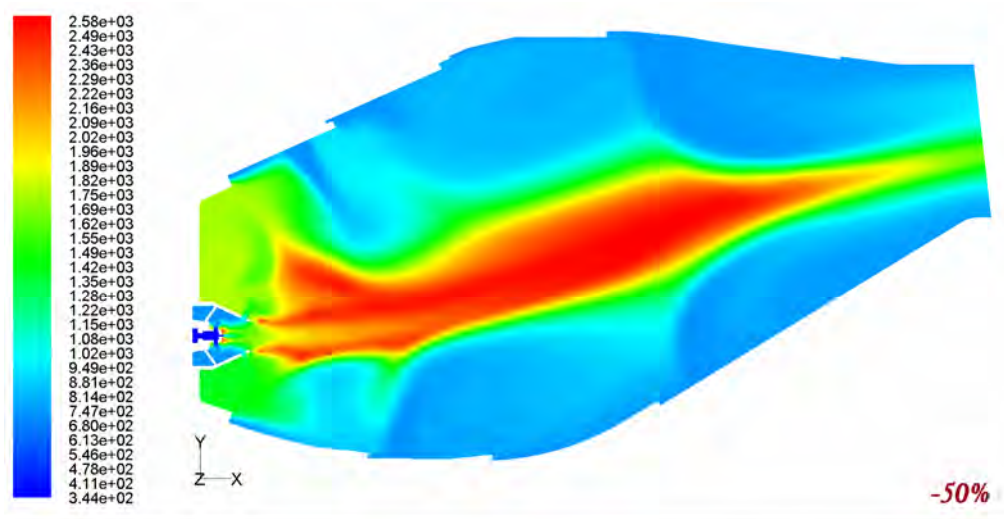


Рис. 3. Картина распределения параметров в жаровой трубе

Видно, что предложенная одномерная модель позволяет предсказать динамику развития процесса горения и протекание основных параметров по длине камеры: полноты сгорания; температуры и скорости газа, значения локальных составов смеси, испарения топлива (в случае жидкого топлива), выделения оксидов азота.

На основе предложенной одномерной модели камеры сгорания можно оценить уровень выхода NO. Получено, в частности, что образование оксидов азота идет в основном в зоне высоких температур, где наличие свободного атомарного кислорода способствует образованию их по термическому механизму Я. Б.Зельдовича.



Contours of Static Temperature (k)

FLUENT 6.3 (3d, pbns, spe, ske)

Рис. 4

Более подробную информацию для проектирования КС можно получить с помощью моделей 4-го уровня сложности, основанных на уравнениях вычислительной газодинамики, однако это требует значительных затрат времени и существенного увеличения объема работ.

Детальное исследование внутри камерных процессов можно проводить на основе 3D моделей. На рисунке 4 представлена картина распределения температуры газа в жаровой трубе, ранее исследованной камеры сгорания, из которой следует, что общая картина распределения соответствует картине, полученной с помощью одномерной модели, полученной на основе поверхностного механизма горения. Следовательно, основные зависимости найденные с помощью упрощенных моделей можно использовать при анализе влияния различных параметров на характеристики камеры сгорания, и оперативного принятия решений.

Камера сгорания является одним из сложнейших узлов двигателя. До настоящего времени современные камеры сгорания газотурбинных двигателей создаются в ходе интуитивного кропотливого поиска оптимальных конструкций, их длительной опытной доводки. Из-за сложности протекающих процессов камера пока в наименьшей степени поддается аналитическому анализу, численному расчету протекающих в ней процессов. Тем не менее, развитие современных технологий автоматизированной доводки камер сгорания значительно упрощает эту задачу и сокращает время на их разработку.

Но даже при использовании автоматизированных систем возникают сложности при доводке камер. Выбор того или иного метода усовершенствования камеры сгорания представляет собой компромисс между различными ее характеристиками, будь то эмиссия CO, эмиссия NOx, полнота сгорания, сложность конструкции, стабильность работы и др., и порой найти этот компромисс непросто и его выбор может зависеть от условий работы, от типа двигателя и т. д.

Библиографический список

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань. Издательство КГТУ им. А.Н.Туполева. 2006. 220с.
2. Ильяшенко С.М. Талантов А.В. Теория и расчет прямоточных камер сгорания. – М.: Машиностроение, 1964. 306 с.
3. Лефевевер А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1989. 566 с.

УДК:621.3.002.3(076.5)

ВЛИЯНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗБЫТКА ВОЗДУХА НА ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ

Т. Р. Валиев, Р.Р. Халиулин, д. А. Теляшов

Научный руководитель: Б. Г. Мингазов, д-р техн. наук, профессор
ФГБОУ ВПО «Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева»

Поле температур газа в выходном сечении камеры сгорания имеют большое значение для надежности горелочного устройства в целом, и определяется по результатам ее специальных испытаний с помощью устанавливаемой на выходе поворотной гребенки, по высоте которой расположены 5 ... 7 термопар. В процессе испытаний гребенка поворачивается в окружном направлении с шагом 3 ... 4°, обеспечивая замер температуры в выходном сечении горелочного устройства.

Замеренные каждой термопарой величины $T_{гi}^*$, строятся в виде развертки по оси абсцисс (рис. 1) и определяются максимальная T_{max}^* , минимальная T_{min}^* и средняя $T_{ср}^*$, температуры на этом радиусе (высоте \bar{h}_i). Различают окружную и радиальную неравномерности полей температур.

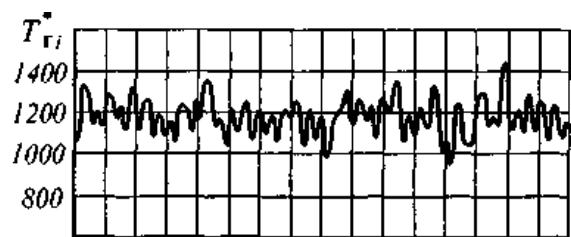


Рис. 1 Окружная неравномерность температурного поля на среднем радиусе сечения камеры сгорания

Наиболее важным параметром является окружная неравномерность, характеризуемая коэффициентом максимальной неравномерности температурного поля:

$$\Theta_z = \frac{T_{max}^* - T_{ср}^*}{T_{ср}^* - T_k^*},$$

где T_{max}^* – максимальное измеренное значение температур на срезе КС; T_k^* – среднее значение температуры газа на входе в горелочное устройство; $T_{ср}^*$ – среднее значение температуры газа на ее выходе.

Если рассматривать элементарный объем газа по мере его движения по длине горелочного устройства, то можно отметить следующие этапы перемешивания:

– формирование температурного поля в первичной зоне, зависящего во многом от характеристик распыливания и распределения топлива.

– течение в зоне смешения в условиях переменных размеров и формы канала.

Экспериментальные измерения температурных полей на выходе из горелочного устройства позволили выявить основные закономерности формирования температурных полей и влияние на них основных параметров.

Измерение температурных полей на выходе горелочного устройства производится с помощью пятиточечной охлаждаемой гребенки термопар, которая перемещалась по дуге окружности в выходном сечении отсека с шагом 2° .

Окружная неравномерность температурных полей оценивалась с помощью параметра Θ .

На рисунке 2 представлены характерные поля температур при различных коэффициентах избытка воздуха.

Определение коэффициентов неравномерности Θ для различных режимов работы горелочного устройства показало, что на формирование полей температур оказывают существенное влияние начальные условия течения в первичной зоне КС: с увеличением коэффициента избытка воздуха, т. е. с уменьшением давления топливоподачи, неравномерность возрастает (рис. 2).

Отсюда следует, что температурные поля формируются не только зоной смешения, но и условиями смесеобразования в первичной зоне.

Отсюда следует, что при прогнозировании закономерностей формирования температурных полей можно использовать зависимости, полученные ранее для процессов смешения и распределения полей концентраций топлива.

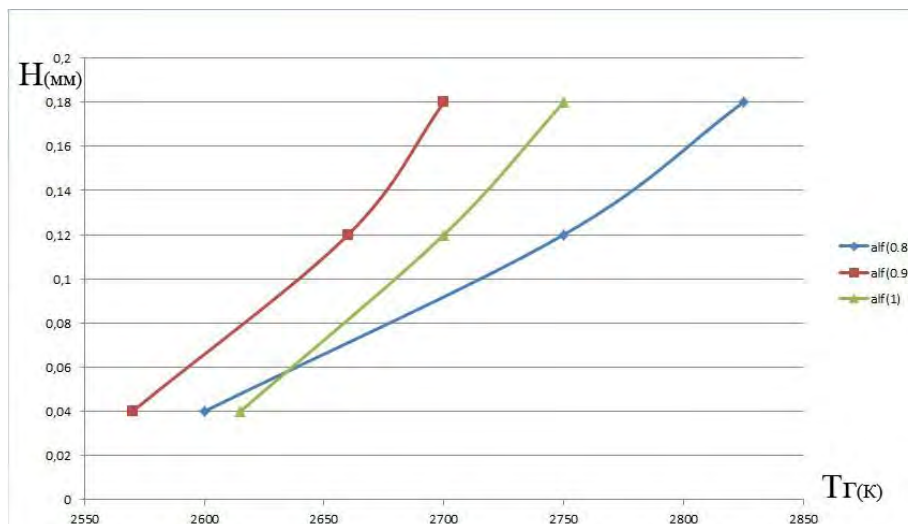


Рис. 2

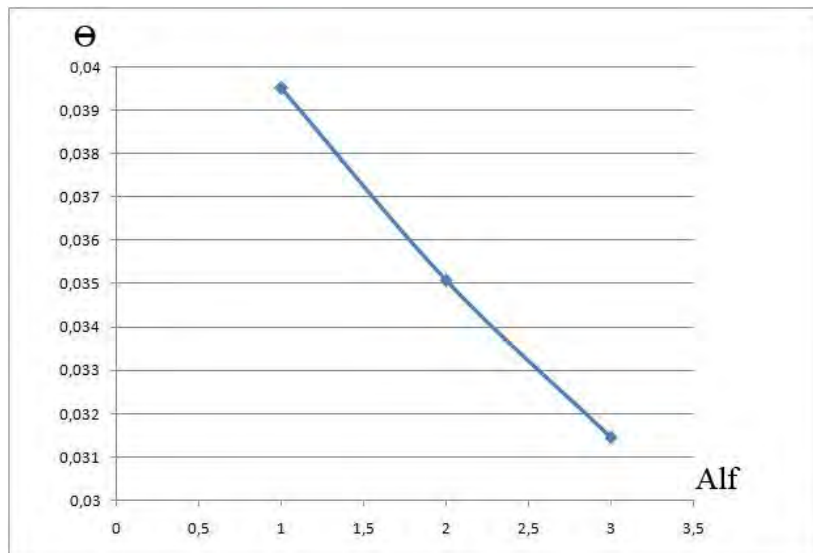


Рис. 3. Зависимость неравномерности температурного поля на выходе горелочного устройства от коэффициента избытка воздуха

В соответствии со сказанным можно предположить, что с помощью параметра, характеризующего смешение топлива воздушной смеси с газовым потоком, можно прогнозировать и уровень неравномерности температурных полей.

Из анализа данной зависимости следует, что неравномерность температурных полей сложным образом зависит от многих режимных и конструктивных параметров. Например, увеличение степени раскрытия стабилизатора, длины стабилизатора, т.е. скорости втекания струй, а также увеличение крутки потока приводит к уменьшению неравномерности Θ . Таким образом, полученная аналитическая зависимость отражает влияние основных параметров на формирование температурных полей на выходе из горелочного устройства.

Библиографический список

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань. Издательство КГТУ им. А.Н.Туполева. 2006. 220с.
2. Ильяшенко С.М. Талантов А.В. Теория и расчет прямоточных камер сгорания. – М.: Машиностроение, 1964. 306 с.
3. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1989. 566 с.

УДК 621.45.024:535.3:004.94

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛЕЙ СКОРОСТИ И ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНОСТИ СТРУИ ВОЗДУХА ИЗ СУЖИВАЮЩЕГОСЯ СОПЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛАЗЕРНЫХ ДОПЛЕРОВСКИХ АНЕМОМЕТРОВ И ПАКЕТА ПРОГРАММ ANSYS FLUENT

А. А. Диденко¹, Д. Н. Дмитриев¹, С. Ю. Мишенков¹,
А. В. Ахтерьяков¹, М. Ю. Анисимов¹, А. В. Соловьёва²

¹ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

²ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

В рамках НИР по договорам с ОАО «Климов» (г. Санкт-Петербург, 2013 г.) и ФГУП «ЦАГИ» (г. Москва, 2014 г.) выполнено исследование полей скорости и характеристики турбулентности в струе воздуха из суживающегося сопла Витошинского с помощью трёхкомпонентных лазерных доплеровских анемометров 3D-LDA Dantec Dynamics (Дания) и ЛАД-056С (г. Новосибирск) и применением численного моделирования в газодинамическом пакете программ ANSYS Fluent. Измерения выполнялись в НОЦ ГДИ СГАУ в лаборатории лазерной диагностики структуры потока на экспериментальной установке для исследования двухфазных потоков УПФ-372 (Рис. 1). Численное моделирование осуществлялось с использованием суперкомпьютера СГАУ «Сергей Королёв».

Сопло крепилось к выходному фланцу воздушного ресивера установки УПФ-372, истечение воздуха осуществлялось сверху вниз. Вытекающий из сопла воздух непрерывно удалялся из рабочей камеры установки с помощью регулируемой вытяжной системы.

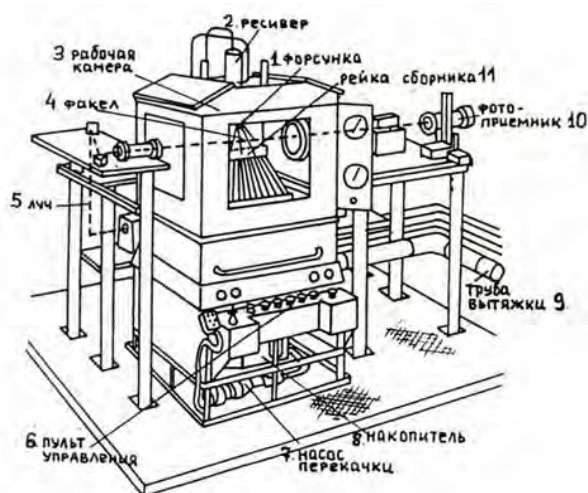
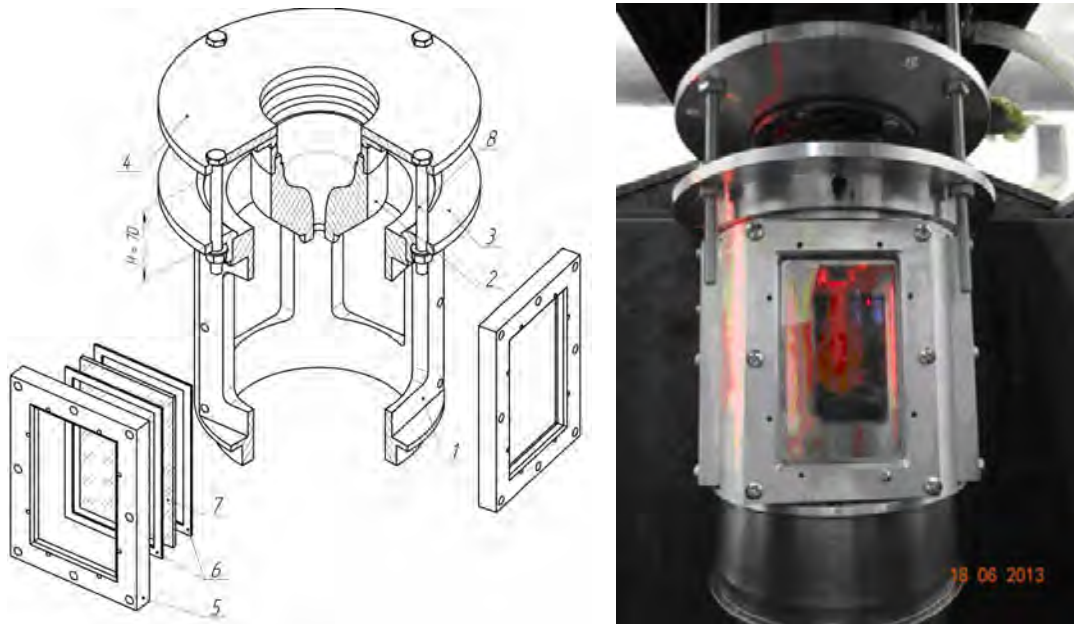


Рис. 1 Установка для исследования двухфазных потоков

Испытанное сопло Витошинского представляет собой плавно суживающийся канал с входным диаметром $D_1 = 90$ мм, длиной профилированной части $L = 100$ мм и выходным диаметром $d_2 = 14$ мм. Половина измерений выполнена на закрытой струе, помещённой в трубчатый канал, имеющий на его боковой поверхности четыре оптических окна для прохождения лучей лазерных измерителей и рассеянного частицами лазерного излучения (Рис. 2).



1 – корпус проставки №1; 2 – сопло Витошинского; 3 – фланец проставки №1; 4 – фланец проливочной установки; 5 – рамка; 6 – прокладка; 7 – оптическое стекло; 8 – крепежный болт.

Рис. 2. Суживающееся сопло и проставка в сборе

В рамках НИР по договору с ОАО «Климов» измерения полей и эюр скорости в струе воздуха производились на удалении $\Delta Z = -10, -30$ и -60 мм от среза сопла, в диапазоне скоростей истечения из сопла $C_2 = 45 \dots 190$ м/с в струе. Воздух через сопло подавался под перепадом давления $\overline{\Delta p_1^*} = 4 \dots 21$ % от давления в рабочей камере установки $p_k = p_H$ - атмосферному давлению.

Измерения выполнялись со слабым спутным потоком на открытой и закрытой струе, помещённой в канал, через оптические стёкла на его поверхности. В ходе каждого эксперимента измерялись и контролировались расход воздуха через сопло G_B , давление и температура воздуха перед расходомером p_0, T_0^* , давление воздуха в канале перед соплом $p_1 (\approx p_1^*)$. На некоторых режимах измерялись статическое p_2 и полное давление p_2^* воздуха в нескольких точках вблизи выходного сечения сопла на оси симметрии потока с помощью игольчатых датчиков давления.

Измерение перечисленных теплофизических параметров использовалось для вычисления по инженерным методикам среднемассовой скорости в предположении адиабатности истечения из сопла. Определялась C_2 – фактическая скорость истечения, учитывающая гидравлические потери, вычисляемая по значениям $G_{в}$, p_0 , T_0^* , p_1 , и p_H ; и C_{2t} – теоретическая скорость, вычисляемая с учётом точно измеренных p_2 . На основе имеющихся обобщений по радиальным эпюрам скоростей вычислялась максимальная скорость на оси струи C_{2max} , равная $1,04 \cdot C_2$ и $1,2 \cdot C_2$.

В ходе выполнения НИР была разработана математическая модель и выполнены трёхмерные расчёты на основе метода конечных элементов в среде *ANSYS Fluent* движения воздуха в суживающемся канале сопла и в струе за соплом, в том числе при наличии стенок ограничивающего канала и эжекции вторичного воздуха из окружающей среды. В результате расчётов во *Fluent* были получены поля и эпюры скорости, в том числе в поперечных сечениях потока для сопоставления с результатами лазерно-оптических измерений.

Для сравнения с результатами 3D-расчета из данных лазерно-оптических измерений брались $3 \times 3 = 9$ приосевых значений осевой скорости V_y , по которым подсчитывалось их среднее значение на оси струи $\langle V_y \rangle_a$. V_y – это значение скорости, полученные с помощью 3D-LDA ЛАД-056, W_y – значения скорости, полученные с помощью 3D-LDA Dantec.

Измеренные и рассчитанные скорости истечения показаны на рис. 3.

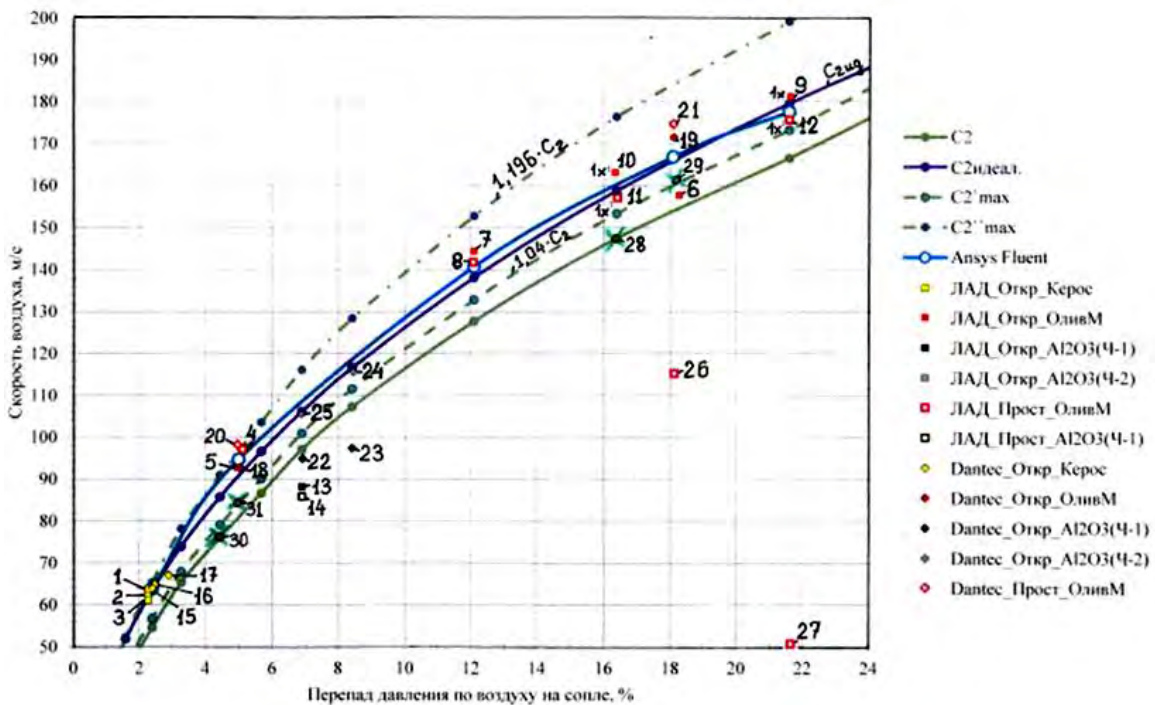


Рис. 3. Сравнение значений скорости истечения из сопла, полученные различными экспериментальными и расчётными методами

Для выполнения LDA-измерений поток воздуха, втекающий в канал, перед соплом засеивался трассерными частицами. Для их вдува в поток использовались специальные генераторы жидких и твердых частиц фирмы Dantec Dynamics. В качестве трассерных частиц были опробованы микрокапли авиационного керосина, капли оливкового масла, а также различные твердые алюмосиликатные частицы на основе Al_2O_3 (Рис. 3).

Скорости C_{2R} , полученные в результате лазерно-оптических измерений в исследуемой струе воздуха из сопла Витошинского, достаточно удовлетворительно согласуются с результатами пневмометрических измерений и инженерных расчетов C_{2P} (C_2 и C_{2t}), а также с результатами 3D-расчетов во *Fluent* C_{2F} . Значения скорости C_{2R} из лазерно-оптических измерений со средним разбросом $\pm 3\%$ группируются в полосе вокруг значений C_{2t} и C_{2F} во всем диапазоне наблюдаемых скоростей истечения. При этом скорости C_{2t} и C_{2F} совпадают друг с другом с расхождением $< 1\%$.

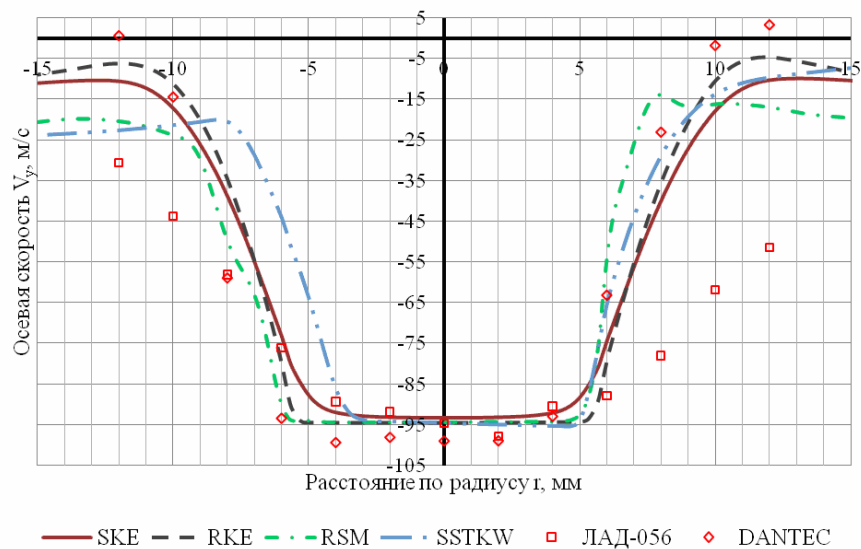


Рис. 4. Сравнение эпюр скорости воздуха в струе для сечения $Z = -30$ мм при разных моделях турбулентности (SKE, RKE, RSM и SSTKW) с экспериментальными данными

На данном этапе калибровочных измерений в основе численного моделирования лежал подход с использованием стационарных уравнений Рейнольдса (*RANS*). Были апробированы возможности различных вариантов наиболее известных моделей турбулентности: $k-\varepsilon$, $k-\omega$, Рейнольдсовых напряжений и др. Общее сравнение результатов показало (Рис. 4), что радиальные эпюры осевой скорости V_y , полученные с помощью измерителя ЛАД-056С, оказывались несколько шире эпюр, полученных с использованием измерителя от Dantec и численного моделирования во *Fluent*. Эпюры кинетической энергии турбулентности, полученные с помощью

измерителя Dantec и во *Fluent*, имеют хорошее качественное и удовлетворительное количественное согласие; данные от измерителя ЛАД-056С оказывались несколько худшими.

В рамках НИР по договору с ФГУП «ЦАГИ» с использованием 3D-LDA Dantec и ЛАД-056С выполнены подробные измерения скорости воздуха в струе из этого же сопла в нескольких поперечных сечениях струи, на оси струи и вдоль центральной линии слоя смешения, начинающегося за кромкой сопла. В шести контрольных точках струи (указанных сечений и линий) выполнялись продолжительные измерения скорости, затем для этих точек был рассчитан энергетический спектр турбулентности.

Данная работа выполнялась с целью отладки технологий лазерно-оптических измерений скорости газа, верификации математических моделей численного моделирования и отладки методики определения спектра турбулентности в струе из сопла.

УДК 621.456

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ КАМЕР СГОРАНИЯ

А. А. Диденко, канд. техн. наук, доцент;

С. В. Лукачев, д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой,

А. М. Цыганов, канд. техн. наук, доцент

ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева»

Для определения параметрического и конструктивного облика разрабатываемого или модернизируемого двигателя желательно располагать соответствующими сведениями о лучших образцах двигателей других разработчиков. В данной работе в форме сводных таблиц, графиков и регрессионных зависимостей представлены результаты исследования термогазодинамического совершенства 20-ти высокоэффективных гражданских ТРДД и результаты анализа экологических характеристик их камер сгорания (КС).

Для определения неизвестных параметров и КПД узлов изучаемых двигателей были выполнены подробные, взаимосогласованные, увязочные термогазодинамические расчеты (ТГДР) этих двигателей. При назна-

чении КПД компрессоров и турбин использовались статистические сведения об их политропных КПД (КПД ступеней) и опубликованные литературные данные о КПД по некоторым двигателям. Суммарное количество воздуха для охлаждения турбины $\overline{G}_{в\text{охл}}$ предварительно оценивалось для одно- и двухступенчатых турбин и было представлено в виде полосы возможных значений в зависимости от температуры газа T_r^* на входе в турбину и возможного разброса её значений или увеличения в дальнейшем.

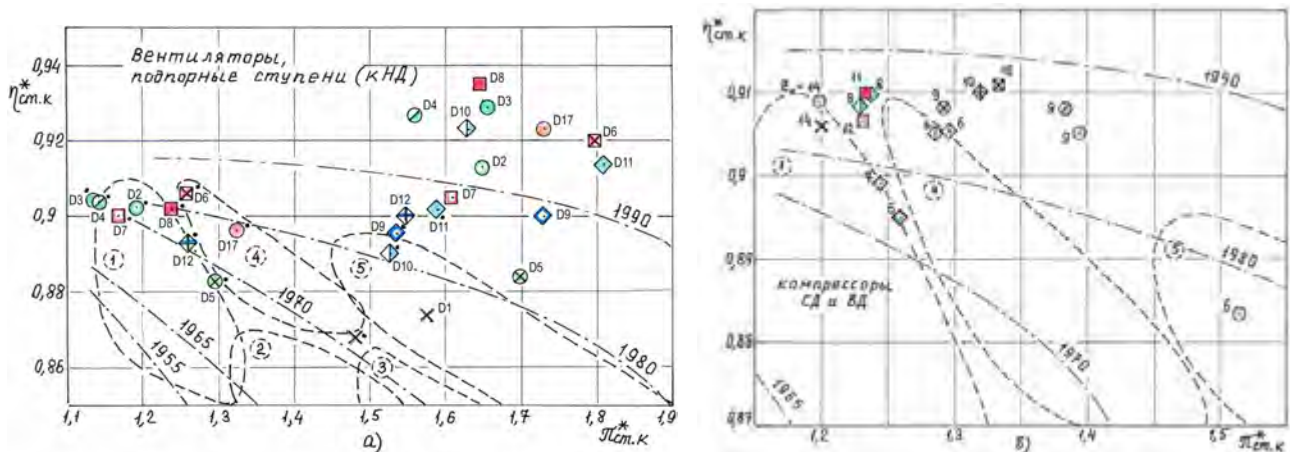


Рис. 1. Сравнение КПД ступеней для компрессоров (D1, D2, D3 ... - исследуемые в данной работе двигателя, см. рис.3)

Увязочные термогазодинамические расчеты заканчивались после достижения нужных значений ряда контрольных параметров: C_{5II}/C_{5I} – отношение скоростей истечения воздуха из сопла наружного и внутреннего контуров; приведенная скорость воздуха на входе в диффузор камеры сгорания λ_K ; время пребывания газа в жаровой трубе $\tau_{ПР}$; КПД узлов и коэффициенты потерь в элементах проточной части двигателя. Для расчета λ_K и $\tau_{ПР}$ потребовались надежные изображения продольных разрезов двигателей и камер сгорания. Объем жаровой трубы вычислялся как объем тела вращения с точным учетом формы её стенок. Также обеспечивалось совпадение рассчитанных значений тяги P_0 , удельного расхода топлива C_{y0} и суммарного расхода воздуха через двигатель $G_{B\Sigma}$ с объявленными.

Экологические характеристики КС сгорания брались из официально опубликованных данных ИСАО по сертификационным испытаниям двигателей [2, 3]. Индексы эмиссии окиси углерода CO , несгоревших углеводородов HC и окислов азота NO_x представлялись зависимостями от параметра форсирования Ω камеры сгорания, температуры воздуха на входе в КС T_K^* и времени пребывания газа в жаровой трубе $\tau_{ПР}$. В свою очередь,

изменение T_K^* , P_K^* , $\tau_{пр}$ и C_{y0} для 4-х режимов работы двигателя на стандартном взлетно-посадочном цикле (СВПЦ) ИСАО представлялись зависимостью от величин $\pi_{K\Sigma 0}^*$ и относительной тяги $\bar{P} = P/P_0$, взятыми из методики ЦИАМ.

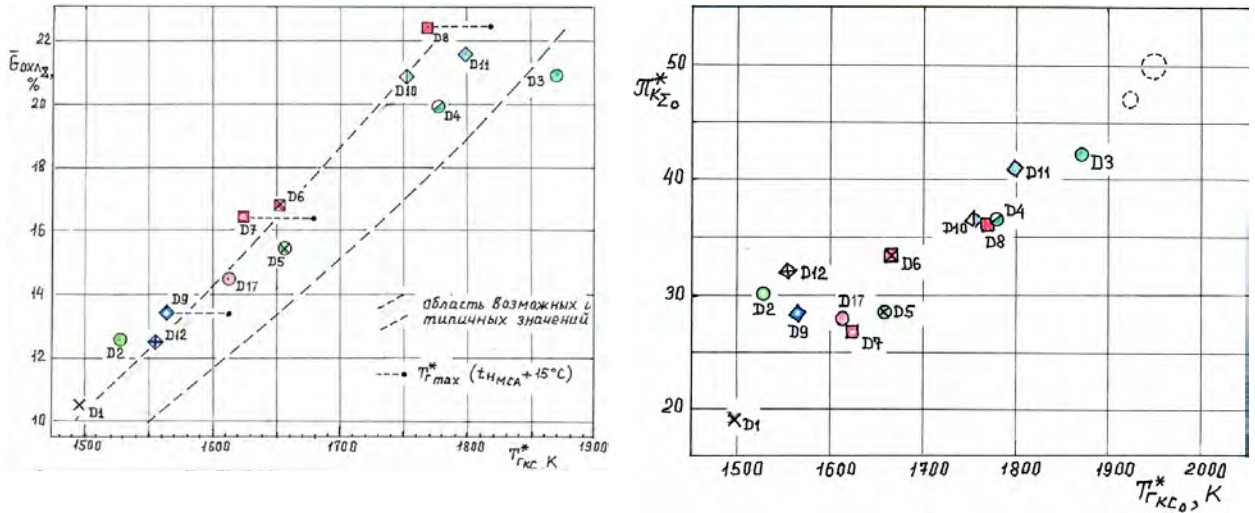


Рис. 2. Корреляции параметров, полученные в результате выполнения ТГДР

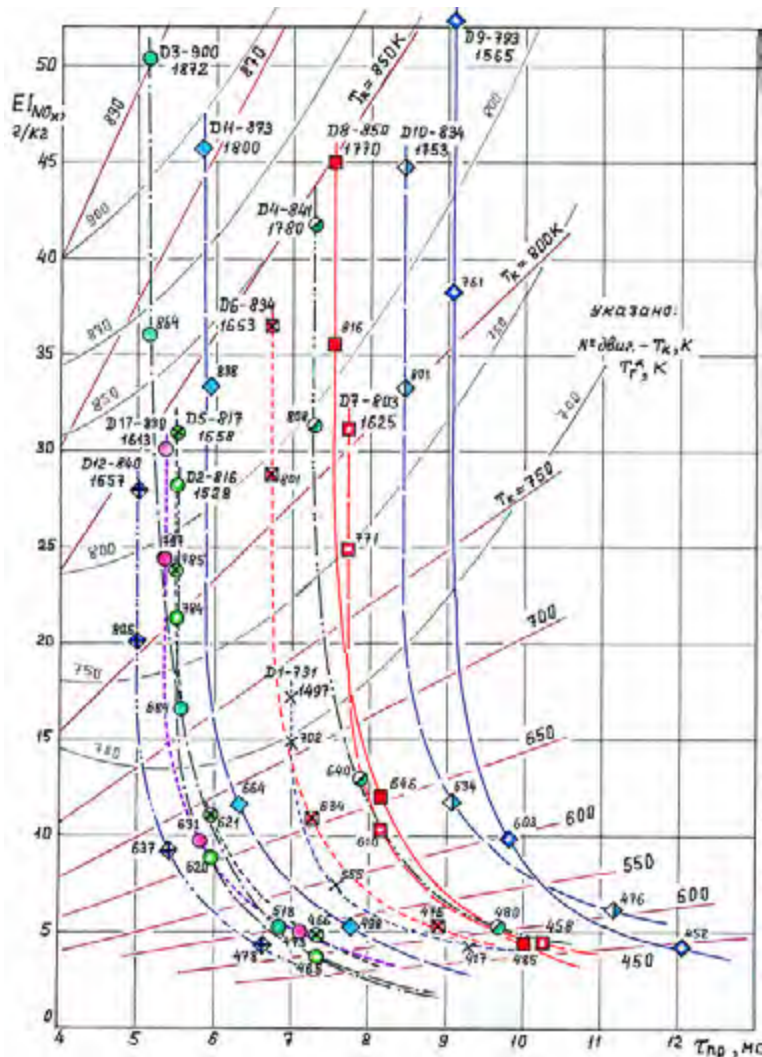


Рис. 3 Корреляционные зависимости EI_{NOx} (T_K^* , $\tau_{пр}$) для новейших ТРДД

Полученная зависимость $EI_{NOx}(T_K^*, \tau_{PP})$ позволяет вычислить значение EI_{NOx} для любого режима работы двигателя в диапазоне $T_K^* = 425 \dots 915$ К и $\tau_{PP} = 5 \dots 12$ мс. При этом, для ТРДД с камерами сгорания новейших схем получены поправочные коэффициенты к полученным зависимостям. Ошибки выполненной сплайн-аппроксимации экологических характеристик камер сгорания оказались на уровне 3,4 %.

Анализ термогазодинамического и экологического совершенства гражданских ТРДД был выполнен для следующих двигателей:

D1 – AE3007-A1E; D2 – CF6-80C2B1; D3 – GE90-115B;
 D4 – GP7270; D5 – CFM56-7B27; D6 – V2533-A5; D7 – PW2037;
 D8 – PW4084; D9 – RB.211-524B2; D10 – Trent 556-61;
 D11 – Trent 892; D12 – BR700-715C1

Надежность полученных результатов иллюстрируется конкретными примерами их возможного использования. В частности, на их основе произведена оценка параметров двухвального ТРДД для ближнемагистрального пассажирского самолета с тягой двигателя на взлетном режиме $P_0 = 68 \dots 72$ кН и суммарной степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{K\Sigma 0}^* = 26 \dots 28$, близкого по характеристикам к российско-французскому ТРДД SaM 146. Значение рассчитанного параметра эмиссии двигателя P_{NOx} (г/кН₀) = составила 2 % от значения опубликованного позднее ICAO. Оценены параметры и характеристики трехвального ТРДД для дальнемагистрального ПС с $P_0 = 228 \dots 334$ кН и $\pi_{K\Sigma 0}^* = 42 \dots 49$, близкого к одному из перспективных ТРДД «Trent» фирмы Роллс-Ройс. Также оценены экологические параметры российского ТРДД ПД-14.

Представленные результаты могут быть использованы специалистами при проектировании и доводке авиационных ГТД. Часть материалов вошла в учебные пособия для курсового и дипломного проектирования камер сгорания и используется в учебном процессе [4, 5].

Библиографический список:

1. Donnerhack, S. Beiträge der Flugtriebwerke zur Schadstoffreduktion im Luftverkehr [Text] /S.Donnerhack// New Business Development, ASP MTU Aero Engines. - München, 2005.
2. ICAO Engine Emissions Databank-Issue 16 A (www.icao.int).
3. Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [Текст] / ICAO, Т.II «Эмиссия авиационных двигателей». – Quebec, Canada H3C 5H7. 2008 (www.icao.int).

4. Диденко, А.А. Теория и расчёт камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД [Текст]/ А.А. Диденко, учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 48 с.

5. Диденко, А.А., Теория и расчёт камер сгорания ВРД. Часть III. Тепловой и гидравлический расчёты камеры сгорания ГТД [Текст]/ А.А. Диденко, учеб. пособие для курсового и дипломного проектирования. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 60 с.

УДК 621.515

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ВЯЗКОГО ГАЗА В МОДЕЛЬНОЙ СТУПЕНИ К50-3 ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

А. М. Яблоков, аспирант

Научный руководитель: Ю. В. Кожухов, канд. техн. наук, доцент
ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный политехнический
университет»

Создание эффективных и надежных компрессоров играет важную роль для развития двигателестроения, нефтяной и газовой промышленности. Значительный рост этих отраслей и увеличение конкуренции среди ведущих отечественных, европейских и американских компаний приводит к необходимости проектирования агрегатов, отвечающих самым высоким требованиям, для соответствия которым необходимы улучшения, а в некоторых случаях доработки известных и используемых методов проектирования осевых компрессоров. Как известно, в большинстве случаев проектирование новых компрессоров базируется на модельных ступенях [4], для которых проведены испытания и построены зависимости коэффициента напора и коэффициента полезного действия от уловного коэффициента расхода $\psi=f(\varphi)$ и $\eta=f(\varphi)$. На основании этих модельных ступеней и их характеристик, с использованием критериев подобия, создается новый компрессор на заданные параметры. Использование вычислительной гидродинамики на стадии проектирования модельной ступени, позволяет уменьшить время создания и оптимизации нового лопаточного аппарата и проточной части [3]. Проведение численного эксперимента на математической модели ступени осевого компрессора позволяет определить про-

блемные области до непосредственного изготовления модельной ступени, что крайне важно для дальнейшей доработки проточной части.

В данной работе авторами рассматривается гомогенная ступень осевого компрессора со степенью реактивности $\Omega=0,5$, спроектированная в ЦКТИ под обозначением К50-3[2,5]. В состав модельной ступени ЦКТИ входят четыре элемента, а именно входной направляющий аппарат, рабочее колесо, промежуточный направляющий аппарат и спрямляющий аппарат, авторами рассматривается промежуточная ступень, состоящая из рабочего колеса и направляющего аппарата. Для проведения численного эксперимента были построены твердотельные модели рабочего колеса и направляющего аппарата в программном комплексе *ProEngineer* (правообладатель лицензии – кафедра КВиХТ СПбПУ), для построения проточной части использовалось приложение *Design Modeler (ANSYS Workbench)*, для построения расчетной сетки – *TurboGrid*. Твердотельная модель рабочего колеса основывалась на шести сечениях по высоте лопатки согласно чертежам ЦКТИ К50-3, количество лопаток рабочего колеса 26, направляющего аппарата – 22. Численный эксперимент проводился для пяти режимов работы ступени при значениях коэффициента расхода $\varphi=0,36-0,53$, значение полных температуры и давления на входе в расчетную область задавалось соответственно $T^*=287$ К, $p^*=101325$ Па, модель турбулентности SST. Для построения характеристик ступени использовались следующие формулы [1].

Адиабатический КПД ступени

$$\eta_{ad}^* = \frac{T_1^* \left(\left(\frac{P_2^*}{P_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{T_2^* - T_1^*} \quad (1)$$

Адиабатический напор ступени:

$$H_{ad}^* = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_1^* \left(\left(\frac{P_2^*}{P_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \quad (2)$$

Коэффициент адиабатического напора:

$$\Psi_{ad}^* = \frac{H_{ad}^*}{U_P^2} \quad (3)$$

Результаты численного эксперимента приведены в таблице 1

Для проведения сравнительного анализа был построен график зависимостей коэффициента полезного действия и коэффициента напора от коэффициента расхода. График зависимостей представлен на рисунке 1.

Таблица 1

Результаты численного эксперимента

φ	0,36	0,4	0,44	0,48	0,52
\bar{m} , кг/с	2,42	2,69	2,95	3,22	3,49
p_1^* , Па	101000				
p_2^* , Па	121000	119800	117000	114000	111000
T_1^* , К	287				
T_2^* , К	310	307	305	303	301
η^*	0,74	0,82	0,79	0,75	0,68
$\psi_{ад}^*$	0,32	0,30	0,26	0,22	0,17

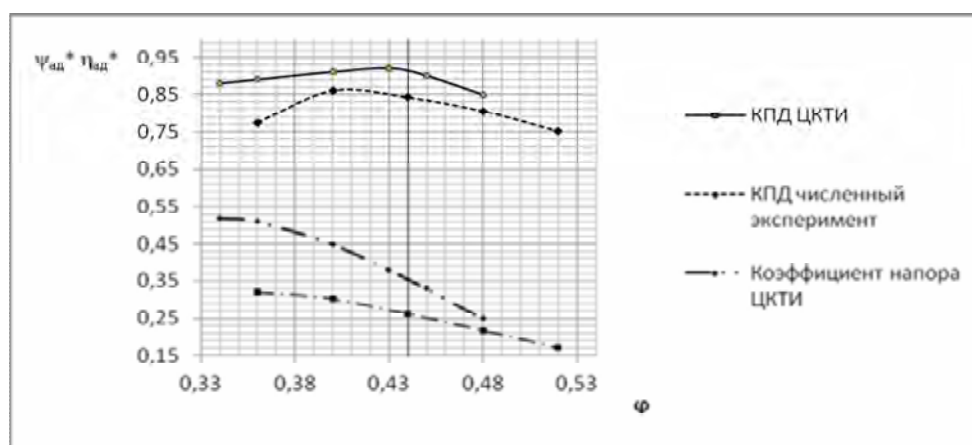


Рис. 1. График сравнения расчетных характеристик при численном и модельном (ЦКТИ) экспериментах (состав ступени РК+ПНА)

Для дальнейшего проведение верификации численного эксперимента с результатами модельных испытаний рассмотрим ступень осевого компрессора с входным направляющим аппаратом и спрямляющим аппаратом (рис. 2).

На рисунке 3 показан график зависимостей КПД и коэффициента напора от условного коэффициента расхода для модели ступени в составе ВхНА, РК, НА, СА.

Результаты численного эксперимента на ступени ОК в составе РК и ПНА хорошо соотносятся с результатами ЦКТИ (рис. 2), в отличие от результатов на модели в составе ВхНА, РК, ПНА, СА, которые сильно отклоняются от результатов испытаний ЦКТИ. Авторы считают, что причины

такого расхождения связаны с "грубой" расчетной сеткой для второго варианта модели проточной части.

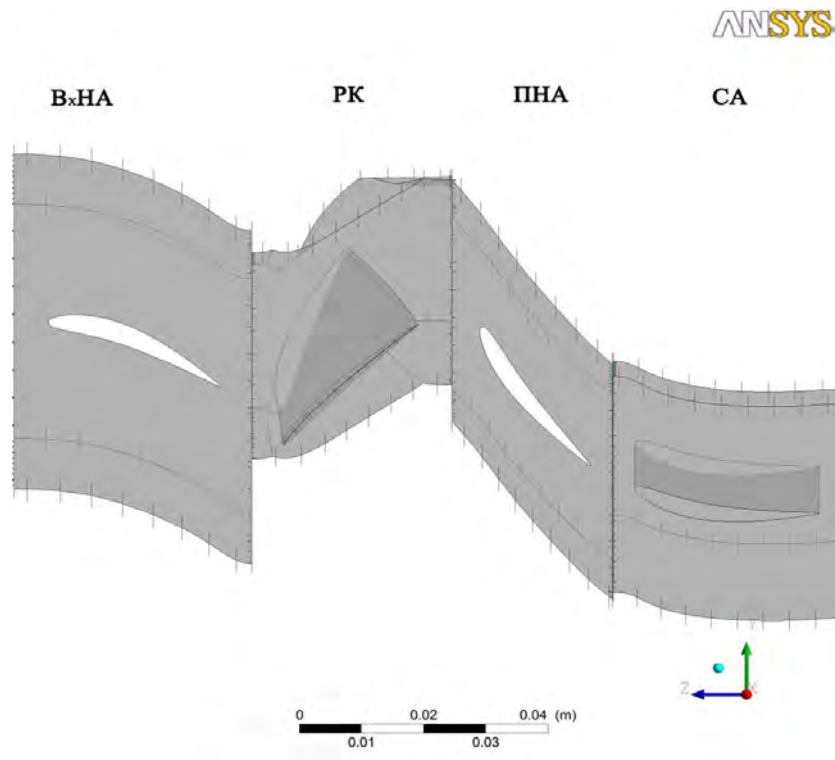


Рис. 2. Модель проточной части ступени K50-3

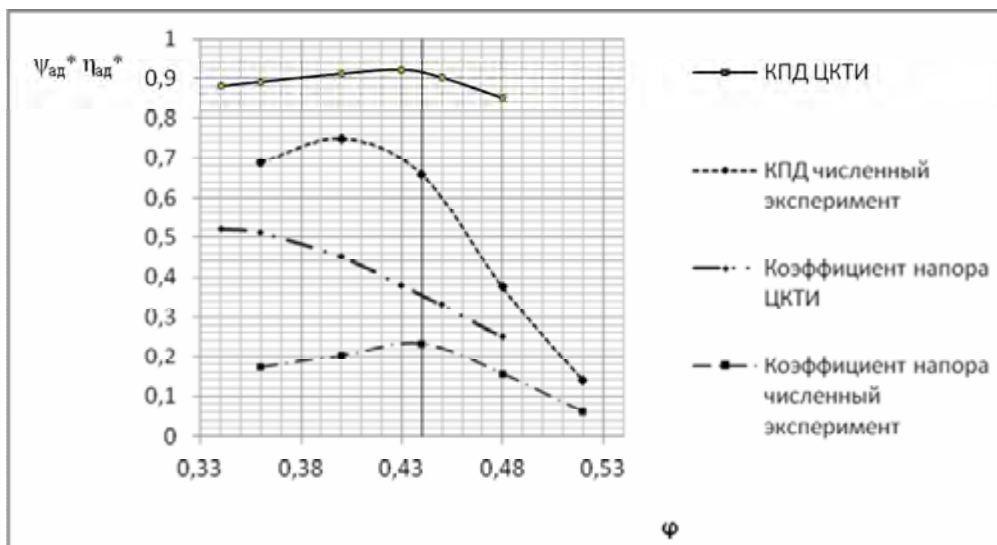


Рис. 3. График сравнения расчетных характеристик при численном и модельном (ЦКТИ) экспериментах (состав ступени ВхНА+РК+ПНА+СА)

Для оптимизации методики проектирования модельных ступеней есть необходимость в составлении каталога численных и модельных экспериментов для ступеней с различными геометрическими параметрами и степенями реактивности. Наличие большого количества верифицированных экспериментов позволит проводить проектирование новых ступеней с большей точностью.

Библиографический список

1. Буйновская Л.Н. Сопоставление опытных и расчетных аэродинамических характеристик осевых компрессоров. Труды Центрального научно-исследовательского котлотурбинный институт им. И.И. Ползунова. Котлостроение. Газовые турбины. Под ред. акад. Б.Е. Стечкина, д-р техн. наук А. А. Канаева, к.т.н. Н. П. Стульникова и В. Г. Тырышкина. – Ленинград, 1964 – 71 стр.
2. Гофлин А.П. Руководящие указания по аэродинамическому расчёту проточной части осевых компрессоров. Атлас исходных ступеней. Центральное научно-исследовательский котлотурбинный институт им. И.И. Ползунова.– Ленинград , 1957.
3. К.С.Трибунская, Исследование трехмерного вязкого течения в модельной ступени К-100-2Л и в 9-ступенчатом осевом компрессоре ТНА-1 с отношением давлений: $P^*=2,6$; массовым расходом $\bar{m}=5,6$ кг/с; начальным давлением $P_1=107000$ Па [Текст]/ Дис. на соискание ученой степени магистра / СПбГПУ – Санкт-Петербург, 2014. – 133 с., ил.
4. Ю. Б. Галеркин, Ю. В. Кожухов. Теория турбомашин. Основы теории турбокомпрессоров: учеб. пособие. – СПб.: Изд-во Политехн. унта, 2013. – 246 с.
5. Руководящие указания по аэродинамическому расчёту проточной части осевых компрессоров. Атлас исходных ступеней. – Ленинград, 1957, - 8 листов

УДК 621.438

ВЕРИФИКАЦИЯ ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ В РАБОЧЕМ КОЛЕСЕ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ С УЧЕТОМ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА

С. Ю. Яковлева¹, инженер-конструктор

В. В. Вятков², канд. техн. наук, доцент

¹ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн»

²ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева»

В настоящее время актуальной технической задачей является решение проблемы обеспечения газодинамической эффективности турбин, что необходимо для создания современных авиационных двигателей. Одним из основных источников потерь является вторичное течение, связанное с перетеканием газа через радиальный зазор.

Данная проблема особенно актуальна для двухконтурных двигателей 5 и 6 поколений для пассажирских самолетов. Так как ТВД на таких двигателях, как правило, одноступенчатая, поэтому проектируется высоконагруженной с короткими лопатками. На такой ступени невозможно применение бандажных полок из-за сложностей с обеспечением их охлаждения. Обеспечить минимальный радиальный зазор не представляется возможным из-за неравномерного перемещения ротора и статора на переходных режимах работы двигателя.

Поэтому относительный радиальный зазор для ТВД современных ТРДД будет очень велик, что приведет к значительному снижению КПД турбины.

Значительно снизить негативное влияние радиального зазора только за счет пассивного управления радиальными зазорами невозможно, поэтому необходимо применять другие способы. Одним из таких способов является струйный наддув радиального зазора, т.е. вытеснение из зазора высокоэнтальпийного газа низкоэнтальпийным воздухом из-за компрессора двигателя. Схема выдува воздуха перед РК турбины приведена на рис.1.

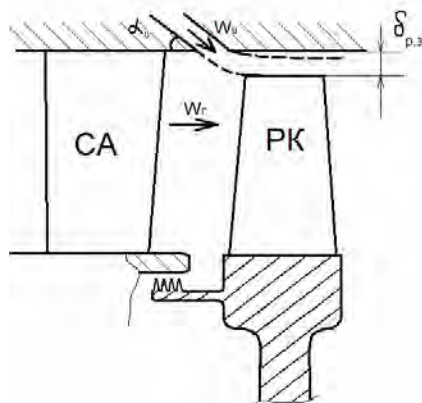


Рис. 1

В настоящее время широкое распространение получили методы численного моделирования, которые позволяют получить характеристики потока без проведения дорогостоящего эксперимента.

Верификация численного расчета течения в рабочем колесе газовой турбины с учетом радиального зазора была проведена авторами на модели высокоперепадной ступени ТВД с величинами относительного радиального зазора от 0 до 0,054.

На основании разработанной и верифицированной расчетной модели будут проводиться дальнейшие расчетные исследования для оценки возможности снижения потерь путем выдува воздуха в область радиального зазора.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА В МОДЕЛЯХ КАНАЛОВ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН МЕТОДОМ РЕГУЛЯРНОГО ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА

Е. Г. Колесова^{1,2}, С. В. Веретенников², М. Н. Жорник¹

¹ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн»

²ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Тенденция развития современных газотурбинных двигателей связана с быстрым повышением параметров рабочего процесса и, прежде всего, температуры газа перед турбиной. При этом возрастает необходимость в совершенствовании систем охлаждения лопаток турбин, являющихся наиболее теплонапряжёнными элементами современных газотурбинных двигателей, и развитии методов определения их теплового состояния. Сложность процессов, протекающих при течении теплоносителя в каналах систем охлаждения лопаток турбин, не позволяет с достаточной точностью определять граничные условия теплообмена на внутренней поверхности лопатки численными методами и требует получения надёжных экспериментальных данных.

Неравномерность распределения внешних граничных условий теплообмена приводит к необходимости создания системы охлаждения, имеющей заданное распределение интенсивности внутренней теплоотдачи по профилю пера лопатки. В результате каналы системы охлаждения представляют собой комбинацию участков с различными интенсификаторами теплообмена в виде рёбер, штырьков, матриц и т.д. Таким образом, первая задача, решаемая при проектировании системы охлаждения турбинной лопатки, заключается в получении экспериментальных данных о гидравлических и тепловых характеристиках таких участков. При этом важно, чтобы эти данные были получены на модели канала, максимально соответствующей по размерам и конфигурации каналу проектируемой лопатки.

Внутренняя полость пера турбинной лопатки, в которой располагается система охлаждения, представляет собой сложную пространственную фигуру. Проведение исследований на моделях, геометрия которых полностью бы повторяла геометрию такой полости, неприемлемо с точки зрения стоимости их изготовления и сложности измерения тепловых потоков на криволинейных поверхностях. Более целесообразно в качестве объектов

исследований использовать плоские модели. Допустимость такой замены можно пояснить следующими соображениями.

В любом поперечном сечении пера лопатки можно выделить три внутренние теплообменные поверхности: вогнутая со стороны корыта, выпуклая со стороны спинки и цилиндрическая со стороны входной кромки. Структура течения теплоносителя, определяющая условия теплообмена на каждой поверхности, формируется в каналах, образованных интенсификаторами, установленными как на самой поверхности, так и на противоположной. Поскольку кривизна стенок со стороны корыта и спинки лопатки невелика, а течение воздуха на внутренней поверхности входной кромки носит, в основном, продольный характер, центробежные силы не оказывают заметного влияния на структуру потока, и пространственная модель системы охлаждения может быть заменена плоской.

Для изготовления моделей в методике используется технология лазерной стереолитографии. Экспериментальный участок, предназначенный для решения первой задачи, представляет собой плоский канал с вложенной в него стереолитографической моделью участка системы охлаждения (рис. 1). Исследуемая теплообменная поверхность представляет собой тонкую металлическую пластину, образующую одну из боковых стенок канала. Сжатый воздух поступает в канал из ресивера, в котором измеряются входные значения температуры и давления. Таким образом, при прокачке воздуха через канал стереомодель формирует течение, определяющее граничные условия теплообмена на внутренней поверхности пластины.

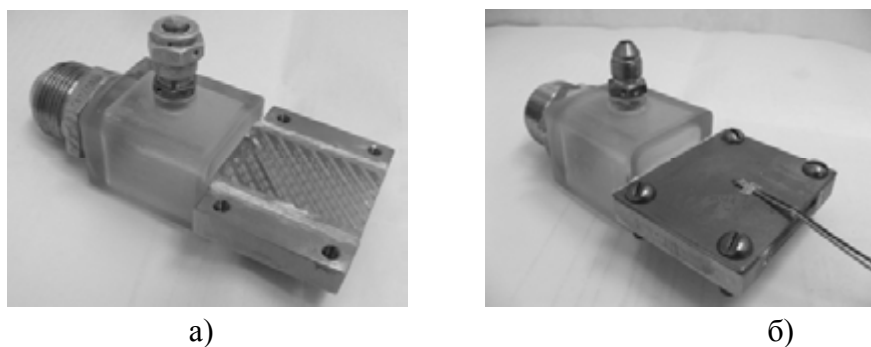


Рис. 1. Экспериментальный участок для исследования теплообмена в каналах: а – с установленной стереомоделью; б – с установленной пластиной.

Основной задачей исследования теплообмена в канале экспериментального участка, показанного на рис. 1, является определение коэффициентов теплоотдачи от прокачиваемого через канал воздуха к внутренней теплообменной поверхности пластины. В предлагаемой методике измерение тепловых потоков производится в нестационарном режиме на основе

регулярного теплового режима первого рода. Для этого пластина сначала нагревается внешним потоком горячего воздуха, а затем через канал прокачивается холодный воздух, при этом бесконтактным способом измеряется температура внешней поверхности пластины.

При этом избыточная температура изменяется по закону регулярного теплового режима 1-го рода [1, 2]:

$$\vartheta = \vartheta_0 \exp(-m\tau), \quad (1)$$

где параметр $m = \frac{\alpha_i}{\rho c \delta}$ – темп охлаждения пластины.

В опытах, проведённых для отработки экспериментальной методики, использовалась модель с плоским каналом шириной 28 мм, высотой 3 мм и длиной 65 мм. Расход прокачиваемого через канал воздуха измерялся высокоточным кориолисовым расходомером «Micro Motion», давление воздуха на входе в канал – датчиком давления «Метран», температура воздуха на входе в канал T_{fi} – хромель алюмелевым приёмником. Регистрация параметров опыта производилась измерительно-вычислительным комплексом «СИТП-М» производства фирмы «ЦАТИ». Перед началом опыта модель продувалась сжатым воздухом для настройки режима, затем подача воздуха перекрывалась с помощью отсечного клапана. После включения записи параметров пластина с помощью тепловой воздуходувки нагревалась до 120...130° С, затем сразу включалась продувка. Температура пластины измерялась термографом Flir T440.

Для расчёта коэффициентов теплоотдачи по полученным экспериментальным данным строилась зависимость логарифма избыточной температуры $\ln(t_i - t_0)$ от времени τ . Из всего диапазона полученных значений выбирался линейный участок зависимости, тангенс угла наклона, которого представляет собой темп охлаждения m , по которому определяется коэффициент теплоотдачи α .

Измерения коэффициентов теплоотдачи проведены для плоского канала в диапазоне чисел Рейнольдса от 1,7 104 до 1 105 и различных толщинах стенки канала (для стальной пластины толщина варьируется от 0,5 до 5 мм, для медной пластины толщиной 0,3 мм). Полученные экспериментальные данные по исследованию теплообмена внутри плоского канала при различных толщинах пластины хорошо согласуются с известной критериальной зависимостью $Nu = 0,018Re^{0,8}$ (рис. 2) [3].

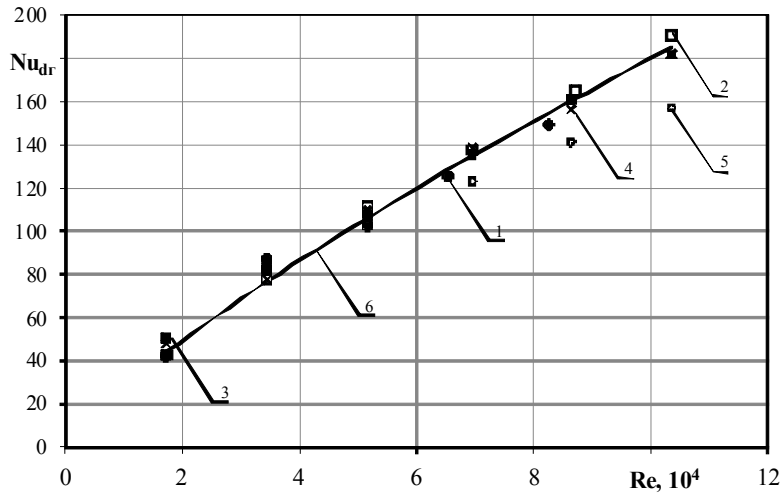


Рис. 2. Сравнение расчетной и экспериментальной зависимости числа Нуссельта от числа Рейнольдса, полученной при различных толщинах исследуемой пластины
 1 – $\delta=0,3$ мм (медь); 2 – $\delta=0,5$ мм (сталь), 3 – $\delta=1$ мм (сталь); 4 – $\delta=3$ мм (сталь); 5 – 5 мм (сталь), 6- теоретическая зависимость.

По результатам апробации методики на плоском канале, для проведения опытов на канале с вихревой матрицей, в качестве наружной стенки канала была выбрана стальная пластина с толщиной 1 мм. Выполнена серия экспериментов в диапазоне чисел Рейнольдса от $0,6 \cdot 10^3$ до $6 \cdot 10^4$ на модели с каналами вихревой матрицы (рис. 1). Обработка результатов опытов проведена по методике описанной выше. Сравнение полученных экспериментальных данных с критериальной зависимостью из [4] представлено на рис. 3. Наблюдается хорошее соответствие результатов опытов и отклонение от критериальной зависимости не превышает 5 %.

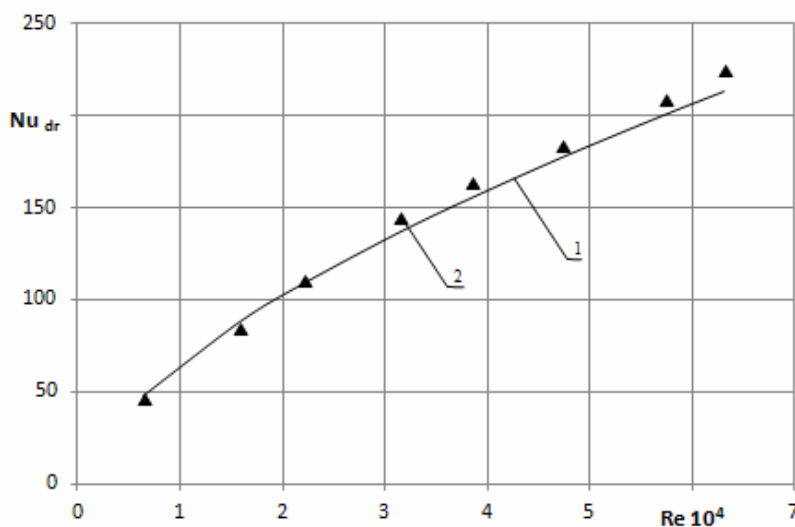


Рис. 3. Сравнение расчетной и экспериментальной зависимости числа Нуссельта от числа Рейнольдса, для канала с вихревой матрицей 1 – теоретическая зависимость; 2 – эксперимент

Библиографический список:

1. Чердаков, П.В. Теория регулярного режима [Текст] / П.В. Чердаков; М.: Энергия, 1975. 224 с.
2. Кондратьев, Г.М. Регулярный тепловой режим. [Текст] / Г.М Кондратьев - М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1954.-408с.
3. Михеев, М.А. Основы теплопередачи [Текст] / М.А. Михеев, И.М. Михеева.- М. Энергия, 1973, 320с.
4. Нагога, Г.П. Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин. Учебное пособие [Текст] / Г.П. Нагога, - М.: Изд-во МАИ, 1996. 100 с.

УДК 621.9

КАМЕРА СГОРАНИЯ С ГОРЕЛОЧНЫМ МОДУЛЕМ
ПУЛЬСАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ДЛЯ ТЕПЛОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ
ПРОМЫШЛЕННОСТИ И АВИАЦИИ

И. М. Верещагин, аспирант

Научный руководитель: Ш. А. Пиралишвили, д-р техн. наук,
профессорФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Актуальность проблемы повышения эффективности рабочего процесса основной фактор при разработке теплогенерирующих устройств и модернизации существующих. Конструктивная модернизация горелочного устройства с целью увеличения пределов стабильного горения и увеличение поверхности теплопередачи, а также применение высококалорийных топлив - методы, не всегда выполнимые и зачастую высокочеловеческие. Это зачастую требует развития теплоэнергетических технологий и более эффективного технического развития, с обеспечением необходимой экологической безопасности. С этих позиций перспективным представляется реализация в теплоэнергетических установках процессов пульсирующего горения, позволяющий обеспечить максимальную полноту тепловыделения топлива, существенно интенсифицировать тепломассообменные процессы и повысить теплонапряженность камеры сгорания. Отмеченные

факторы сопровождаются уменьшением металлоемкости конструкции, сокращением затрат на монтаж и обслуживание теплоэнергетических установок. Кроме того, согласно опытным данным, продукты сгорания отвечают самым жестким экологическим требованиям [1].

Что касается авиационной промышленности, то разработка новых моделей ПВРД связана с созданием сверхзвуковых камер сгорания. Одной из главных задач при их проектировании является разработка системы стабилизации процесса горения. Устойчивое горение при скоростях течения топливно-воздушной смеси $M=2...5$ является пока не решённой до конца задачей. Сложность состоит в том, что скорость набегающего потока выше скорости фронта пламени и поэтому происходит его срыв.

Существующие методы стабилизации пламени в камере сгорания ПВРД

основываются на использовании плохообтекаемых тел (V-образные желобки), создающих зону обратных токов, что предотвращает срыв пламени. При реализации подобной схемы стабилизации наблюдаются значительные гидравлические потери, что неминуемо приводит к уменьшению тяги двигателя в целом как силовой установки.

Перспективным и эффективным может оказаться стабилизация пламени с помощью акустических возмущений, генерирующих пульсации в звуковом и ультразвуковом диапазонах [1]. Их воздействие кроме увеличения пределов стабильного горения на различных режимах работы двигателя, обеспечивает повышение удельных тяговых характеристик [2].

Проведённые ранее экспериментальные исследования [3-4] показали, что при организации ограниченного закрученного течения в горелочном устройстве образуется нестационарные прецессирующие вихревые структуры, которые являются источником акустических возмущений (рис.1). Главным фактором, определяющих частоту акустических колебаний, является перепад давления [4].

Согласно рекомендациям [5] спроектирован генератор пульсирующего горения в камере сгорания по типу вихревого эжектора.

Проведённые численные исследования показали, что линии тока имеют характер закрученного потока. На периферии выходного диффузо-

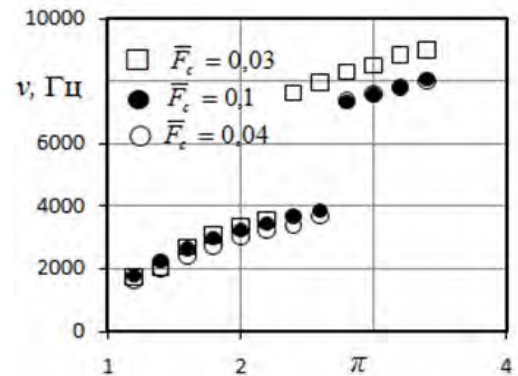


Рис. 1. Зависимость частоты акустических колебаний от перепада давления [4]

ра формируется тороидальный вихрь со сложной нестационарной структурой течения, что и является источником акустических возмущений (рис. 2).

Подобный характер течения связан с тем, что закрученный поток образует зону пониженного давления в приосевой области (рис. 3), вследствие чего и возникают обратные течения.

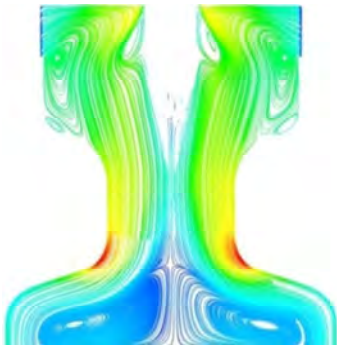


Рис. 2. Распределение линий тока в проточной части вихревого генератора акустических колебаний

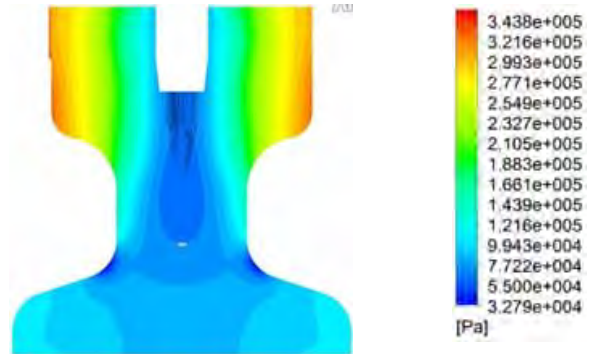


Рис. 3. Распределение статического давления в проточной части вихревого генератора акустических колебаний

При реализации численного моделирования рабочего процесса генератора пульсаций в нестационарной постановке для достаточно точных результатов шаг по времени выбран меньше (примерно в 10 раз) периода одной пульсации. Период пульсации задан на основании результатов [5] (рисунок 4).

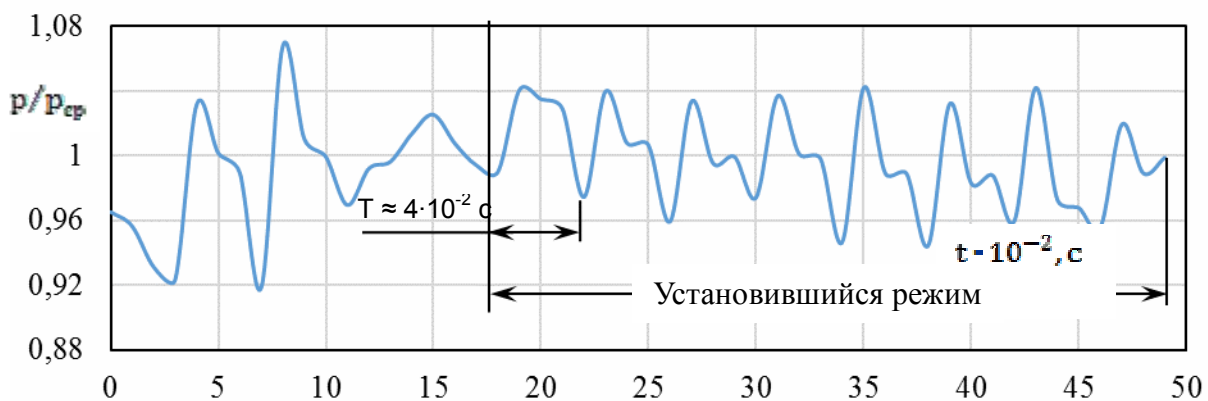


Рис. 4. Пульсации давления в выходном сечении генератора акустических колебаний

На рисунке 4 представлен график пульсации давления. График позволяет выделить границы установившихся пульсаций, сопровождаемых явной периодичностью ($T \sim 4 \cdot 10^{-2}$ с.) с частотой $\nu \sim 25$ Гц. Это соответствует прецессионному движению вихревого ядра. Согласно опытным и расчётным данным [2, 3] при стабильной работе вихревого устройства

(вихревая труба, вихревая горелка) частота звуковых колебаний составляет $\nu \sim 1 \dots 6$ Гц.

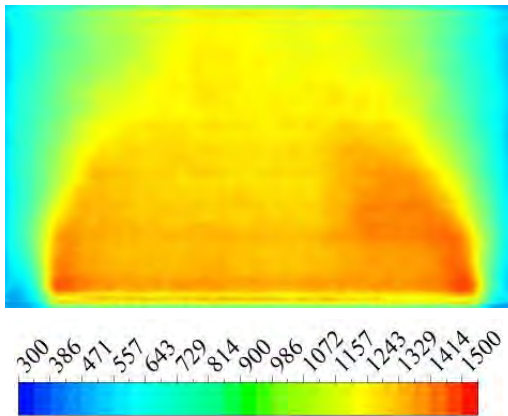


Рис. 5. Распределение температуры в факеле генератора пульсаций

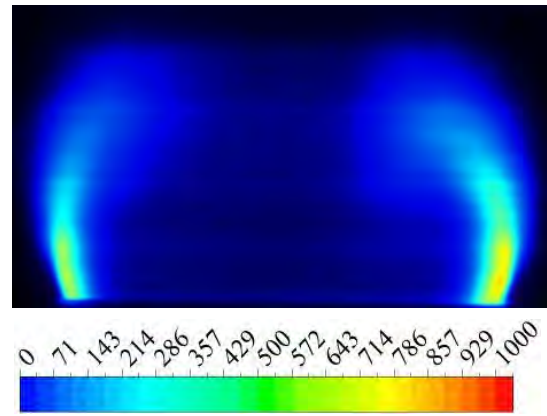


Рис. 6. Концентрация радикалов OH^+ в пламени

Экспериментальные исследования рабочего процесса вихревого горелочного устройства проведены с помощью LIF-системы.

Концентрация OH^+ радикалов позволяет показать положение фронта пламени. Анализируя рисунки 5 и 6 можно сказать, что фронт пламени расположен в тороидальном вихре, который одновременно обеспечивает интенсивный теплообмен, надёжную стабилизацию пламени, а также генерацию акустических колебаний.

Результаты PIV-исследования нестационарных явлений, происходящих в генераторе пульсаций, приведены на рисунке 7.

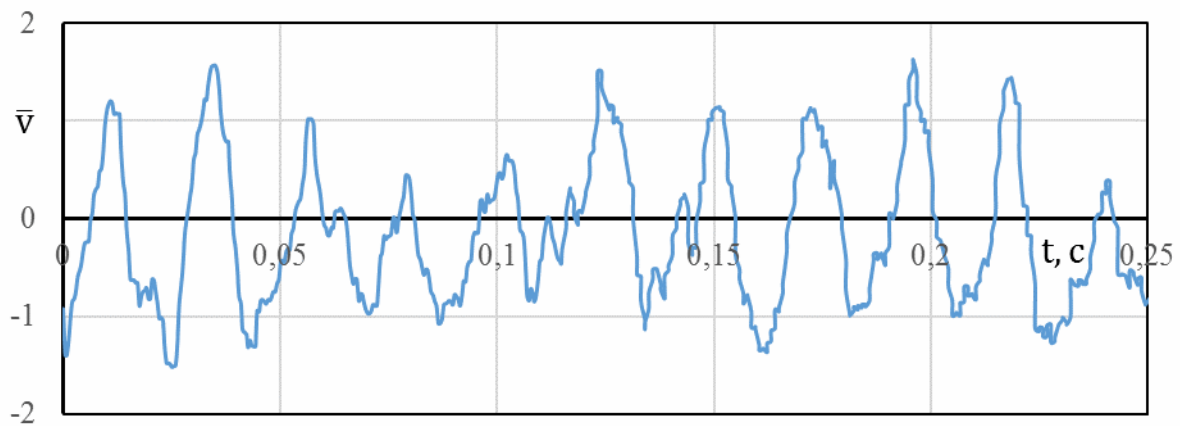


Рис. 7. Пульсация поля скорости на срезе сопла, где $\bar{v} = v/v_{\text{ср,раск}}$

Для течения характерна нестационарная динамика, соответствующая прецессии закрученного ядра потока с частотой $\nu \sim 44$ Гц. Порядок частоты пульсаций в эксперименте соответствует порядку частоты в численном расчёте.

Предлагаемая система, внедрённая в конструкцию прямооточных воздушно-реактивных двигателей, обеспечит широкий диапазон стабильного горения топливоздушнoй смеси, увеличение удельных тяговых характеристик всего двигателя примерно в 1,5-2 раза, повышение полноты сгорания топлива ($\eta = 0,999$) и уменьшение массо-габаритных размеров.

Библиографический список

1. Ларионов, В.М. «Автоколебания газа в установках с горением» / [Текст] // В.М. Ларионов, Р.Г. Зарипов. Изд-во Казан, гос. тех. ун-та, 2003. - 228 с.
2. Баев, В. К. Управление тяговыми характеристиками прямооточной камеры сгорания пульсирующего горения с помощью акустических резонаторов [Текст]/ В.К. Баев, Д. Ю. Москвичёв, А. В. Потапкин // Физика горения и взрыва. – Новосибирск, 2000. – т.36, №5. – с.3-6.
3. Пиралишвили, Ш.А. Вихревой эффект. Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование [Текст] / Ш.А. Пиралишвили - М.: ООО «Научтехлитиздат», 2013.-342 с.
4. Иванов, Р.И. Экспериментальное исследование акустических колебаний в вихревом эжекторе [Текст] / Р.И. Иванов, Ш.А. Пиралишвили, М.Н. Сергеев // Рыбинск: Вестник РГАТА имени П.А. Соловьёва, №2(20), 2010. - с. 201-204.
5. Суслов, А.Д. Вихревые аппараты [Текст] / А.Д. Суслов, С.В. Иванов, А.В. Мурашкин, Ю.В. Чижиков // М.: Машиностроение, 1985. - 256 с.

УДК 62-661

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА СЖИГАНИЯ ТОРФЯНОЙ АЭРОСМЕСИ В ВИХРЕВОМ ГОРЕЛОЧНОМ УСТРОЙСТВЕ

А. С. Михайлов, аспирант

Научный руководитель: Ш. А. Пиралишвили, д-р техн. наук,
профессор

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьёва»

В теплоэнергетике наиболее перспективным и менее изученным является вихревой способ сжигания топлива в турбулентном потоке интен-

сивно закрученной среды, имеющей сложную структуру с сепарационной способностью.

Закрутка воздуха и впрыскиваемого топлива благоприятно сказывается на структуре течения, позволяющей обеспечить достижение проектных характеристик разрабатываемых топливосжигающих устройств [1].

В отмеченном направлении на основе инфракрасной газовой горелки [2] разработана геометрия вихревого устройства для сжигания твердотопливной пыли [3]. В соответствии с протекающими процессами, проточная часть устройства условно делится на три области: смешения, сгорания и дожигания (рисунок 1).

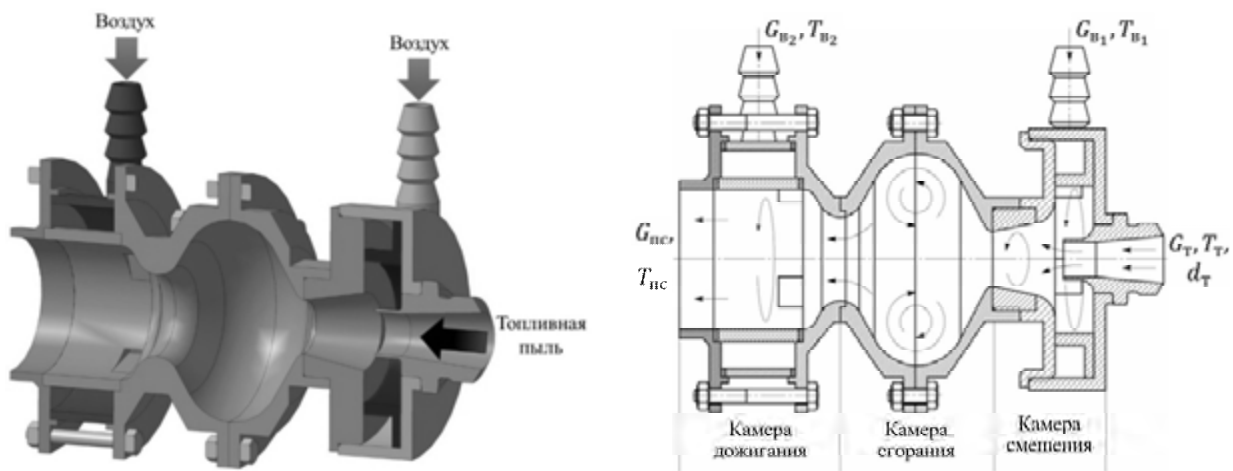


Рис. 1. Трехмерная модель и продольное сечение горелочного устройства для сжигания твердотопливной пыли

Топливная пыль подается в камеру смешения горелки вдоль оси устройства, где подхватывается закрученным потоком окислителя и, приобретая окружную составляющую скорости, попадает в камеру сгорания. Количество воздуха подводимого в камеру смешения соответствует 0,7 от стехиометрического.

В камере сгорания устройства выполнено резкое сужение-расширение проточной части, за счет которого в спрофилированной области горелки возникает торроидальный вихрь и зона возвратных течений. Низкие скорости движения окислителя и длительное время пребывания аэросмеси в этой области способствуют устойчивому, интенсивному горению пылевидного топлива и образованию локального «кольца» высокой температуры, обеспечивающего стабильность процесса.

На выходе из камеры сгорания выполнен тангенциальный подвод вторичного воздуха, обеспечивающий интегральное значение коэффициента избытка воздуха, без учета выгорания смеси, равным $\alpha = 1,3$.

Анализ процесса горения торфяной пыли проведен на основе численного моделирования аэродинамики устройства с учетом химических реакций. В расчетах учитывались турбулентность в реагирующей среде, горение торфа, движение частиц твердого топлива и лучистый теплообмен.

Моделирование потока в газовой фазе (летучие, кислород) проведено с использованием континуальной модели в приближении Эйлера, а расчет траекторий движения твердых частиц выполнен в дискретной Лагранжевой постановке (рисунок 2).

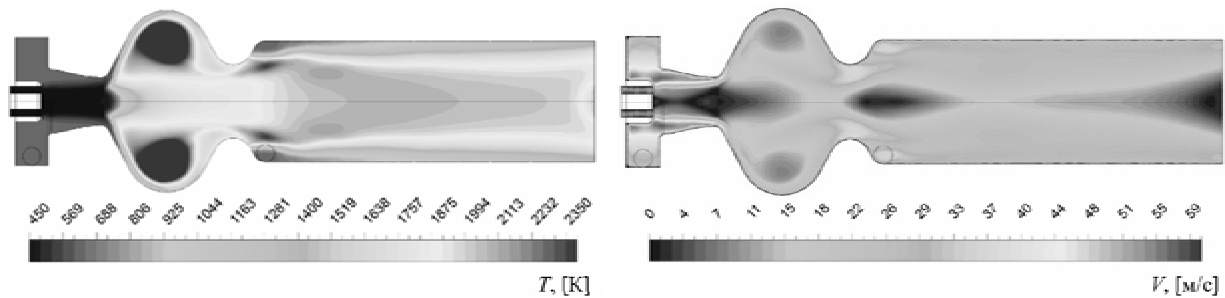


Рис. 2. Поля температуры и скорости в горелочном устройстве при $\alpha = 1,3$

На основании выполненных расчетов проведена оценка полноты сгорания твердого топлива в разработанном устройстве. Для выделяющегося в процессе сжигания газа проанализирована картина концентраций и ее динамика. Максимальный выход горючего газа из торфа наблюдается в зоне камеры сгорания устройства, что обусловлено высокой температурой реагирующего потока в этой области (рисунок 3).

Объем несгоревшего газа пропорционален несгоревшей части твердого топлива и составляет порядка 5 % от общего объема летучих компонентов.

Оценка полноты сгорания твердого топлива в выходном сечении устройства проводилась на основании отношения объемных долей.

По результатам расчетов $\eta_{\text{ТВ}} = 0,85 \dots 0,87$.

Догорание оставшейся части топлива должно осуществляться непосредственно в топочном объеме котлоагрегата.

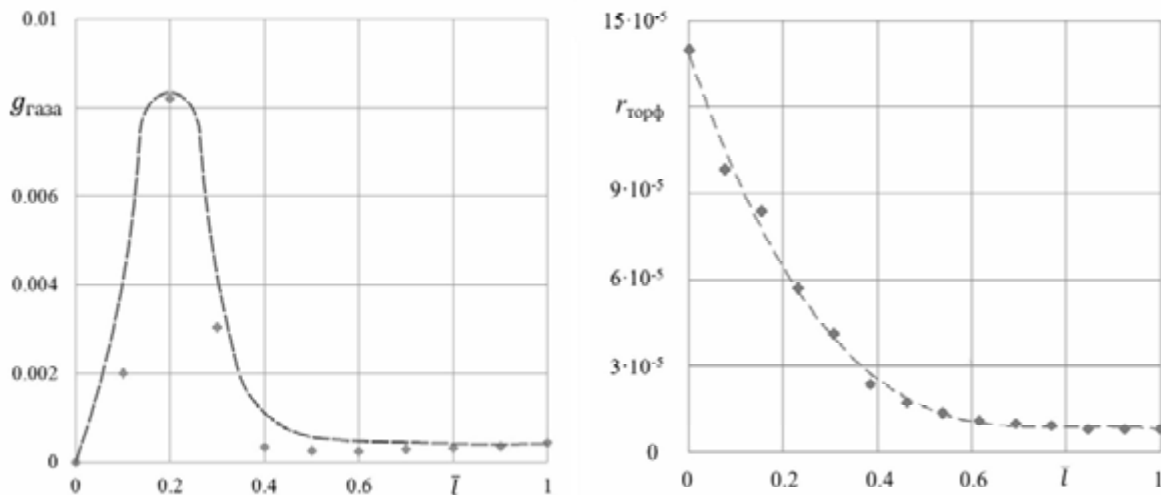


Рис.3. Массовая доля выделяющегося горючего газа и концентрация частиц торфа по длине горелочного устройства

Библиографический список

1. Пиралишвили, Ш.А. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения [Текст] / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев; под ред. Леонтьева А.И. – М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. – 412 с.
2. Пат №2413131 Российская Федерация МПК F 23 D Инфракрасная газовая горелка. Пиралишвили Ш.А., Гурьянов А.И., Иванов Р.И. – опубл. 27.02.11, Бюл. № 6. – 5 с.: ил.
3. Заявка на пат. №2014119291 Вихревое горелочное устройство сжигания твердого пылевидного топлива. Пиралишвили Ш.А., Степанов Е.Г., Михайлов А.С. – дата приоритета 13.05.2014.

УДК 621.454.2

ТЕХНИКА РАЦИОНАЛЬНОГО CFD-МОДЕЛИРОВАНИЯ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА

В. Н. Матвеев, В. М. Зубанов, Л. С. Шаблий, А. В. Кривцов
ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

Высокопроизводительные насосы керосина широко применяются на двигателях летательных аппаратов. Сложные рабочие процессы высокопроизводительных насосов обуславливают сложность проектирования и доводки даже с использованием опыта, накопленного на предприятиях.

Понимание рабочих процессов насосов позволит снизить сложность проектирования и сократить стоимость создания новых и модернизации существующих насосов. Моделирование с помощью 3D-вычислительной гидродинамики (CFD) является хорошим инструментом для прогнозирования производительности насоса, но трудно получить точные модели. Поэтому, в этой работе особое внимание уделяется проверке (идентификации) модели на экспериментальных данных и расчетных данных, полученных достоверными методами.

Обычно, высокопроизводительный керосиновый насос состоит из трех частей:

- шнекоцентробежный преднасос (ступень низкого давления);
- шнекоцентробежный насос высокого давления (основная ступень);
- бустерный центробежный насос.

В этой работе была определена наиболее подходящая техника CFD-моделирования высокопроизводительного шнекоцентробежного насоса с двумя ступенями (рисунок 1). Особенное внимание уделяется валидации (идентификации) CFD-модели с использованием экспериментальных данных и расчетных результатов от других достоверных методов.

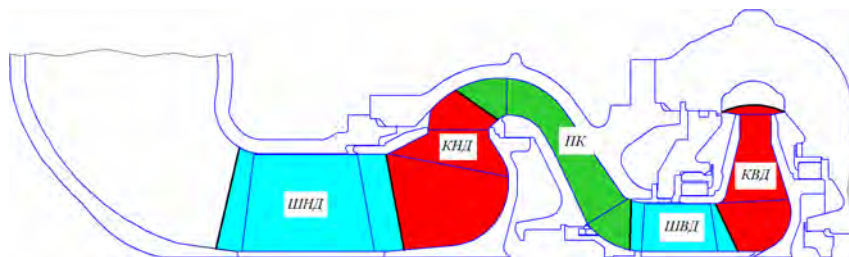


Рис. 1 Меридиональное сечение моделируемого насоса:

ШНД - шнек низкого давления; КНД - крыльчатка низкого давления; ПК - переходный канал; ШВД - шнек высокого давления; КВД - крыльчатка высокого давления

Создание сетки для лопаточных элементов (роторов и стационарного переходного канала) было выполнено с помощью программы NUMECA AutoGrid5. Для упрощения расчета использовались секторные модели – поток вокруг одной лопатки крыльчатки или шнека. Для нелопаточных элементов (входного и выходного каналов) создание сетки было выполнено с помощью программы ANSYS ICEM CFD. Ввиду отсутствия периодичности этих единиц были использованы полные (360-градусные) - модели.

Экспериментальные данные, используемые в исследовании, представляют собой напорную и КПД-характеристику. Для проверки расчётов получены аналогичные характеристики, состоящие из нескольких расчёт-

ных точек. Множество расчётов было получено путем использования пакетных запусков с помощью CCL-файлов. ANSYS CFD-Post в графическом (GUI) режиме может быть использован для получения результатов с каждой расчётной точки. Но использован быстрый и более удобный автоматизированный способ CFD-Post в пакетном режиме (batch mode) с извлечением значений предопределённых математическими выражениями на языке CEL (CFX Expression Language). Кроме того, использование выражений помогает получить интегральные параметры, оценивающие сходимость решения.

CFD-моделирование выполнено с помощью программы ANSYS CFX. Первый расчёт выполнен на воде в качестве рабочей жидкости, и второй на керосине. Основные входные данные для моделирования насоса на воде (согласно экспериментальным данным):

- скорость вращения каскада низкого давления 3620 об./мин, высокого – 13300 об./мин;
- полное давление на входе 0,4 МПа;
- температура воды на входе 293 К;
- стандартные свойства воды из библиотеки CFX;
- статическое давление на выходе от 15 до 21 МПа с шагом 0,5 МПа;
- интенсивность турбулентности на входе 10%;
- тип интерфейса «Stage» с осреднением скорости на границах;

Критерии сходимости: минимум математических расхождений; постоянство интегральных параметров от итерации к итерации, интегральные параметры: общий массовый расход, общий напор, потребляемая мощность насоса.

По математическим невязкам решение можно было остановить после 100-400 итераций, по интегральному параметру напору – только после 700-1000 итераций. Решение оказалось полностью сошедшимся по всем интегральным параметрам только после 5000 итераций. Таким образом, оценка интегральных параметров необходима после сходимости математических расхождений. Даже в полностью сошедшемся решении есть постоянные колебания параметров: напор – 0,01%; внутренний КПД – 1%.

Сравнивать непосредственно полный КПД и расчётный внутренний КПД нельзя. Экспериментальный КПД был пересчитан во внутренний, используя механический и расходный КПД. Данные для внутреннего КПД доступны только для номинального режима.

В ходе предварительных расчётов было установлено, что на выходе в коническом диффузоре присутствует вихрь, который влияет на резуль-

таты расчёта. При расчёте с дополнительными цилиндрическими насадками выявлено, что вихрь занимает примерно 3,7 калибров. При высоком напоре (малом массовом расходе) вихрь продолжается. В этом случае необходим насадок размером 7 калибров для корректного моделирования вихря.

В работе было исследовано влияние граничных условий на выходе: 1) тип “outlet” с заданием Static Pressure, 2) тип “outlet” с заданием Average Static Pressure, 3) тип “outlet” с заданием Mass Flow, 4) тип “opening” с заданием Opening Pressure.

Граничные условия Static Pressure и Opening Pressure повторяют друг друга и лучше сходятся с экспериментальными данными. При этом Opening Pressure требует меньше вычислительных затрат.

Часто, выбор типа сетки и модели турбулентности выполняется отдельно. Но каждая модель обладает довольно четкими требованиями к сетке, предусмотренными разработчиками модели и разработчиками программного обеспечения. Поэтому были протестированы следующие группы «сетка-турбулентность»:

- Mesh1 с размером первого элемента 1 мкм ($y^+=0.1...10$) и моделями турбулентности $k-\omega$ и $k-\epsilon$.
- Mesh2 с размером первого элемента 7 мкм ($y^+=0.7...70$), и моделями турбулентности $k-\epsilon$ и Spalart–Allmaras (SA).
- Mesh3 с размером первого элемента 7 мкм ($y^+=0.7...70$), дважды сниженным числом элементов (300000 элементов на одну лопаточную область) и моделями турбулентности $k-\epsilon$ и SA.

Модель турбулентности $k-\epsilon$ дает приемлемые результаты на номинальном режиме на всех сетках, включая грубую Mesh3. Для ненормальных режимов работы следует использовать модели турбулентности $k-\omega$ и $k-\epsilon$ с сеткой Mesh1. $k-\omega$ дает более эквидистантную кривую КПД и точнее прогнозирует тенденции потерь на всех режимах.

Таким образом, были определены наилучшие сочетания точности и расчётного времени для дальнейших расчётов. Улучшения итоговой модели следующие:

– дополнительные каналы: на входе по 0,5 калибров, на выходе с двумя вариантами длины: 4 калибра для номинального режима и 7 калибров для расчёта на других режимах.

– тип граничного условия «Opening: Opening Pressure» вместо «Outlet: Static Pressure».

– модели турбулентности и сетки в двух вариантах: «легкая» модель при использовании Mesh3 и $k-\epsilon$ для расчёта на номинальном режиме, и

«тяжелая» модель при использовании Mesh1 и k- ω для расчёта на всех других режимах.

На рисунке 2 и 3 представлено сравнение экспериментальных данных с расчётом, проведенным на адекватной модели с сеткой Mesh1, моделью турбулентности k- ω и типом граничного условия «Opening: Opening Pressure».

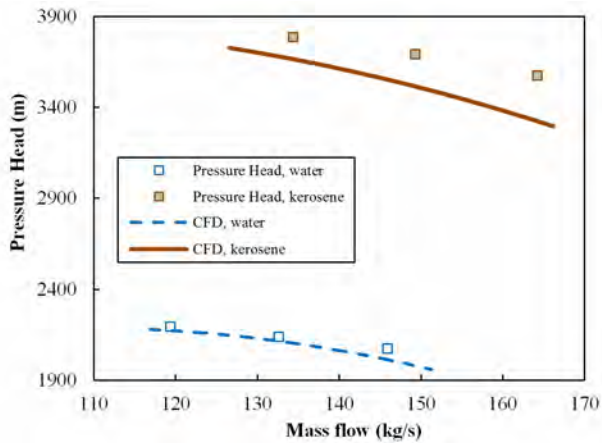


Рис. 2. Напорная характеристика

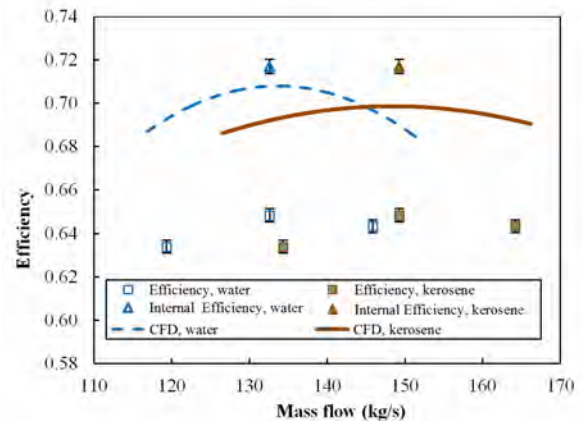


Рис. 3. КПД-характеристика

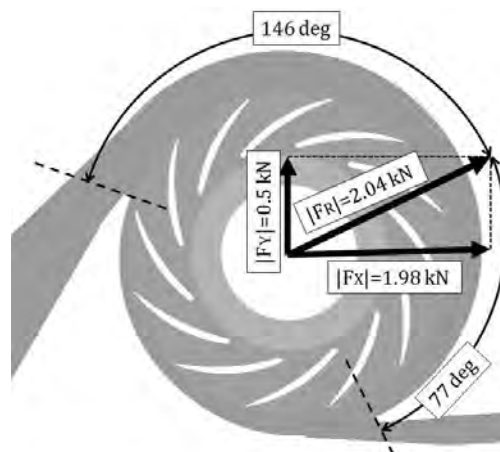


Рис. 4. Радиальная нагрузка на крыльчатку

Используя адекватную модель, был также проведен нестационарный расчёт для определения радиальной нагрузки на крыльчатку. Было определено направление и величина ($|FR| = 2.04$ кН) результирующей радиальной силы (рисунок 4).

Полученная методика моделирования может быть использована в будущем для оптимизации конструкции многоступенчатого насоса. Окончательная CFD-модель может быть использована для дальнейших исследований рабочих процессов в винтовых и центробежных частях насоса, чтобы выявить причины гидродинамических потерь и найти пути ее снижения.

УВЕЛИЧЕНИЕ ИМПУЛЬСА ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ МАСС ГАЗА В ВЫХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПУЛЬСИРУЮЩИМ ИЛИ СПИНОВЫМ ДЕТОНАЦИОННЫМ СЖИГАНИЕМ ТОПЛИВА

О. С. Боровкова, аспирант

Научный руководитель: В. И. Богданов, д-р техн. наук
ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Выполнен анализ газодинамических, тяговых характеристик, а также геометрических параметров известных пульсирующих ВРД [1] с учётом результатов исследований пульсирующего рабочего процесса в реактивных двигателях, полученных в ОАО «НПО «Сатурн» [2].

Характерно сильное влияние отношения длины L двигателя к его диаметру d на удельный расход топлива. При увеличении данного отношения, и соответственно объёма выходного устройства двигателя, растёт присоединённая отработанная масса газа, что приводит к увеличению импульса и снижению удельного расхода топлива (рис.1). При этом максимальное давление сгорания изменяется незначительно. На рис. 2 показана схема ПуВРД SNECMA 3340 «Escopette» с увеличенным L/d с удельным расходом топлива, близком к уровню, соответствующим малоразмерным ТРД. Результаты анализа соответствуют полученным в ОАО «НПО «Сатурн» результатам исследований [2].

Расчётно-теоретическим исследованием, при корректных допущениях, получены соотношения для определения тяговых характеристик с учётом присоединения отработанной (собственной) массы газа в условиях пульсирующего рабочего процесса для ВРД [3].

Пульсирующий рабочий процесс может быть осуществлён и в ракетных двигателях. Однако организация пульсирующего рабочего процесса (с периодическим сгоранием топлива) в ЖРД требует решения проблемы высокочастотной подачи топлива под большим давлением и его воспламенения. Для РДТТ последовательное детонационное сгорание разделённых, цикловых масс твёрдого топлива (с достаточно высокой детонационной способностью) с их последующим взаимодействием требует решения проблемы эксплуатационной безопасности.

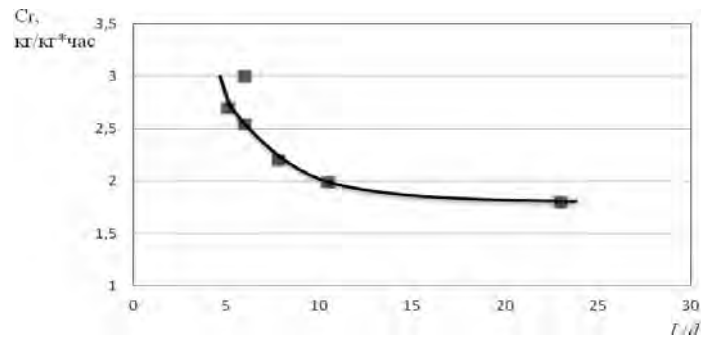


Рис. 1. Зависимость удельного расхода топлива от отношения длины двигателя к его диаметру (1 – AS014, 2 - AY-8-75C (США), 3 - SNCAN (Франция), 4 - Саундерс-РО (Англия), 5 - AS.1 (Германия), 6 - Escopette (Франция))

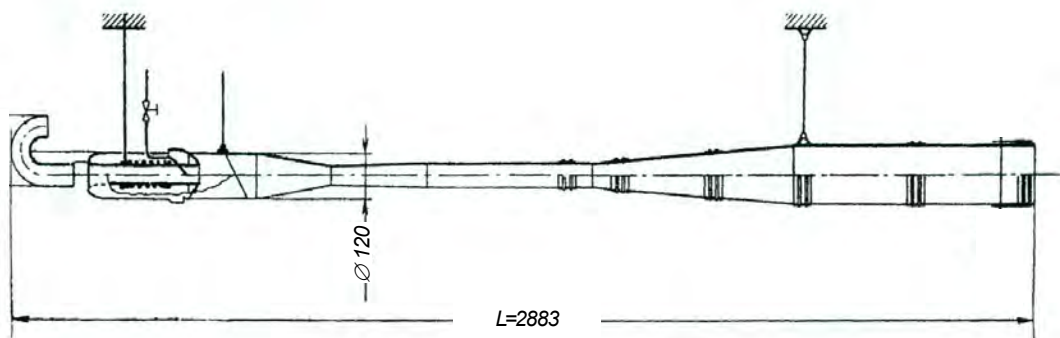


Рис. 2. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель SNECMA 3340 «Escopette»

Был проведен анализ результатов исследований детонации в ИГЛ (г. Новосибирск), который показал возможность такого же присоединения массы в косо́й ударной волне при непрерывном (не пульсирующем) спиновом детонационном сжигании топлива [4]. В РДТТ присоединение массы может быть организовано за счёт непрерывного послойного сгорания топлива, уложенного по спирали (рис. 3). При этом слои топлива герметично разделены специальной лентой, распадающейся под воздействием истекающих газов. Угол наклона спирали определяется скоростями сгорания и выброса газа в месте горения для получения в итоге его осевого выхода из двигателя. Т.е. сгорание идёт по спирали, а истечение газа по оси двигателя. При этом послойное истечение газа создаёт рабочие пульсации.

Оптимизация параметров пульсирующего течения газа в выходном устройстве с присоединением массы для реализации максимального увеличения импульса требует проведения большого объёма исследований.

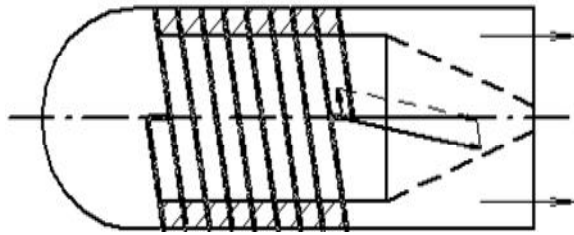


Рис.3. Схема РДТТ со спиновым детонационным сжиганием топлива.

Библиографический список:

1. Развитие бесклапанных ПуВРД. Маршал Р., П. Серванти – Bull. Assoc. maritime and airborne. 1963. №63. С.611-630.
2. Богданов В. И. Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующих реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности // ИФЖ. – 2006. – Т. 79. – – №3. – С. 85 – 90.
3. Богданов В.И., Боровкова О.С. Некоторые особенности определения тяговых характеристик пульсирующих реактивных двигателей. Вестник РГАТУ им. П.А. Соловьева. Рыбинск. 2013. №2. С.29-35.
4. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. - 423с.

УДК 67.02

ЛАЗЕРНАЯ СТЕРЕОЛИТОГРАФИЯ КАК ОСНОВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ СОЗДАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ ДЛЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В. Н. Матвеев, Л. С. Шаблий, А. В. Кривцов

ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

Газодинамические эксперименты являются необходимой частью любого газодинамического исследования. Для сокращения их сроков актуально создание экспериментальных образцов с помощью технологий быстрого прототипирования. В данной работе описаны преимущества применения для этих целей технологии лазерной стереолитографии, поскольку получаемые с её помощью модели максимально полно отвечают требованиям, предъявляемым к экспериментальным образцам для газодинамических исследований.

За время работы Межкафедральной лаборатории быстрого прототипирования СГАУ [1] её сотрудниками были созданы экспериментальные образцы для десятка газодинамических исследований, проводимых в научно-образовательном центре газодинамических исследований СГАУ [2], среди которых стоит выделить следующие:

- образцы малоразмерных турбомашин [3] (рис. 1);
- образцы вторичных поверхностей для испытания турбомашин (рис. 2);
- образцы катализатора [4, 5] и каталитической горелки [6] (рис. 3);
- образцы горелки для изучения потока PIV-методом (рис. 4);
- образцы лопастных насосов (рис. 5);

Накопленный опыт позволил сформулировать основные требования к образцам для газодинамических экспериментов: материал моделей должен обладать достаточной прочностью, жёсткостью и твёрдостью, чтобы выдерживать усилия, создаваемые набегающими потоками газа или жидкости, вибрации стенда, а также центробежные и гравитационные нагрузки. Он должен быть непроницаем для газа или жидкости, не должен впитывать или активно задерживать на себе рабочие среды.

Среди современных технологий быстрого прототипирования [7] только лазерная стереолитографическая наиболее полно удовлетворяет вышеописанным требованиям [8, 9]:

1. Стереолитографический полимер обладает высокой химической стойкостью, достаточной для проведения любых исследований: материал практически инертен к жидким углеводородам (бензин, керосин, масла), в течение десятков минут способен выдерживать воздействие сильных растворителей (спирт, нефтяные растворители, ацетон), потоков горячей (до 100°C) воды и воздуха. При сильном нагреве во время экспериментов с горением не плавится и сохраняет первоначальную форму в течение 0,5 – 1,5 с.

2. Материал твёрдый, плотный, непористый, однородный по структуре, непроницаемый для жидких сред. Это позволяет формировать экспериментальные образцы каналов сложных форм с гарантированным разделением внутренних полостей даже тонкими перегородками (толщиной 1 – 2 мм).

3. Высокая удельная прочность, достаточная для испытаний вращающихся моделей [10]. При прочности стереолитографического полимера 30-80 МПа (меньшие значения для агрессивных сред), и его плотности 1,0-1,1 г/см³, его удельная прочность составляет $(27\div 80)\times 10^3 \text{ м}^2/\text{с}^2$, что со-

поставимо с удельной прочностью чистого алюминия ($\sim 20 \cdot 10^3 \text{ м}^2/\text{с}^2$) или титана ($\sim 70 \cdot 10^3 \text{ м}^2/\text{с}^2$).



Рис. 1. Образцы центростремительного микротурбинного привода: сопловой аппарат (слева) и цельновыращенное закрытое рабочее колёсо (справа)

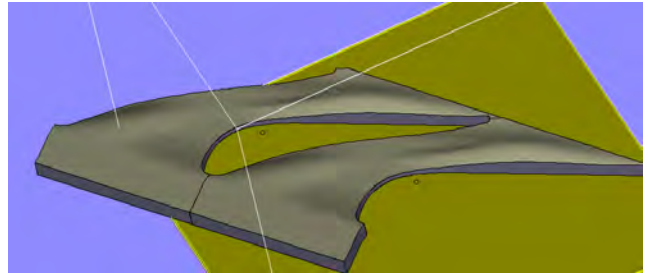


Рис. 2. Модель втулочной поверхности межлопаточного канала

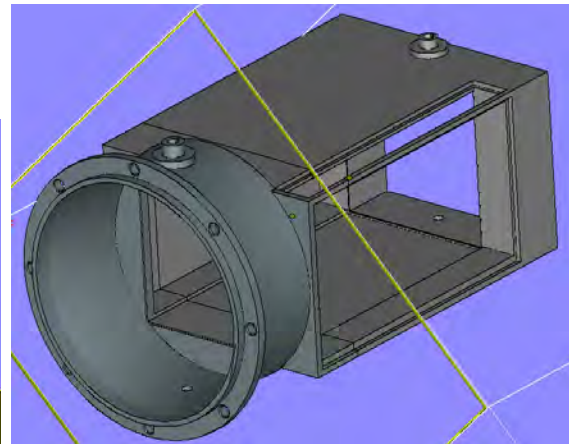


Рис. 3 Модель наполнителя катализатора (слева) и блок для его PIV-исследования (справа)



Рис. 4. Экспериментальный образец горелки с прозрачными окнами в наружной части для PIV-исследования потока в внутренней зоне



Рис. 5. Образец крыльчатки лопастного насоса для гидродинамических испытаний

4. Материал хорошо шлифуется и полируется. Могут быть получены модели любой степени гладкости, вплоть до глянцевых поверхностей. Кроме шлифовки может быть использована окраска любыми красками и лаками, включая термостойкие.

5. Высокая адгезия стереолитографического полимера обеспечивает качественное сцепление лакокрасочного покрытия с основой. Также это свойство позволяет создавать сборные модели, склеиваемые по частям, в

том числе из разнородных материалов. При этом модели могут склеиваться без возможности последующей разборки (с использованием сильных клеев), так и с возможностью разъединения склеенных деталей (при использовании силиконовых клеевых герметиков).

Специфические особенности экспериментальных образцов для газодинамических исследований, такие как большие внутренние полости, плавные обводы, галтели и т.д., позволяют использовать дополнительные преимущества лазерной стереолитографии, снижая стоимость изготовления образцов:

- в «расход» идёт только отверждённый полимер, а жидкий полимер из всех внутренних поверхностей сливается может быть использован повторно. Во-первых, это значительно сокращает конечную стоимость прототипа, а во-вторых, позволяет создавать зацело такие детали, которые невозможно выполнить неразъёмными, пользуясь другими технологиями (рис. 6).

- модели в процессе формирования опираются на так называемые подпорки, создаваемыми из того же материала, что и сам прототип. При плавных обводах прототипа количество подпорок оказывается минимальным, так как поддерживающие слои формируются только для сильно нависающих поверхностей, а не для всех, в отличие от, например, 3Д-печати (рис. 7).

Коробление моделей вследствие усадки фотополимера при изготовлении газодинамических экспериментальных образцов практически отсутствует, поскольку образцы, как правило, имеют размеры одного порядка по всем трём измерениям.



Рис. 6. Элементы турбомашин, изготовленные зацело

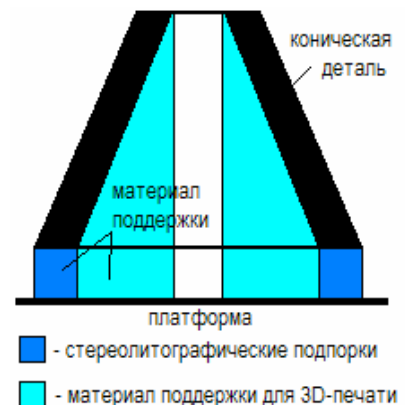


Рис. 7. Сравнения объёма поддерживающего материала

Ещё одним преимуществом лазерной стереолитографии является то, что прототипы могут использоваться в качестве мастер-моделей, по которым с помощью технологий литья в силиконовые формы [11] могут быть

отлиты восковые модели, а по ним - уже металлические отливки. В СГАУ успешно выполняются такие работы.

Таким образом, при изготовлении моделей для газодинамических исследований выгоднее всего использовать технологию лазерной стереолитографии, поскольку получаемые с её помощью прототипы максимально полно отвечают требованиям, предъявляемым к экспериментальным образцам для газодинамических исследований.

Библиографический список:

1. Сайт Межкафедральной лаборатории быстрого прототипирования СГАУ. <http://mlbp.narod.ru/>
2. Сайт научно-образовательного центра газодинамических исследований <http://secfdr.ssau.ru/>
3. Шаблий Л.С. Метод и средства газодинамического проектирования и доводки выходных устройств центростремительных микротурбинных приводов: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.07.05 / Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева. Самара, 2012.
4. Кныш Ю.А., Цыбизов Ю.И., Дмитриев Д.Н., Горшкалев А.А. Формирование микровихревых потоков газа в каналах блочного катализатора с компланарными каналами // Вестник СГАУ №3(41), Ч.1/Самара: СГАУ, 2013 г., с. 113-118
5. Кныш Ю.А., Цыбизов Ю.И., Дмитриев Д.Н., Горшкалев А.А. Формирование в каналах блочного катализатора микровихревых потоков газа с интенсивной закруткой // Вестник СГАУ № 3 (34) Ч.3/Самара: СГАУ, 2012 г., с. 121-125
6. Малоэмиссионная каталитическая горелка: патент. Кныш Ю.А., получен 03.12.2014.
7. Сайт центра быстрого прототипирования НАМИ. <http://rp-salon.weebly.com/>
8. Лаборатория лазерного синтеза объёмных изделий ИПЛИТ РАН <http://shatura.laser.ru/Rapid/>
9. Матвеев В.Н., Шаблий Л.С. Опыт освоения оборудования быстрого прототипирования при изготовлении моделей деталей двигателей летательных аппаратов // Новые материалы и технологии - НМТ-2008. Материалы Всеросс. научно-техн. конф. Москва, 11-12 ноября 2008 г. В 3 томах. Т 2. - М.: МАТИ, 2008. - С. 65-66.
10. Шаблий Л.С. Исследование применимости технологии лазерной стереолитографии для изготовления турбоприводов. Сборник конкурсных докладов VIII Всероссийского молодежного Самарского конкурса

конференции научных работ по оптике и лазерной физике (Самара, 17-20 ноября 2010 года). - Самара: Изд-во «Самарский университет», 2010. – С. 275-281.

11. Сайт Лаборатории аддитивных технологий СГАУ.
<http://www.ssau.ru/struct/deps/pdla/lat/>

УДК 62-1/-9

ОПЫТ ТРЕХМЕРНОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. В. Кривцов, Л. С. Шаблий, О. В. Батулин, В. Н. Матвеев

ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

Как известно для газотурбинного двигателя (ГТД), работающего на установившемся режиме должны выполняться три закона сохранения: массы, мощности и частот вращения роторов. По этой причине при CFD моделировании рабочего процесса в ГТД должны быть соблюдены следующие основные закономерности:

- массовый расход рабочего тела на границах смежных расчетных зон должен быть одинаковым;
- величина среднемассовой полной энтальпии потока на границах смежных расчетных зон должна сохраняться постоянной;
- величины давления, температуры и скоростей, а также их распределение на границах расчетных зон должны быть идентичными;
- частоты вращения компрессора и турбины должны совпадать;
- мощности (крутящие моменты) на роторах моделей компрессора и турбины должны совпадать.

Авторами были сформулированы два подхода CFD-моделирования рабочего процесса в газогенераторе ГТД:

- с использованием нескольких специализированных программ, каждая из которых является наиболее подходящей для описания рабочего процесса конкретного узла;
- в единой универсальной программе, позволяющей проводить одновременное моделирование процессов сразу во всех узлах газогенератора.

Первый подход позволяет рассчитать рабочий процесс в каждом узле в наиболее подходящей для этого программе с оптимальными настройками модели и решателя и привлечением наиболее подходящих физических моделей. Это обеспечивает более качественное моделирование процессов и требует меньших вычислительных ресурсов, так как элементы ГТД рассчитываются по отдельности. Недостаток данного подхода заключается в необходимости организации обмена данными между узлами, моделируемыми в разных программах, что затрудняется тем, что они обычно используют разные форматы описания входных/выходных данных и свойств рабочего тела. Другой недостаток - одностороннее влияние параметров предыдущего элемента на узел, расположенный ниже по потоку. Для полноценного моделирования рабочего процесса в газогенераторе в разных программах необходимо организовывать серию итерационных расчетов с многократным уточнением граничных условий.

Этих недостатков лишен второй подход. В едином универсальном CFD программном комплексе создается расчетная модель, состоящая из нескольких узлов, и обмен данными между ними легко организуется с помощью стандартных инструментов программы. Однако в данном случае настройки модели являются «универсальными» и порой неоптимальными для каждого узла.

В работе был сделан шаг в направлении практического освоения технологий связанного CFD-моделирования рабочего процесса ГТД. Проведенные расчетные исследования показали, что результаты, получаемые с помощью разработанной расчетной модели, хорошо согласуются с существующими физическими представлениями и термодинамическими расчетами. Однако в ходе выполнения работы были выявлены значительные сложности. В первую очередь, связанные с большим временем счета и потребными вычислительными ресурсами, неустойчивостью процесса решения, большим количеством используемых допущений. Кроме того расчетчик, проводящий данное исследование, должен обладать соответствующей квалификацией и одинаково хорошо разбираться в рабочих процессах всех узлов, совместной работе узлов ГТД, термодинамике и численном моделировании газовых потоков и процессов горения.

Тем не менее, численное моделирование рабочего процесса в ГТД имеет большие перспективы, поскольку позволяют моделировать взаимное влияние узлов друг на друга, исследовать воздействие любых условий работы и изменения формы элементов проточной части на характеристики ГТД и все узлы, входящие в его состав. По этой причине исследования в данном направлении необходимо продолжать.

УДК 621.438

ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ТРЕХМЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БЕДНОГО СРЫВА ПЛАМЕНИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ LES

Р. А. Зубрилин, И. А. Зубрилин, Н. К. Серенков, С. Г. Матвеев
ФГАОУ ВО «Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева»

Моделирование процессов в камере сгорания является одной из наиболее сложных задач при проектировании ГТД. Связано это с наличием большого количества одновременно протекающих физико-химических процессов, основными из которых являются турбулентные течения и химические преобразования с тепловыделением, а также их взаимодействие между собой. Физико-химические процессы в камерах сгорания ГТД имеют широкий диапазон как временных, так и линейных масштабов. В настоящее время для моделирования турбулентных течений наиболее приемлемым подходом с точки зрения достоверности результатов описания турбулентных структур, универсальности модели (по сравнению с подходом решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, (U)RANS) и вычислительных затрат (по сравнению с прямым численным моделированием, DNS) является подход моделирования крупных вихрей (LES). В тоже время при использовании LES для исследования процессов горения существует ряд нерешенных методических задач, одной из которых является определение наиболее рационального размера конечного элемента. Масштабы турбулентности больше размера конечного элемента называются разрешаемые или надсеточные, а меньше – моделируемые или подсеточные масштабы. При этом при уменьшении размера элемента разрешаемая часть турбулентных масштабов увеличивается, а моделируемая уменьшается. Для химических процессов актуальной задачей является определение рационального набора химических реакций и их кинетических констант, особенно при высоких давлениях и начальной температуре. Для турбулентно-химического взаимодействия важной задачей является определение турбулентной скорости распространения пламени при известной ламинарной скорости распространения пламени.

В данной работе представлены влияния размера конечных элементов на результаты расчета бедного срыва пламени в модульной вихревой горелке. Модульная вихревая горелка (МВГ) – это элемент фронтального уст-

ройства камеры сгорания газотурбинного двигателя, имеющая на выходе из завихрителя цилиндрический насадок, выполняющий роль предкамеры. Схема МВГ представлена на рисунке 1, а значения геометрических параметров в таблице 1.

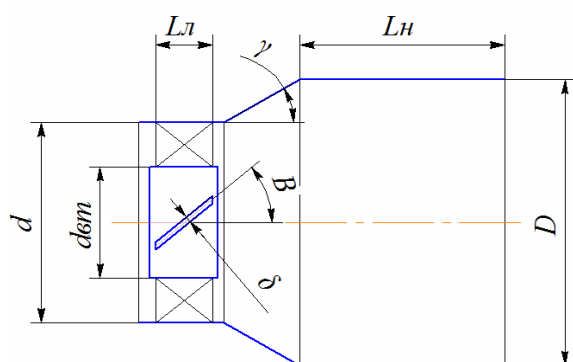


Рис. 1. Схема МВГ

Таблица 1
Геометрические параметры МВГ

Длина насадка	L_n	36 мм
Длина лопаток	L_l	10 мм
Диаметр насадка	D	51.48 мм
Диаметр втулки	$d_{вт}$	20 мм
Диаметр завихрителя	d	36 мм
Толщина лопаток	δ	1 мм
Количество лопаток	n	6 штук
Угол раскрытия диффузора	γ	30°
Угол установки лопаток	β	60°

Исследование проводилось на предварительно перемешанной смеси СЗН8-воздух при атмосферных условиях. В целях уменьшения времени расчётов определялась граница выходной области (атмосферы) не влияющая на результаты расчёта. Расчёты производились на шести вариантах конечно-элементных сеток в диапазоне размеров от 0.237 до 20.8 млн. ячеек. При этом линейный размер элемента в зоне горения изменялся от 0,16 до 0,04 мм. Конечно-элементная сетка - структурированная. Расчет производился в программном комплексе AnsysFluent 15.0. Подход к моделированию турбулентности – метод крупных вихрей с динамической моделью Смагоринского – Лилли для моделирования подсеточной турбулентности. Для моделирования турбулентно-химического взаимодействия использовались три подхода:

Расчет с использованием ламинарной скорости распространения пламени (ЛСРП).

Расчет с использованием турбулентной скорости распространения пламени (ТСРП).

Расчет с использованием скорости распространения пламени как наименьшей (лимитирующей) из двух предыдущих (Л/ТСРП).

При первом подходе нормальная скорость распространения ламинарного пламени задавалась в виде функции от восстановленной концентрации топлива при известной начальной температуре и давлении. В данном случае нет необходимости на каждой итерации решать систему нелинейных уравнений химической кинетики, а функция задается в виде подготовленной перед расчётом библиотеки типа флеймлет.

Для второго подхода турбулентная скорость распространения пламени определялась, используя ламинарную скорость распространения пламени и характеристики подсеточной турбулентности.

В результате исследования были получены следующие данные: расходные характеристики горелки, коэффициент избытка воздуха при котором происходит бедный срыв пламени (α_{bc}) для разных моделей горения и размеров конечно-элементных сеток, срывная характеристика по бедному составу смеси для выбранной модели горения и конечно-элементной сетки, полнота сгорания в МВГ и прочие её параметры. При выполнении расчета на разных сетках и моделях горения бедный срыв пламени определялся при постоянном расходе смеси на входе и увеличении коэффициента избытка воздуха. Результаты расчетного исследования сопоставлены с экспериментальными данными.

Одним из результатов работы является вывод о том, что возможно получить сеточную независимость решения при использовании LES совместно с подходом ЛСРП для моделирования бедного срыва пламени. На рисунке 2 показано, что с увеличением количества элементов в модели α_{bc} стремится к постоянной величине при использовании подхода ЛСРП. Для двух других подходов α_{bc} уменьшается (рисунок 2).

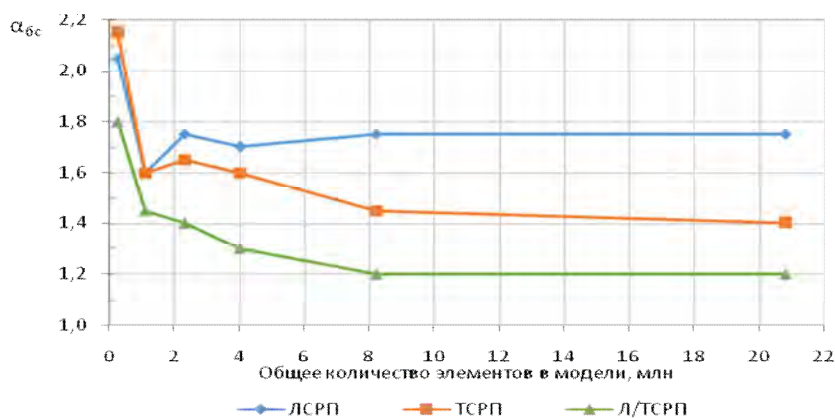


Рис. 2. Влияние количества элементов и модели горения на результаты расчета бедного срыва пламени в модульной горелке

В дальнейшем необходимо определить влияние размера конечных элементов для различных режимов горения заранее перемешанной смеси (по диаграмме Борги), обобщить полученные результаты, определить критерий размера конечного элемента в зоне горения и область его применения, исходя из режимов горения.

УДК 621.3.08

ЭФФЕКТИВНОСТЬ СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА В ВИХРЕВЫХ ГОРЕЛОЧНЫХ УСТРОЙСТВАХ

О. А. Евдокимов, канд. техн. наук, доцент, А. И. Гурьянов, д-р техн. наук,
доцент

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П. А. Соловьева»

Возможность повышения эффективности рабочего процесса камер сгорания авиационных двигателей и энергоустановок, горелочных модулей технологического бытового и строительного назначения связана с необходимостью исследований, направленных на увеличение качества смесиобразования и полноты сгорания топлива, снижение эмиссии загрязняющих атмосферу соединений, сокращение сажеобразования, поиск механизмов управления процессом горения. Одним из способов интенсификации процессов смешения и горения является применение вихревых горелочных устройств, позволяющих обеспечить высокую степень однородности топливовоздушной смеси при сокращении массогабаритных характеристик.

Исследования динамики выгорания предварительно перемешанных топливовоздушных смесей показали, что существенное влияние на протяженность зоны горения и эффективность горелочного устройства в целом оказывает режим течения, определяемый числом Re (рис. 1). Видно, что зависимость носит экстремальный характер со значением максимума в диапазоне $10000 < Re < 12000$. В области ламинарного и переходного течения смеси ($Re < 10000$) повышение числа Re приводит к увеличению протяженности зоны горения. С другой стороны, в области $Re > 12000$ наблюдается обратный эффект, сопровождаемый интенсивным выгоранием смеси и повышением полноты сгорания топлива. Следует также отметить, что при достижении значения $Re \approx 25000$ и дальнейшем увеличении числа Рейнольдса вплоть до верхнего предела исследуемого диапазона ($Re \approx 50000$) протяженность зоны горения смеси слабо зависит от режима течения и медленно увеличивается от значения $\bar{V} = 1,74$ до $\bar{V} = 1,81$.

Результаты экспериментальных исследований аппроксимированы с помощью уравнения

$$\eta = 1.21 \cdot (0.48 \cdot \ln(\bar{V}) + 0.71) \cdot (-0.0426 \cdot \alpha^2 + 0.1742 \cdot \alpha + 0.75) \cdot (8.3 \cdot 10^{-11} \cdot Re^2 - 4.63 \cdot 10^{-6} \cdot Re + 0.995). \quad (1)$$

Полученное уравнение позволяет построить поверхности вида $\eta = f(\bar{V}, \alpha)$, показанные на рис. 2 для значений $Re = 5460$ и $Re = 27300$.

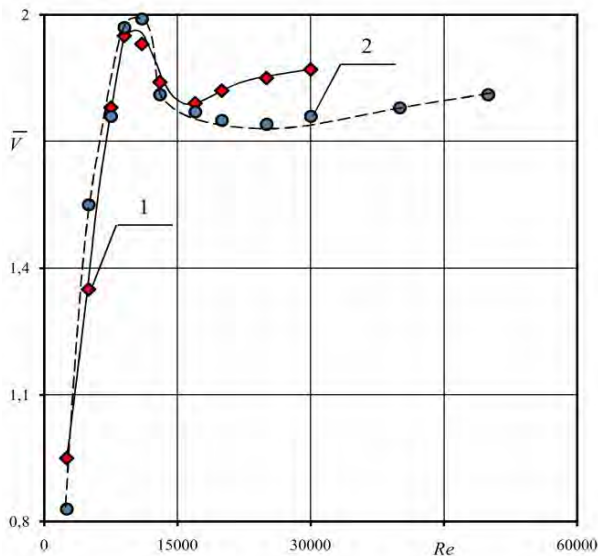


Рис. 1. Зависимость протяженности зоны горения топливовоздушной смеси при значении $\alpha = 1,0$ от числа Re

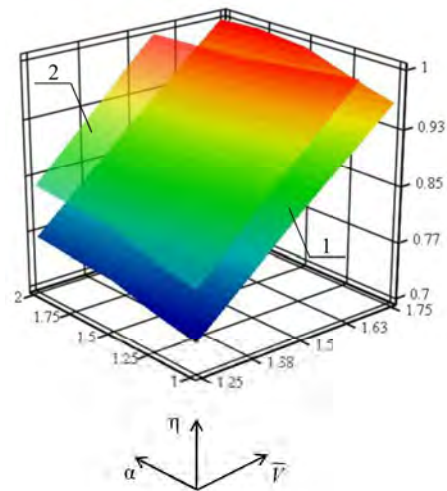


Рис. 2. Зависимость $\eta = f(\bar{V}, \alpha)$ при значениях числа Re : 1 – $Re = 27300$; 2 – $Re = 5460$.

Известно, что термогазодинамические процессы в горелочных устройствах с закруткой потока наиболее приближены к процессам, протекающим в реакторе идеального смешения, в результате чего тепловыделение в единице объема значительно больше, чем при реализации других известных моделей горения [2].

С целью изучения характерных особенностей горения в закрученном течении проведены экспериментальные исследования горелочного модуля на основе вихревого прямоточного эжектора. В качестве топлива использовался газ пропан, в качестве окислителя – сжатый воздух. В результате исследований получены зависимости, характеризующие влияние коэффициента избытка воздуха α и числа Re на протяженность зоны горения, выраженную в виде относительного объема $\bar{V} = V/V_{\text{burn}}$, где V_{burn} – объем проточной части горелочного модуля, представленные на рис. 6.

Очевидно, что при малых значениях коэффициента избытка воздуха $\alpha \leq 0.5$ реализуется диффузионный механизм горения топлива, характеризуемый значениями $10 \leq \bar{V} \leq 70$. Последующее увеличение α и переход через стехиометрическое значение обуславливают сокращение зоны горения до значений $1.5 \leq \bar{V} \leq 2.5$, и приводят к отрыву пламени для исследованных режимов течения в области $1.2 \leq \alpha \leq 1.4$. Математический анализ экспериментальных данных позволил обобщить их в рамках выражения

$$\bar{V} = 2500 \cdot Re^{-0.86} \alpha^{-2.1}. \quad (2)$$

Исследования эффективности сжигания топлива в вихревых горелочных устройствах с газодинамическим противотоком периферийного и приосевого течений подтверждают существенное влияние коэффициента избытка воздуха и режима течения на формирование зоны горения. Влияние отмеченных параметров на протяженность зоны горения проиллюстрировано на рис. 4. Полученные результаты позволяют выполнить их обобщение в рамках выражения

$$\bar{V} = 6 \cdot 10^6 \cdot \text{Re}^{-2.1} \alpha^{-1.3}. \quad (3)$$

При значениях $\alpha > 1$ процесс горения полностью завершается в объеме проточной части горелки, а на выходе из сопла диафрагмы наблюдается слабосветящийся в голубой области спектра поток продуктов полного сгорания. При приближении к стехиометрии и повышении температуры горения значительно возрастают тепловые потоки на элементы конструкции горелки.

При дальнейшем уменьшении коэффициента избытка воздуха и переходе в «богатую» область, часть элементарных объемов топливовоздушной смеси догорает в диффузионном факеле с эжекцией из атмосферы дополнительных масс воздуха, необходимых для завершения реакции. Этот же режим работы в «богатой» области по составу смеси характеризуется заметным ростом концентрации промежуточных продуктов реакции и несгоревших углеводородных компонентов топлива.

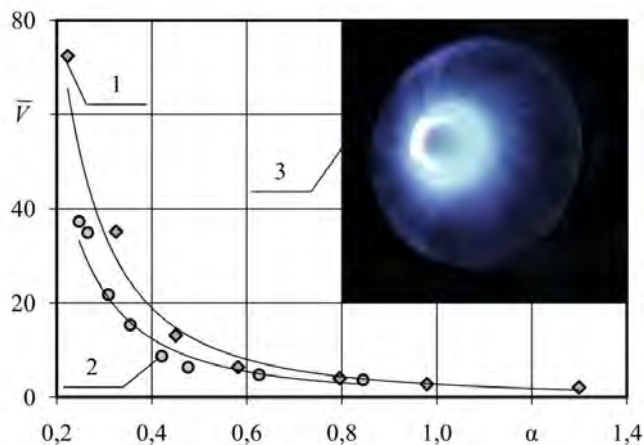


Рис. 3. Зависимость относительной протяженности зоны горения от коэффициента избытка воздуха: 1 – $\text{Re} = 2550$; 2 – $\text{Re} = 4450$; 3 – Фотография зоны горения на режиме $\alpha = 1.2$; $\text{Re} = 2550$

Полученные результаты экспериментальных исследований, обобщенные в виде графических и математических зависимостей, позволяют выполнить аналитическую экспресс-оценку формирования зоны горения в

вихревых горелочных устройствах и эффективности сжигания топлива в них.

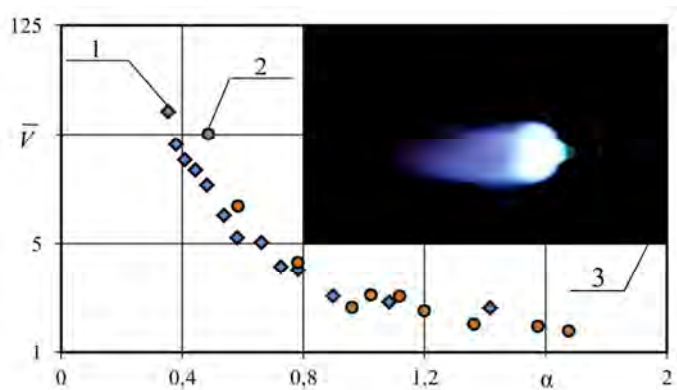


Рис. 4. Зависимость относительного объема зоны горения от коэффициента избытка воздуха: 1 – $Re = 7850$; 2 – $Re = 7050$; 3 – Фотография зоны горения на режиме $\alpha = 0.49$; $Re = 7050$

Библиографический список:

1. Евдокимов О.А., Гурьянов А.И. Исследование динамики выгорания топлива в камерах сгорания ГТД и устройствах энергетического назначения // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева. 2013. № 4 (27). С. 36-42.

2. Гурьянов А.И., Пиралишвили Ш.А. Экспериментальное и теоретическое исследование механизмов горения в ограниченном закрученном потоке. // Тепловые процессы в технике. 2009. Т. 1. №. 5. С. 170-177.

3. Пиралишвили Ш. А., Гурьянов А. И. Вихревые горелки с противотоком // Конверсия в машиностроении – Conversion in machine building of Russia. 2008. № 1. С. 11 – 16.

ОПЫТ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВУХФАЗНЫХ ТЕЧЕНИЙ СО СВОБОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

А. В. Минаков^{1,2}, А. А. Дектерев^{1,2}

¹ФГОАУ ВПО «Сибирский федеральный университет», г. Красноярск

²Институт теплофизики СО РАН, г. Новосибирск

Проведенный анализ литературы показал, что на сегодняшний день наиболее реалистичные результаты по моделированию первичного распыла при приемлемых вычислительных затратах получаются при помощи эйлерово-лагранжевой модели распыла (ELSA) [1-7]. На сегодняшний

день эта методика реализована в коммерческий пакетах Star-CD и Kiva-3D и нескольких некоммерческих исследовательских программах. В пакет ANSYS этой методики нет. И поскольку существующими реализованными моделями в полной мере решить задачу первичного распыла не удастся, было принято решение самостоятельно реализовать ELSA методику в программе ANSYS Fluent. Это возможно сделать при помощи библиотеки User defined functions (UDF). Существует несколько вариантов реализации ELSA модели. В данной работе за основу была принята методика описанная в работе Lebas [6-7]. Данная методика была реализована в пакет ANSYS Fluent. В качестве тестового примера была рассмотрена модельная задача струйного распыла керосина. Постановка этой задачи следующая. Через сопло диаметром 100мкм со скоростью 100м/с в окружающее пространство истекает струя жидкости. Свойства жидкости и окружающей среды приведены в таблице 1. Данная задача является модельной, однако она позволяет верифицировать правильно ли реализована модель.

Таблица 2.

Постановка задачи

Liquid injection	Turbulent intensity 5%	Turbulent length scale 10 μm	Velocity 100 m s^{-1}	Injector diameter 100 μm
Property	Surface tension 0.06 kg s^{-2}	Liquid density 696 kg m^{-3}	Gas density 50 kg m^{-3}	Liquid viscosity $1.2 \times 10^{-3} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$

Сопоставление результатов моделирования было приведено с результатами расчетов полученных с помощью DNS [6]. Картина распыла и дробления капель для данной задачи получаемая с помощью DNS приведена на рис. 1.

При помощи реализованной ELSA методики эта задача решалась в двумерной осесимметричной постановке. Геометрия расчетной области приведена на рис. 2. Диаметр расчетной области 2 мм, длина 5 мм. На входе задавалось фиксированное значение скорости жидкости. На выходе условия свободного истечения. Для моделирования турбулентности использовалась стандартная k-е модель. Для моделирования распыла реализованная с помощью UDF ELSA модель. Для аппроксимации конвективных потоков уравнений движения, массовой доли жидкости и поверхностной плотности использовались схемы второго порядка аппроксимации, для аппроксимации турбулентных характеристик использовались схемы первого порядка.

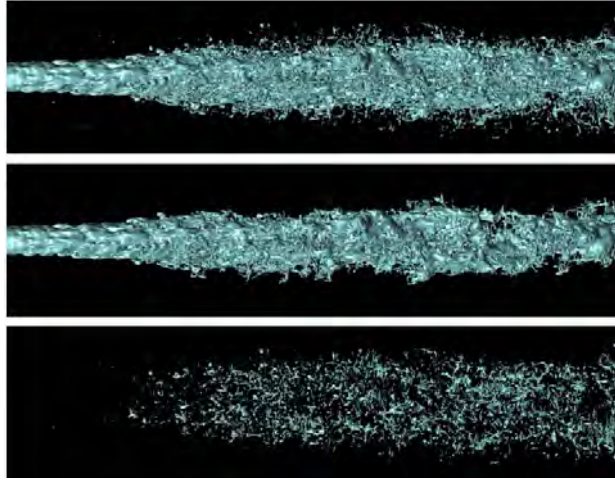


Рис. 1. Результаты моделирования распыла с помощью DNS [6].

Результаты моделирования данной задачи с помощью ELSA model показаны на рис. 2-4. Качественное и количественное сопоставление результатов основных характеристик двухфазной среды с имеющимися данными DNS и расчетами других авторов показано на рис. 2...4. Видно, что наблюдается хорошее качественное и количественное согласие как по распределению объемной доли жидкости, так и по поверхностной плотности межфазной границы. Таким образом, можно сделать выводы о том, что ELSA методика была реализована корректно. На этом тестирование данной методики еще не закончено. В дальнейшем будет рассмотрено несколько реальных тестов и проведено сопоставление результатов расчета с натурным экспериментом.

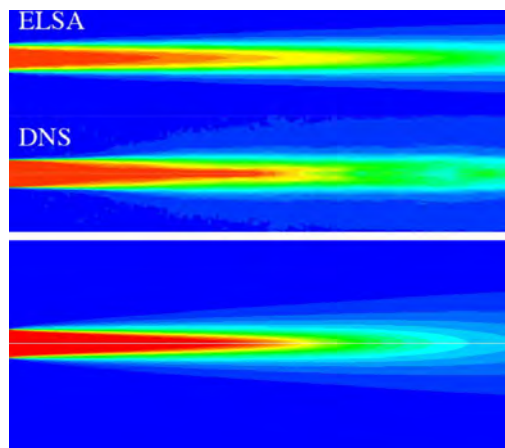


Рис. 2. Изолинии осредненной объемной доли жидкости в центральном сечении струи. Верхний рисунок - расчет ELSA моделью из работы [6], средний рисунок - DNS, нижний - наши результаты

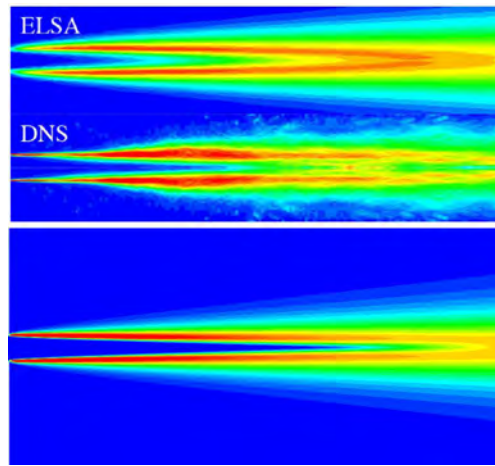


Рис. 3. Изолинии осредненной поверхностной плотности границы в центральном сечении струи. Верхний рисунок - расчет ELSA моделью из работы [6], средний рисунок - DNS, нижний - наши результаты

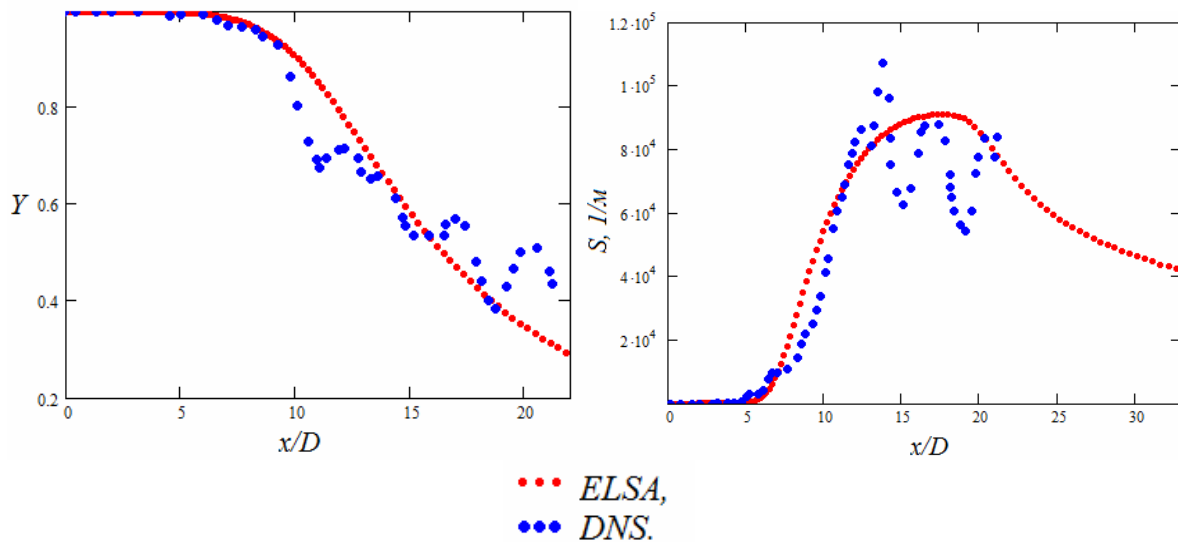


Рис. 4. Профили осредненной объемной доли жидкости (а) и осредненной поверхностной плотности границы на оси струи. Верхний график результаты из работы [6], нижний - наши результаты

Библиографический список

1. Vallet A, Burluka AA and Borghi R (2001) Development of a Eulerian model for the atomization of a liquid jet. *Atomization and sprays*, vol. 11, pp. 619-642
2. Beau PA (2006) *Modelisation de l'atomisation d'un jet liquide - Application aux sprays diesel*. Ph.D. Thesis, University of Rouen. 30. Lebas R (2007) *Modelisation Eulerienne de l'Atomisation haute pression -Influences sur la vaporisation et la combustion induite*. Ph.D. Thesis, University of Rouen.
3. De Luca M, Vallet A and Borghi R (2009) Pesticide atomization modeling for hollow-cone nozzle. *Atomization and sprays*, vol. 19(8), pp. 741-753.

4. Ning W, Reitz RD, Diwakar R and Lippert AM (2009) An Eulerian-Lagrangian spray and atomization model with improved turbulence modeling. *Atomization and sprays*, vol. 19(8), pp. 727-739.

5. Desportes A, Zellat M, Desoutter G, Liang Y and Ravet F (2010) Application of the Eulerian-Lagrangian spray atomization (ELSA) model for the Diesel injection simulation. *Proc. THIESEL 2010, Valencia, Spain*, pp. 139-150.

6. R. Lebas, T. Menard, P.A. Beau, A. Berlemont, F.X. Demoulin. Numerical simulation of primary break-up and atomization: DNS and modelling study. *International Journal of Multiphase Flow* 35 (2009) 247–260.

7. B. Duret, J. Reveillon, T. Menard, F.X. Demoulin. Improving primary atomization modeling through DNS of two-phase flows. *International Journal of Multiphase Flow* 55 (2013) 130–137.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ШУМА ДО- И СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ

А. В. Минаков^{1,2}, А. А. Дектерев^{1,2}

¹ФГОАУ ВПО «Сибирский федеральный университет», г. Красноярск

²Институт теплофизики СО РАН, г. Новосибирск

Моделирование шума турбулентных струй имеет большое практическое значение в авиационной и ракетной технике и различных технологических процессах и некоторых природных явлениях. Задача моделирования шума является, пожалуй, одной из самых сложных задач в вычислительной гидроаэродинамики. Поскольку требует не только аккуратного описания турбулентного течения, что само по себе является очень сложной задачей, но и описания распространения на длительные расстояния звуковых волн. На сегодняшний день существует множество различных подходов к описанию турбулентного шума. Это и прямое моделирование акустического поля с полным разрешением акустических волн в пространстве и времени. И различные эмпирические модели, основанные на RANS подходе. И модели, основанные на акустической аналогии Лайтхилла (метод Кирхгофа и FWH метод). Первый подход является чрезвычайно затратным, второй не универсален, и поэтому наибольшие достижения в моделирования шума относятся в первую очередь к последнему подходу.

В данной работе для расчета шума турбулентных струй использовался интегральный метод Фокса – Уильямса – Хокинга (FWH) реализо-

ванный в пакете программ ANSYS FLUENT (академическая лицензия). Данный подход является оптимальным компромиссом между точностью и экономичностью метода. Этот подход позволяет прямым методом моделирования акустики рассчитать основные источники генерации шума, и далее рассчитать распространение звуковых волн в пространстве при помощи аналитического решения на какие угодно удаления от источников шума. При этом область мелкой сетки необходимой для аккуратного описания турбулентных структур можно ограничить непосредственно турбулентной областью струи, а в остальном пространстве без потери качества решения использовать достаточно грубую сетку. Судя по публикациям метод Фокса – Уильямса – Хокинга (FWH) на сегодняшний день можно считать самым аккуратным для описания шума в дальнем поле турбулентных до и сверхзвуковых струй.

Для моделирования турбулентности при расчете акустических течений использовалась методика моделирования крупных вихрей LES. Согласно которой для описания турбулентных течений необходимо решение “отфильтрованных” уравнений Навье-Стокса. Для замыкания использовалась модель подсеточной вязкости WALE.

Для тестирования описанной выше методики моделирования акустики было проведено решение нескольких задач струйного истечения газа из сопел различной конфигурации в окружающую среду. При этом были рассмотрены известные акустические тесты Tanna и Viswanathan: дозвуковая струя $M=0.6$, околосзвуковая струя $M=0.9$ и сверхзвуковая струя $M=1.48$. Температурный фактор струи варьировался от 1 до 2.27. Кроме того в качестве тестов были рассмотрены результаты акустических измерений полученных в ИТПМ СО РАН группой В.И. Запрягаева и В.М. Бойко: сверхзвуковая недорасширенная струя с параметр нерасчетности 1,2 и 2,64.

Количественное сопоставление расчетных и измеренных в эксперименте [1] треть-октавных спектров шума для одной из тестовых дозвуковых задач представлено на рис.1. Видно, что расчетные спектры шума, полученные на самой детальной расчетной сетке с точностью до нескольких дБ согласуются с экспериментальными данными практически для всех значений полярного угла Θ вплоть до значений чисел Струхала ($St = f \times D/U$) равных 6-7.

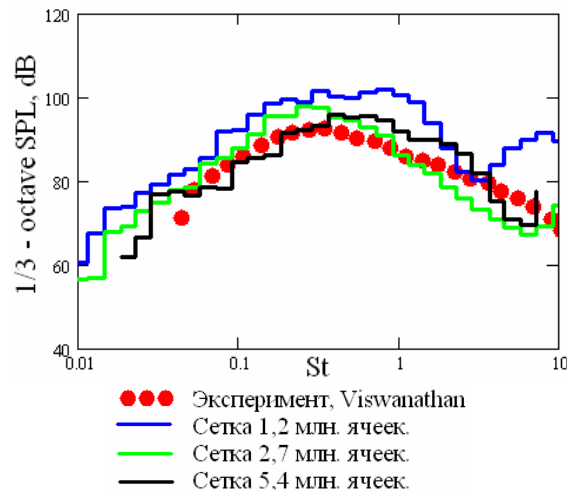


Рис.1. Треть октавный спектр шума в направлении $\Theta=150^\circ$ на удалении $98D$ от сопла. Холодная околосзвуковая струя $M = 0.9$

На рис. 2 показана мгновенное поле статического давления сверхзвуковой недорасширенной струи с параметр нерасчетности 1,2. На рис. 3 приведено сравнение экспериментального и расчетного спектров шума для данного варианта в точке расположенной на расстоянии 1.05м от среза сопла под углом 100° к оси струи. Как видно наблюдается удовлетворительное согласие.

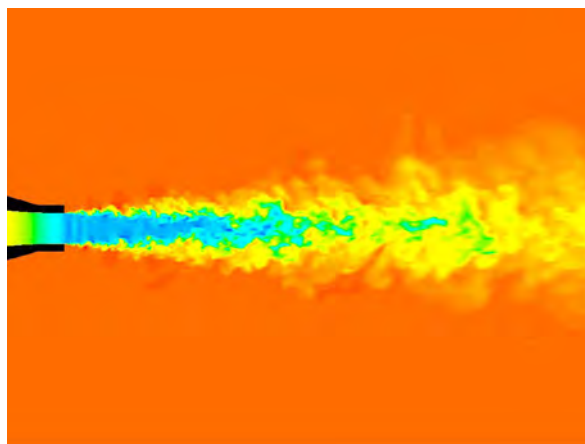


Рис. 2. Изолинии давления – $NPR=2$

В целом результаты тестирования показали, что использованная численная методика на расчетных сетках из нескольких миллионов узлов позволяет с точность до нескольких дБ предсказывать спектральные характеристики шума неизотермических дозвуковых струи в широком диапазоне полярного угла вплоть до значений числа Струхала равных 3-4. Несколько хуже получаются результаты при моделировании шума от сверхзвуковых струй. Для адекватного описания шума от сверхзвуковых струй в среднем требуется более детальная сетка, чем для дозвуковых струй. Кроме того, при моделировании шума от сверхзвуковых струи очень важным является аккуратное задание параметров на срезе сопла.

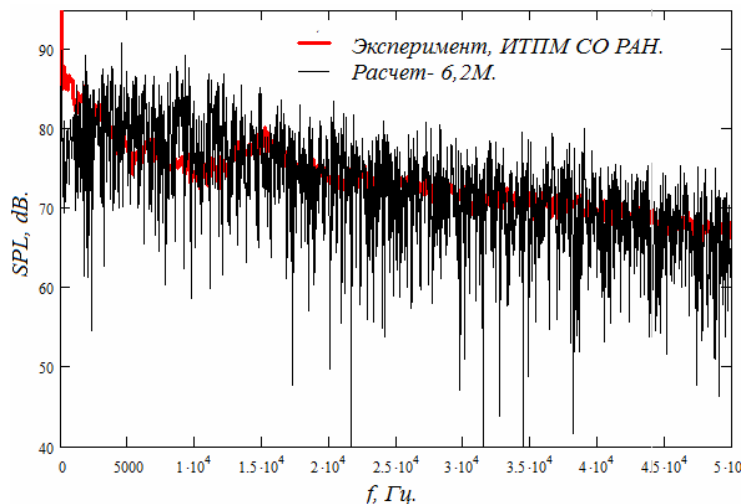


Рис. 3. Узкополосный спектр шума в направлении $\Theta=100^\circ$ от оси струи

Библиографический список

1. Viswanathan, K., Shur, M.L., Spalart, P.,R., Strelets, M.Kh. 2008. “Flow and Noise Predictions for Single and Dual-Stream Beveled Nozzles.” AIAA J. 46(3), 601-626.
2. Tanna, H. K., Dean, P. T., and Burrin, R. H., “The generation and radiation of supersonic jet noise, Vol. III Turbulent Mixing Noise data”, Air Force Aero- Propulsion Laboratory Report AFAPL-TR-65, 1976.
3. Jayanta Panda, Richard G. Seasholtz, Kristie A. Elam, Amy F. Mielke, Dennis G. Eck. Effect of Heating on Turbulent Density Fluctuations and Noise Generation From High Speed Jets. NASA/TM—2004-213126. AIAA—2004—3016.
4. Michael L. Shur, Philippe R. Spalart and Michael Kh. Strelets. Noise prediction for increasingly complex jets. Part I: Methods and tests. Aeroacoustics. volume 4 number 3&4 · 2005 – pages 213 – 246.
5. Michael L. Shur, Philippe R. Spalart and Michael Kh. Strelets. Noise prediction for increasingly complex jets. Part II: Applications. Aeroacoustics volume 4 · number 3&4 · 2005 – pages 247 – 266.

ОПЫТ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫХ ГАЗОВЫХ ПЛАМЕН

А. А. Дектерев¹, А. А. Дектерев^{1,2}, А. В. Минаков^{1,2}

¹Институт теплофизики СО РАН, г. Новосибирск

²ФГОАУ ВПО «Сибирский федеральный университет», г. Красноярск

Процессы горения очень широко распространены в природе, технике. Большинство технологических процессов, обеспечивающих жизнеобеспечение людей основаны на процессах горения: энергетика, транспорт, металлургия, нефтехимия и другие.

Оптимизация и развитие таких систем невозможно без детального исследования и моделирования процесса горения. Все большее распространение в промышленности для решения мульти-физических задач находят методы вычислительной гидродинамики. Они позволяют ускорить процессы проектирования и оптимизации изделия, что способствует снижению финансовых затрат на проект. При этом частично отпадает необходимость в дорогостоящих экспериментах, поскольку появляется возможность оптимизировать конструкцию изделия на основе его виртуальной модели.

Доклад посвящен разработке и тестированию методики численного моделирования процессов газового горения, а также опыту ее применения для решения прикладных задач. Горение газа - сложный комплексный процесс, определяющийся совместным действием химических, тепло и массообменных процессов в турбулентных потоках многокомпонентных газовых смесей. Для адекватного моделирования газового горения совокупность всех этих процессов требует аккуратного воплощения в вычислительной модели.

Отработка методики и математических моделей осуществлялась с использованием коммерческого пакета Fluent и кода собственной разработки SigmaFlow [1]. Параметры потока и турбулентные характеристики определялись на основе решения как осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, так и с применением вихререзающих моделей турбулентности. Для расчета горения газа использовались различные подходы и модели, в частности простая гибридная модель, по которой скорость реагирования рассчитывается на основе многоступенчатого механизма реагирования и скорости турбулентного перемешивания компонент, более сложная обобщенная модель диссипации вихря (EDC). Рассматривались различные редуцированные механизмы реагирования. Также применялась PDF методика с применением ламинарных флэймлетов для детального механизма реагирования GRI 3.0.

Верификации методики проводилась с использованием экспериментальных данных о прямоточном горении метана в ограниченной области [1] и в открытом пространстве (Flame D) [2]. Эти экспериментальные работы содержат очень детальные и качественные данные и широко используются во всем мире для верификации моделей газового горения.

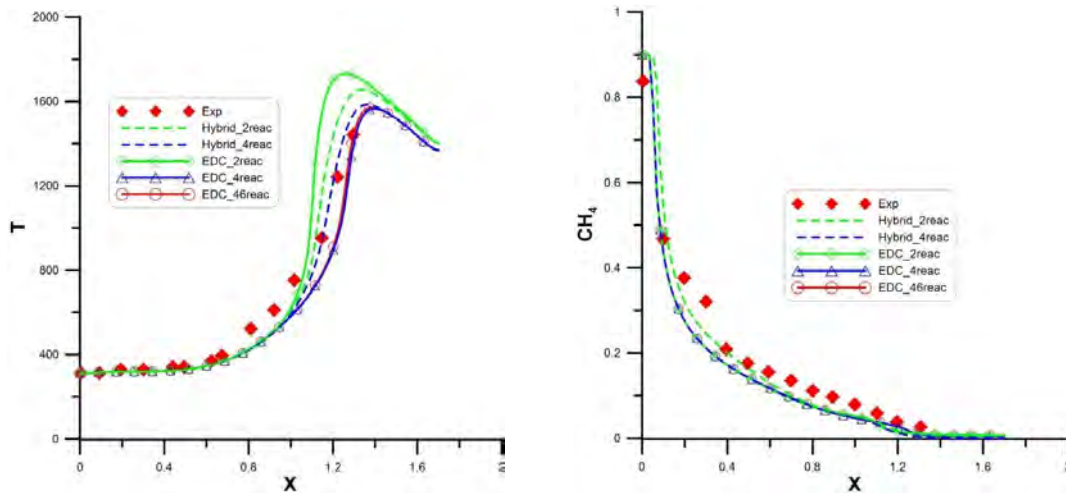


Рис. 1. Осевое распределение температуры и метана для ограниченной области

Результаты моделирования прямооточного горения в закрытой области (Рис. 1.) показали, что для данной задачи применение двухстадийного механизма как для гибридной, так и для EDC модели, дает завышение температуры. Заметное улучшение дает 4-х стадийный механизм. Применение его с обеими моделями дает достаточно хорошее согласование с экспериментальными данными. Применение более сложной схемы реакций с моделью EDC дает очень близкие к 4-х стадийной схеме результаты для температуры, CH_4 и O_2 . Небольшие отличия наблюдаются лишь на графиках концентрации CO и CO_2 .

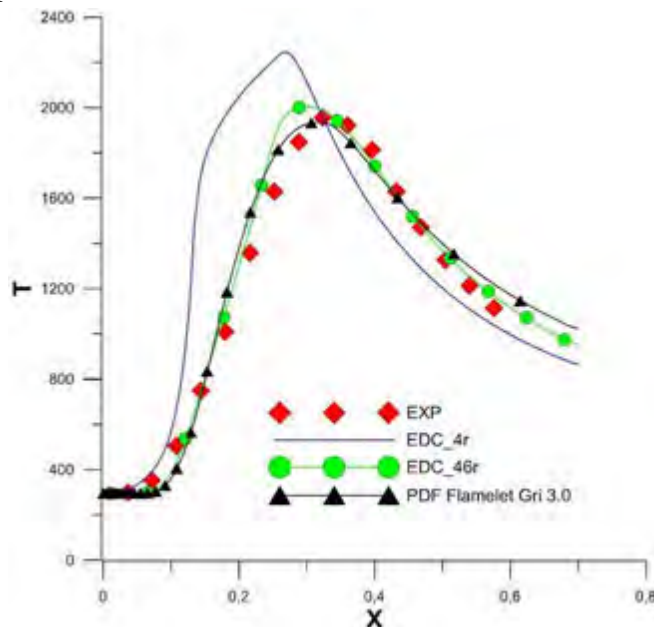


Рис. 2. Осевое распределение температуры в случае открытого горения

Результаты моделирования Flame D (Рис. 2) показали, что модель EDC с 4-х стадийным механизмом дает далекий от экспериментальных данных результат по всем критериям оценки. Однако переход к использованию более детальной химии (46 реакций) кардинальным образом меняет картину результатов. Можно видеть очень хорошее совпадение расчетных

и экспериментальных данных. Модель PDF Flamelet с детальным механизмом реагирования GRI 3.0 также дает хорошие результаты.

Еще одной тестовой задачей был расчет пламени закрученной горелки по экспериментальным данным Сиднейского Университета [3]. В данном случае для адекватного воспроизведения сложной структуры закрученного течения расчет проводился в нестационарной постановке с применением вихреразрешающей модели LES. В качестве модели горения была выбрана PDF флэймлет методика с детальным механизмом реагирования GRI 3.0. На Рис.3 представлены рассчитанные поля температуры и осевой скорости для режима SM1. Как видно из графиков (Рис.4.) результаты расчета хорошо согласуются с экспериментальными данными.

На основе экспериментальных данных полученных на стенде Института Теплофизики СО РАН было численно исследовано закрученное пламя в модельной горелке. Полученные результаты показали достаточно хорошее согласование с экспериментальными данными как по структуре течения, так и по объемному содержанию газовых компонент в камере (рис. 5).

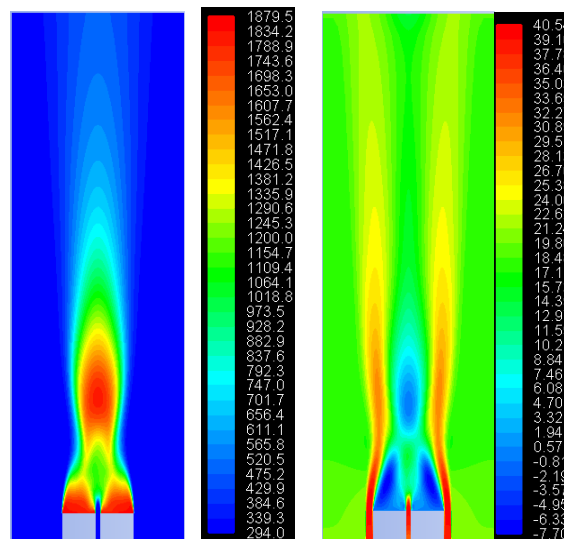
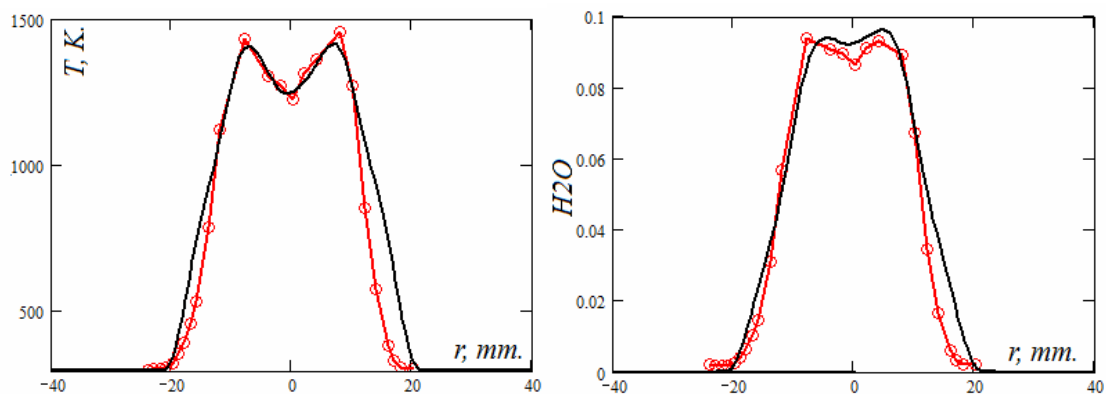


Рис. 3. Распределение температуры ($^{\circ}\text{K}$) и осевой скорости (м/с)



Распределение осредненных температуры и массовой концентрации H_2O

Отработанная методика расчета была успешно применена при расчетах горелочных устройств для сжигания влажного попутного газа нефтегазодобычи, для моделирования режимов работы камеры сгорания газовой турбины, оптимизации процесса дожигания анодных газов от электролизеров, для оценки тепловых потоков на грунт при возникновении самовозгорающихся нефтегазовых факелов в природных условиях.

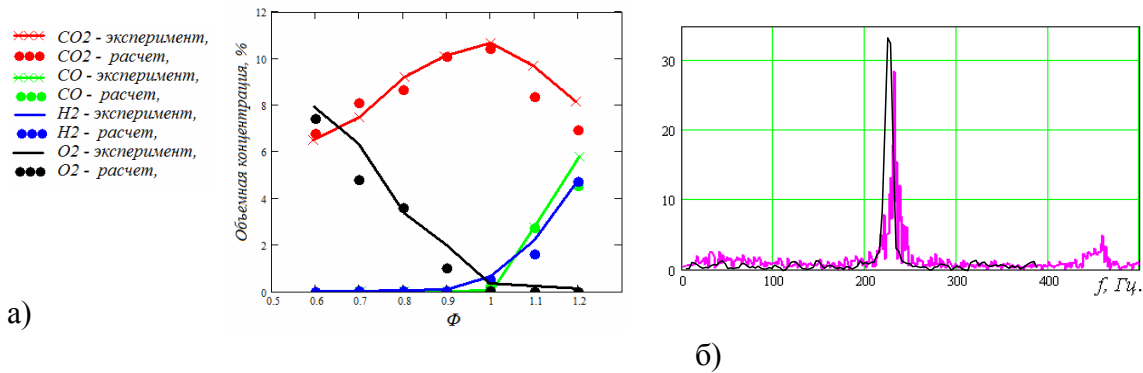


Рис. 5. Результаты моделирования закрученного пламени в закрытой горелке ИТ СО РАН:
 а) распределение объемной концентрации компонент в зависимости от стехиометрии;
 б) спектр пульсаций давления в камере (черная линия - эксперимент)

Библиографический список

1. Garréton, D. and Simonin, O., 1994, Aerodynamics of steady state combustion chambers and furnaces, in: ASCF Ercoftac C
2. Barlow, R. S., Frank, J. H., A. N. Karpetis, and Chen, J.-Y., "Piloted Methane/Air Jet Flames: Scalar Structure and Transport Effects," *Combust. Flame* 143:433-449 (2005).
3. Kalt, P.A.M., Al-Abdeli, Y.M., Masri, A.R., and Barlow, R.S., 'Swirling Turbulent Non-premixed Flames of Methane: Flowfield and Compositional Structure', *Proc. Combust. Inst.* 29:1913-1919 (2002).

УДК 621.438

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПАРОВОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ГТД-110

С. Н. Баринов, студент

Научный руководитель: С. В. Веретенников, канд. техн. наук, доцент
 ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева»

Температура газа перед турбиной, величина которой ограничена свойствами применяемых жаропрочных сплавов и применяемой системой охлаждения, оказывает существенное влияние на значение КПД ГТД. Система охлаждения должна обеспечить работу лопатки на приемлемом по условиям термостойкости уровне температуры стенки; она призвана также скомпенсировать неравномерность тепловых потоков по обводу профиля лопатки и обеспечить минимальный градиент температур. Применение водяного пара вместо воздуха в качестве охладителя, дополнительно увеличит глубину охлаждения и сделает возможным переход на повышение температуры рабочего тела перед турбиной при умеренных расходах хладагента. Новым направлением в создании эффективных систем охлаждения сопловых лопаток ГТУ является использование вихревых энергоделителей в системах закрытого парового охлаждения комбинированных установок [1, 2].

В представленной работе выполнен сравнительный анализ эффективности воздушного и парового охлаждения лопаток первой ступени газовой турбины ГТД-110; уточнены преимущества применения перегретого водяного пара при охлаждении лопаток турбины по сравнению с воздухом на примере ГТД-110 в составе ПГУ-325.

Двигатель ГТД-110 предназначен для работы в составе парогазовой установки ПГУ-325 и имеет в настоящее время воздушную систему охлаждения лопаток турбины. Согласно результатам гидродинамического расчета турбины ГТД-110 на номинальном режиме ($N_e = 110$ МВт) параметры охлаждающего воздуха на входе: в сопловую лопатку: $T = 678,6$ К; $P = 1,519$ МПа; $G = 18,8$ кг/с; $\bar{G} = 5,18$ %; в рабочую лопатку: $T = 465,2$ К; $P = 1$ МПа; $G = 5,7$ кг/с; $\bar{G} = 1,583$ %. В рамках предварительных исследований проанализирована эффективность охлаждения лопаток первой ступени ГТД-110 при реализации паровой системы охлаждения лопаток первой ступени турбины.

Один из вариантов отбора пара для охлаждения лопаток первой ступени турбины ГТД-110, требующий минимальных изменений существующей конструкции, показан на рисунке 1. При расчете рассматривалось четыре случая: пар из контура низкого давления НД отбирался для охлаждения сопловой лопатки первой ступени СА1; пар из контура НД отбирался для охлаждения рабочей лопатки первой ступени РЛ1; пар из контура высокого давления ВД отбирался для охлаждения СА1; пар из контура ВД отбирался для охлаждения РЛ1.

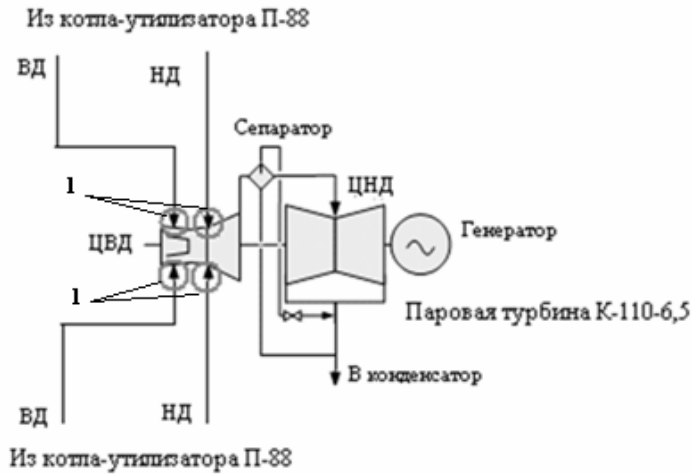


Рис. 1. Схема паросилового цикла ПГУ-325:

1 – места возможного отбора пара

Из рисунка 2 видно, что для обеспечения той же интенсивности теплообмена ($\alpha_{п}/\alpha_{в} = 1$) необходимо в 2 раза меньше пара низкого давления. Интенсивность теплообмена при использовании пара высокого давления может быть в шесть раз выше, чем при использовании воздуха. Однако при выполнении условий $q(\lambda) = \text{const}$ и $F = \text{const}$ это достигается увеличением массового расхода пара в четыре раза по сравнению с воздухом.

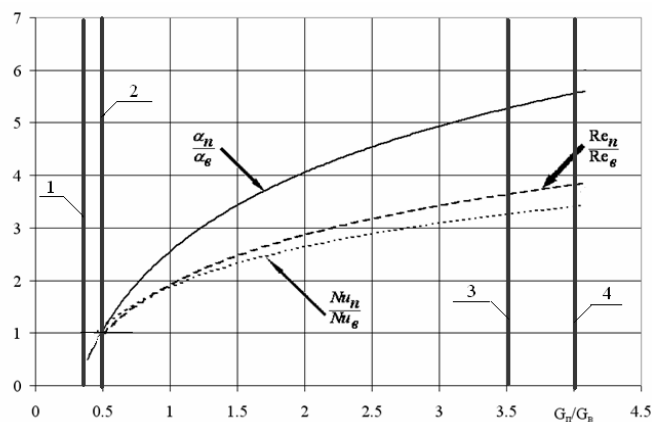


Рис. 2. Сравнение паровой и воздушной системы охлаждения

при условии $q(\lambda_{п}) = q(\lambda_{в})$ и $F_{п} = F_{в}$: 1 – пар НД охлаждает СА1;

2 – пар НД охлаждает РЛ1; 3 – пар ВД охлаждает СА1; 4 – пар ВД охлаждает РЛ1

Для охлаждения сопловой лопатки невозможно использование пара низкого давления, так как его давление ($p=0,65$ МПа) меньше, чем давление после соплового аппарата первой ступени по гидравлическому расчету турбины ГТД-110 на номинальном режиме. Поэтому для охлаждения сопловой лопатки предлагается закрытая система охлаждения с применением пара низкого давления (пар после охлаждения лопатки возвращается в паросилового цикл), а для охлаждения рабочей лопатки – открытая сис-

тема охлаждения с применением пара высокого давления (пар после охлаждения лопатки выбрасывается в проточную часть ГТ).

Также расчеты показали, что для обеспечения эффективности охлаждения рабочей лопатки $\theta = 0,7$ требуется в 1,5 раз меньше пара высокого давления и в 2 раза меньше пара низкого давления. Для обеспечения эффективности охлаждения сопловой лопатки $\theta = 0,7$ требуется в 1,8 раза меньше пара высокого давления и в 2,5 раза меньше пара низкого давления. Полученные результаты обусловлены более низкой температурой пара низкого давления на входе в охлаждаемую лопатку.

Таким образом, для реализации паровой системы охлаждения лопаток первой ступени целесообразно использовать перегретый водяной пар низкого давления. Однако его применение возможно только в закрытой системе охлаждения сопловой лопатки, для охлаждения рабочей лопатки возможно применение водяного перегретого пара высокого давления.

Перевод турбины ГТУ с воздушного на паровое охлаждение сопряжен с возникновением дополнительных потерь. Детальный учет всех видов потерь представляет серьезные трудности. Для оценки влияния охлаждения лопаток турбин на КПД турбины воспользуемся данными, приведенными в [3] (рисунок 3).

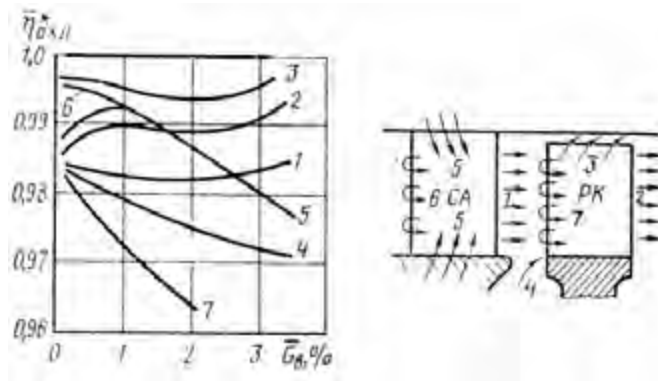


Рис. 3. График влияния относительного расхода и мест выпуска охлаждающего воздуха на изменение КПД охлаждаемой ступени [3]

Исходные данные для расчета взяты согласно газодинамическому расчету турбины ГТД-110 с воздушным охлаждением на номинальном режиме ($N_e = 110$ МВт, $n = 3000$ мин⁻¹; относительный массовый расход охлаждающего воздуха через СЛ1 $\bar{G}_{охл} = 4$ %; через РЛ1 $\bar{G}_{охл} = 2$ %). В результате расчета получены значения внутреннего относительного КПД и мощности турбины при изменении относительного массового расхода охладителя $\bar{G}_{охл} = 0,5...3,5$ % (воздуха или перегретого водяного пара) через лопатки первой ступени. Расчет выполнен для случая охлаждения паром СА1 и РЛ1 отдельно, а также всей первой ступени.

Как видно из рисунка 4, а), при использовании водяного перегретого пара в открытой системе охлаждения СЛ1 мощность турбины в среднем в 1,03 раза больше, чем при использовании воздуха. Внутренний относительный КПД турбины (рис. 2.6, б) с увеличением относительного массового расхода охладителя уменьшается; в среднем η_T^* в 1,0002 раза меньше при использовании пара, чем при использовании воздуха. Аналогично проведен анализ для случаев охлаждения паром РЛ1 и всей первой ступени турбины.

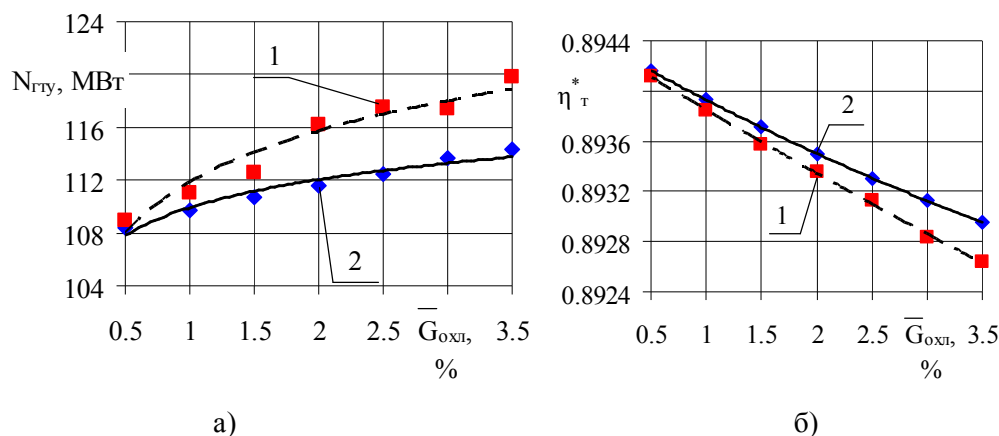


Рис. 4. Зависимость мощности ГТУ, а) и внутреннего относительного КПД, б) от изменения относительного массового расхода охладителя через СЛ1: 1 – водяной перегретый пар; 2 – воздух

Таким образом, по данным, приведенным в [4] можно провести лишь оценочный расчет влияния массового расхода охладителя и мест выдува на параметры турбины, что является необходимым на начальном этапе проектирования системы охлаждения.

Библиографический список

1. Пиралишвили, Ш.А. Лопатка турбин ГТД с вихревым охлаждением пера [Текст] / Ш.А. Пиралишвили, И.В. Жорник // Материалы V Всесоюзной научно-технической конференции «Вихревой эффект и его применение в технике». - 1988. - С. 87-91.
2. Пиралишвили, Ш. А. Вихревой эффект и интенсификация процессов тепло – и массообмена в элементах энергетической техники [Текст] Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева. - 2011. - № 3. ч. 1. - С. 241-247.
3. Холщевников, К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст] / К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1987. – 432 с.

УДК 533.17:621.431.75

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ПОТОКОМ

О. А. Соколова, студент

Научный руководитель: Ш. А. Пиралишвили, д-р техн. наук,
профессор

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева»

Опытные исследования вихревой трубы с дополнительным потоком (ВТДП) показывают ее превосходство по эффективности, характеризуемой величиной адиабатного КПД. Поэтому она используется в конструкциях технических устройств различного назначения, описанных в [1,4,7]. Возможность улучшения характеристик вихревой трубы связана с некоторыми трудностями, обусловленными тем, что неизвестным является распределение термодинамических параметров внутри камеры энергоразделения. Количество публикаций и материалов по исследованию ВТДП ограничено. В работах Пиралишвили Ш.А., Михайлова В.Г., Кудрявцева В.М. [2,3] показаны результаты экспериментального исследования вихревых энергоразделителей. Результаты экспериментов, поставленных на ВТДП, представлены в монографиях Пиралишвили Ш.А., Сулова А.Д. [1,4]. Публикации по численному моделированию рабочего процесса ВТДП отсутствуют, поэтому представляет интерес численное исследование макро- и микроструктуры потока в ВТДП с определением термодинамических параметров и интегральных характеристик для исследования возможности улучшения показателей эффективности работы устройства, таких как холодопроизводительность и адиабатный КПД.

В качестве критерия для верификации результатов численного моделирования с экспериментальными данными выбран адиабатный КПД и величина эффекта охлаждения. По результатам численных расчётов адиабатный КПД в среднем на 10 % ниже экспериментального. Его максимальное значение наблюдалось на трёхкалибровой трубе при относительной доле охлаждённого потока $1,1 > \mu > 1,2$, что соответствует результатам экспериментальных исследований [1] (рис. 1).

Визуализация картины течения подтверждает наличие в камере энергоразделения прецессирующего приосевого вихревого жгута и периодически расположенных по периферии вдоль оси крупномасштабных вих-

ревых структур – тороидальных вихрей (рис. 2). Можно предположить, что перенос массы этими вихрями при наличии радиального градиента давления является основой температурного разделения. Циркуляция масс сжимаемой среды в этих структурах в присутствии радиального градиента давления реализует обратный цикл, в результате которого приосевые массы охлаждаются, а периферийные подогреваются. Это подтверждает природу энергоразделения, высказанную в трудах И. О. Хинце [5] и А.П.Меркулова [6], и подтверждает физические основы гипотезы взаимодействия вихрей. На реализацию цикла затрачивается кинетическая энергия крупномасштабной турбулентности.

Исследование распределения основного и дополнительного потоков в камере энергоразделения показало, что на режиме работы вихревых труб $\mu=1,2..1,3$, обеспечивающем максимальный КПД, имеет место подмешивание основного потока к охлажденным массам газа и подмешивание дополнительного потока к периферийным подогретым массам газа, что неблагоприятно сказывается на эффективности работы энергоразделителя.

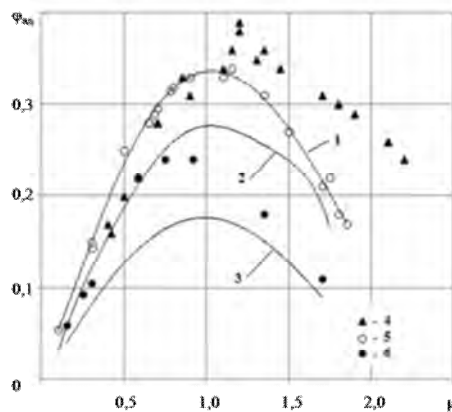


Рис. 1. Верификация результатов численного моделирования с данными экспериментального исследования [1]. Адиабатный КПД.

$$d_1 = 30 \text{ мм}; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1.$$

1, 2, 3 – численный расчёт для труб длиной 3, 6, 9 калибров; 4, 5, 6 – экспериментальные данные для труб длиной 3, 6, 9 калибров [1]

Наиболее интенсивный переход масс газа из области периферии в приосевую область происходит при $1,5 < \bar{x} < 2,5$ для трубы $\bar{l} = 3$ калибра (Рис. 3), у труб $\bar{l} = 6$ калибров и $\bar{l} = 9$ калибров существует несколько областей радиального перехода, что объясняется наличием тороидальных вихрей периферийного вихревого жгута, по спирали огибающего приосевой поток.

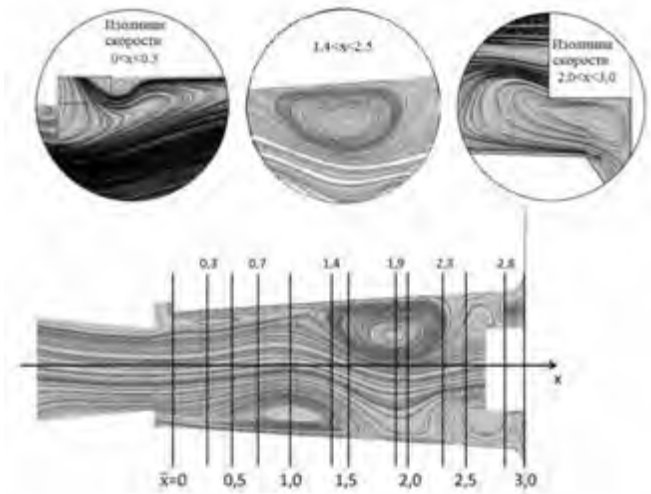


Рис. 2. Изолинии скорости в продольном сечении камеры энергоразделения ВТДП.

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 3; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{дон}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \mu = 1,1$$

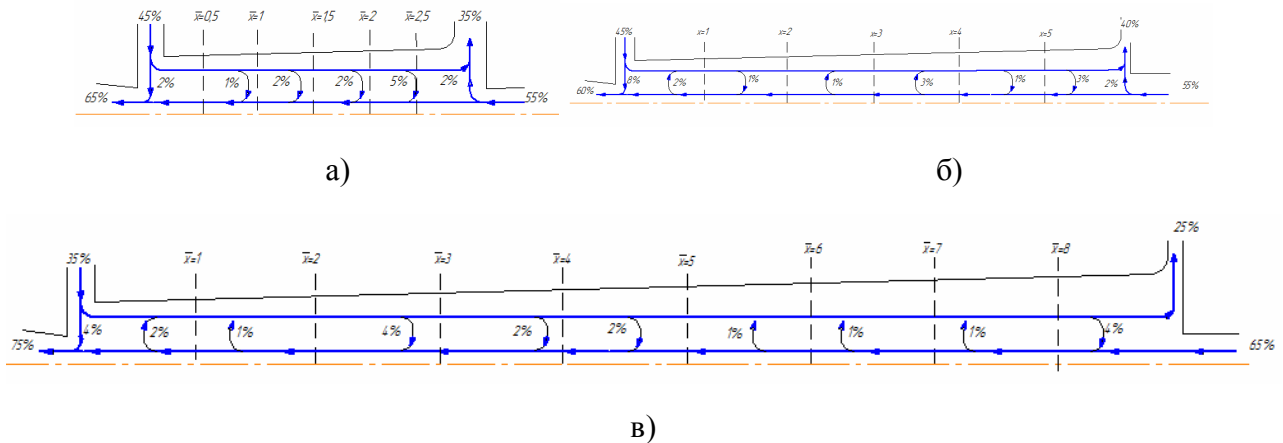


Рис.3. Распределение основного и дополнительного потока в камере энергоразделения.

а) – $\bar{L} = 3$; б) – $\bar{L} = 6$; в) – $\bar{L} = 9$

Исследование компонент скорости показало, что осевая составляющая скорости в вихревой трубе с дополнительным потоком имеет максимальные значения в приосевой области. Охлажденный поток, в основном сформировавшийся из масс газа, подведенных в виде дополнительного потока, имеет относительно высокую осевую скорость. При $1,5 < \bar{x} < 4,0$ осевая составляющая скорости имеет минимальные значения, в области соплового ввода $0 < \bar{x} < 1,5$ снова возрастает вследствие возникающего в приосевой области разряжения (рис. 4). Отмеченная динамика прослеживается на вихревых трубах различных калибров.

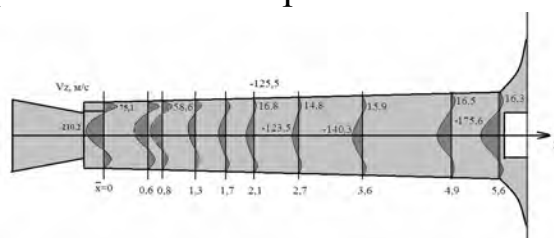


Рис.4. Эпюра осевой скорости вдоль камеры энергоразделения ВТДП:

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 6; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

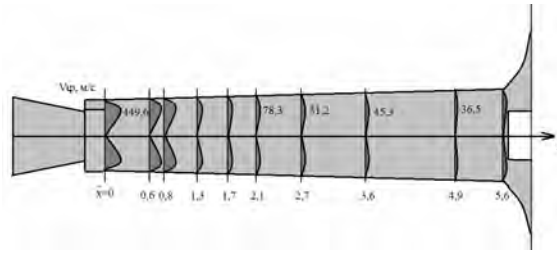


Рис. 5. Эпюры окружной скорости вдоль камеры энергоразделения:

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 6; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

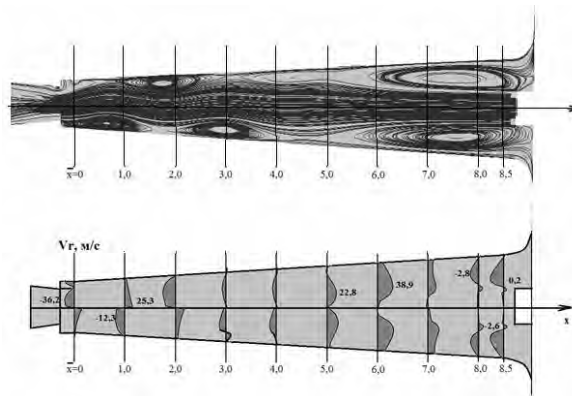


Рис. 6. Изолинии и эпюры радиальной скорости вдоль камеры энергоразделения ВТДП:

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 9; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

Окружная компонента скорости в сопловом сечении заметно превосходит осевую. По мере передвижения к дросселю затухание вращательного движения становится существенным, что приводит к росту шага винтовых линий тока (рис. 5). В области $0.5 \leq r \leq 0.9$ окружная составляющая скорости имеет максимальные значения, что подтверждает предположение о наличии крупномасштабных вихревых структур на периферии.

Радиальная компонента скорости имеет сравнительно малые значения (5-20 м/с). Увеличение радиальной скорости наблюдается в области формирования крупномасштабных вихревых структур, оно происходит за счет перемещения масс газа из приосевого вихря в периферийный и в обратном направлении (рис. 6). В центре вихря радиальная скорость близка к нулевому значению.

Интенсивность энергопереноса вдоль оси камеры энергоразделения ВТДП неодинакова. Визуализация картины течения в продольном сечении показывает неравномерность масштаба вихревой структуры в различных областях камеры. Величину отданной и принятой энергии в форме тепла можно оценить путём интегрирования по длине периферийного вихревого жгута, охватывающего приосевой поток, который формируется в основном из дополнительно подводимых масс газа.

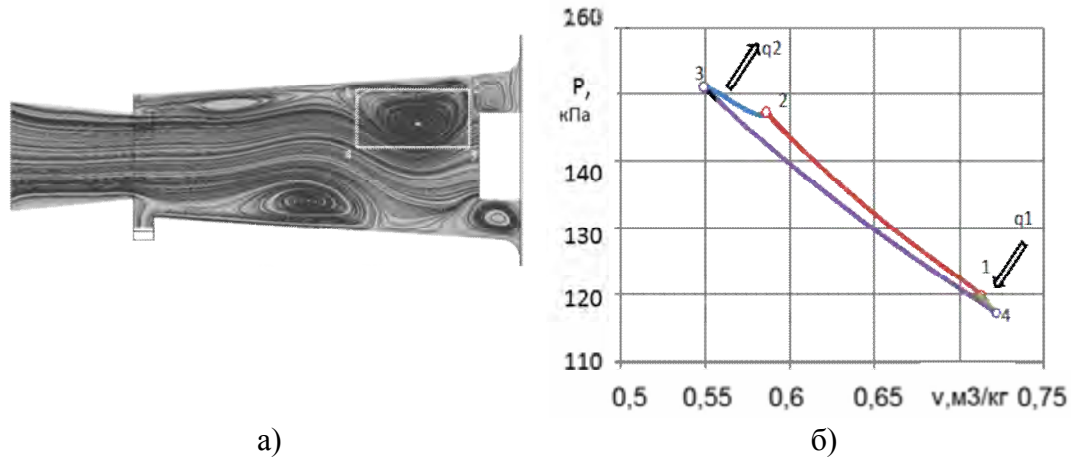


Рис. 7. а) – изолинии скорости в вихревой трубе; б) – P, v -диаграмма холодильного цикла, реализуемого в торцевом сечении вторичных вихревой структур:

$$d_1 = 30 \text{ мм}; \bar{l} = 3; p_1^* = 0,4 \text{ МПа}; T_1^* = 298 \text{ К}; \bar{f}_c = 0,05; \bar{r}_d = \bar{r}_{\text{доп}} = 0,7; \bar{\delta}_d = 0,01; \mu = 1,1$$

Полученные результаты могут быть использованы для уточнения физической модели и методики расчета характеристик вихревых труб с дополнительным потоком.

Библиографический список

1. Пиралишвили, Ш.А. Вихревой эффект. Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование / Ш.А. Пиралишвили. – М.: ООО «Научтехлитиздат», 2013. – 342 с.
2. Пиралишвили, Ш.А. Экспериментальное исследование вихревой трубы с дополнительным потоком / Ш.А. Пиралишвили, В.Г. Михайлов // Некоторые вопросы исследования теплообмена и тепловых машин. – КуАИ. – 1973. – №56. – С.67–74.
3. Пиралишвили, Ш.А. Исследование характера распределения осредненных параметров закрученного потока по объему камеры энергоразделения вихревой трубы с дополнительным потоком / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Кудрявцев // Инженерно-физический журнал. 1992. – Т.62, №4. – С. 534–538.
4. Суслов, А.Д. Вихревые аппараты / А.Д. Суслов, С.В. Иванов, А.В. Мурашкин и др. – М.: Машиностроение, 1985. – 256 с.
5. Хинце, И. О. Турбулентность / И. О. Хинце. – М.: ГИФМЛ, 1963. – 676 с.
6. Меркулов, А. П. Вихревой эффект и его применение в технике / А. П. Меркулов. – М.: Машиностроение, 1969. – 176 с.
7. Пиралишвили, Ш. А. Вихревой эффект. Технические приложения / Ш.А. Пиралишвили. – М.: ООО «Научтехлитиздат», 2014. – 495 с.

УДК 621.9

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ПРОТИВОТОЧНОЙ ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ

А. А. Соколова, студент

Научный руководитель: Ш. А. Пиралишвили, д-р техн. наук,
профессор

ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический
университет имени П.А. Соловьева»

Вихревой эффект – процесс разделения подводимого через закручивающее устройство сжатого газа на приосевой (с энтальпией меньше, чем у исходного потока) и периферийный (с энтальпией больше) – представляет собой сложный газодинамический процесс, происходящий в пространственном турбулентном потоке вязкого сжимаемого газа. Экспериментальное исследование структуры течения сопряжено с большими трудностями, связанными с нарушением течения из-за установки датчиков; снижением точности измерения, вызванным большими радиальными градиентами; малыми размерами исследуемых моделей. Для возможности визуализации картины течения и оценки термогазодинамических параметров в последнее время стали широко использоваться численные методы исследования, позволяющие моделировать достаточно сложные процессы стационарного и нестационарного течения.

Анализ публикаций последних лет показывает, что закрученные потоки привлекают к себе все более пристальный интерес исследователей. Это обусловлено тем, что особые свойства вихревых течений и имеют широкий диапазон технических приложений в энергетическом, теплообменном и технологическом оборудовании ядерной энергетики, аэрокосмической техники, химической и нефтеперерабатывающей промышленности, транспорта, промышленной теплоэнергетики. Число научных работ по применению закрученных потоков увеличивается с каждым годом. В данной работе с помощью численных методов исследования рассмотрено течение в камере энергоразделения противоточной вихревой трубы.

Известно, что цилиндрическая вихревая труба с внутренним диаметром 20 мм, имеющая рационально оформленные элементы проточной части, обладает более высокой энергетической эффективностью по сравнению с геометрически подобными ей образцами большего и меньшего

диаметров [1] (в связи с наибольшим превышением по сравнению с трубами других диаметров генерации турбулентной энергии над диссипацией), поэтому в данной работе она выбрана в качестве основного объекта исследования.

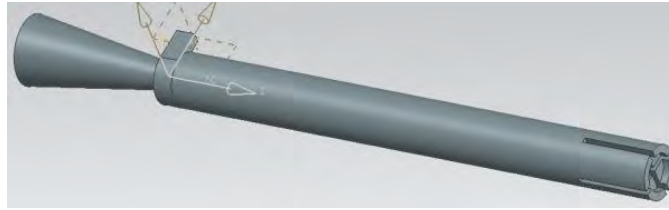


Рис. 1. Трехмерная модель противоточной вихревой трубы

С использованием программного пакета UniGraphics построена трехмерная модель вихревой трубы, на базе которой осуществлялась генерация расчетной сетки ICEM CFD. Количество ячеек – 2 млн., сетки неструктурированные, тетрагональные, максимальный размер ячеек 0,6 мм. Имеется сгущение в области пограничного слоя, толщина первого призматического слоя (размер первой ячейки от стенки в пограничном слое) 10^{-5} мм. Сопловый ввод выполнен в виде тангенциального закручивающего устройства, с прямоугольным поперечным сечением. Длина камеры энергоразделения исследуемой модели $l = 9$ калибров, на выходе подогретого потока установлена крестовина длиной $1,5d$. Относительная площадь соплового ввода $\overline{F_c} = 0,1$, относительный диаметр диафрагмы $\overline{d_x} = 0,5$. Диафрагма выполнена в виде конуса с углом раствора $\alpha = 15^\circ$. Свойства рабочей среды описывались моделью Air Ideal Gas (молярная масса $\mu = 0,029$ кг/моль (воздух)). Закрученное течение в вихревых трубах является трехмерным. Численные расчеты подтвердили формирование в трубах двух вихрей, вращающихся в одном направлении и перемещающихся в противоположных осевых направлениях, которые впервые экспериментально обнаружены в опытах F. Shults-Grunow. Энтальпия и полная температура у периферийного потока несколько выше, а у приосевого ниже, чем у исходного газа на входе.

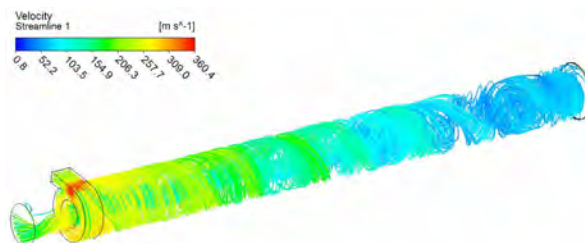


Рис. 2. Линии тока в противоточной вихревой трубе $d = 20$ мм

При определенном сочетании режимных и конструктивных параметров из отверстия диафрагмы истекает некоторая охлажденная часть исходного закрученного потока, а из дросселя – подогретая часть. Физика явления перераспределения энергии в вихревой трубе является результатом сложных термогазодинамических процессов, протекающих в камере энергоразделения.



Рис. 3. Энергоразделение в противоточной вихревой трубе $d = 20$ мм

Численные расчеты, представленные в виде компьютерной визуализации, показали наличие в камере энергоразделения прецессирующего приосевого вихревого жгута и периодически расположенных по периферии вдоль оси крупномасштабных вихревых структур – тороидальных вихрей. Прецессионное движение волнового типа происходит по всей длине приосевого вихря от места установки крестовины на дросселе до соплового ввода (Рис.4).



Рис. 4. Формирование крупномасштабных вихревых структур в противоточной вихревой трубе

Исследование компонент скорости показало, что осевая скорость периферийного вихря по мере удаления от соплового ввода к дросселю уменьшается. Это происходит вследствие диссипации части энергии подводимого газа при движении вдоль стенки камеры энергоразделения. Осевая компонента приосевых слоев, под действием осевого градиента давления, возрастает от близкой к нулю в сечении дросселя до $V_z = 170$ м/с на выходе из отверстия диафрагмы (рис. 5).

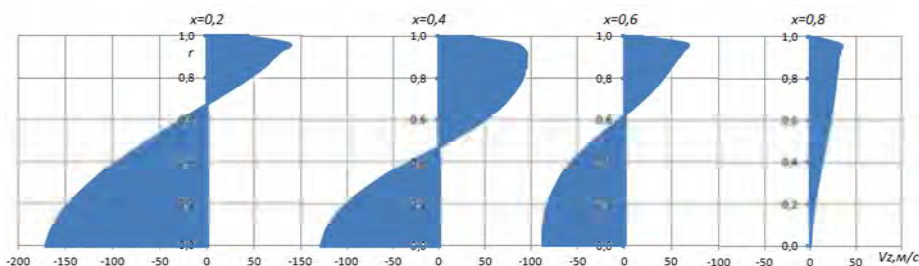


Рис. 5. Осевая компонента скорости

Осевая составляющая скорости сопоставима с окружной, хотя и несколько уступает ей по величине по всей длине камеры энергоразделения. По мере продвижения периферийного квазипотенциального вихря к дросселю уровень окружных скоростей непрерывно снижается. При этом радиус деления вихрей, совпадающий с максимумом значения окружной скорости, уменьшается, т.е. максимум окружной скорости смещается к оси. Затухание вращательного движения является существенным, что приводит к росту шага винтовых линий. Именно поэтому радиальный градиент давления от соплового сечения к дросселю падает, а статическое давление на оси растет, вызывая появление осевого градиента давления, направленного от дросселя к оси диафрагмы. Закрутка приосевых масс газа, покидающих камеру энергоразделения через отверстие диафрагмы, заметно меньше, что может быть объяснено возрастанием осевой компоненты скорости вынужденного приосевого вихря в сопловом сечении вихревой трубы на выходе из отверстия диафрагмы.

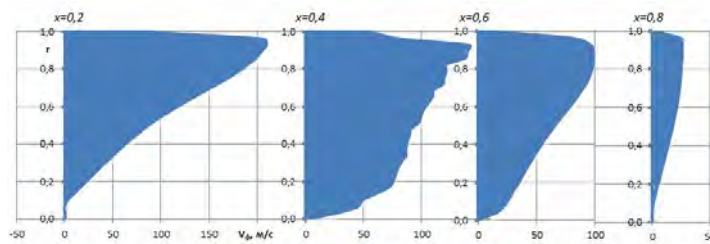


Рис. 6. Окружная компонента скорости

Радиальная компонента скорости меньше по абсолютной величине, чем осевая и окружная компоненты. Увеличение радиальной скорости имеет место в области формирования крупномасштабных вихревых структур, где происходит перемещение масс газа из приосевого вихря в периферийный и в обратном направлении (рис. 7).

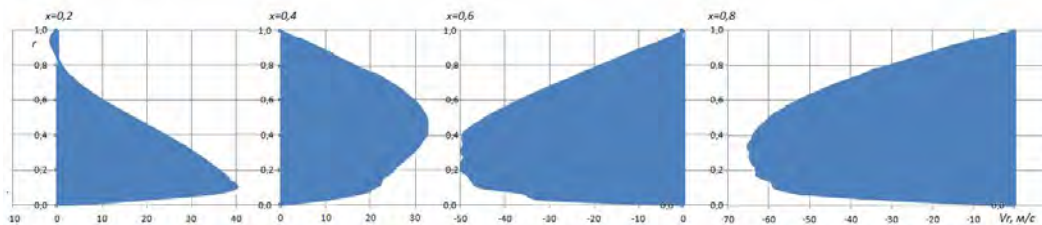


Рис. 7. Радиальная компонента скорости

На основании результатов численных расчетов и анализа расходных характеристик по сечению камеры энергоразделения вихревой трубы составлен баланс потоков массы внутри нее (рис. 8).

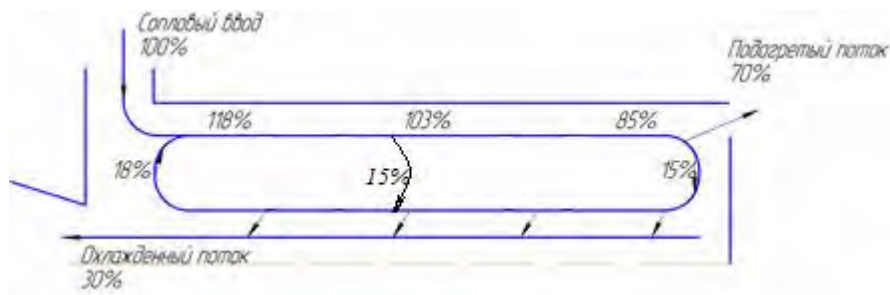


Рис. 8. Массовые потоки в камере энергоразделения вихревой трубы $d = 20$ мм; $\mu = 0,3$; $\pi = 4$

Особенность потока в том, что в поперечном сечении, прилегающем к сопловому вводу, расход воздуха в периферийном квазипотенциальном потоке, перемещающемся от соплового ввода к дроссельному устройству, составляет 118% по отношению к подводимому расходу сжатого газа. Дополнительные 18% подсасываются непосредственно из области потока, примыкающей к торцевой внутренней поверхности диафрагмы. Выполняемый баланс расходов по массе в процентном соотношении зависит от площадей отверстия диафрагмы и дросселя, а также от степени расширения газа в вихревой трубе. Так, в данном расчете при режиме работы $\mu=0,3$ охлажденный поток на 50% (15% от расхода подводимого газа) состоит из подогретых масс, которые в области дросселя формируют возвратное приосевое течение, а оставшиеся 50% добавляются из масс газа вторичных крупномасштабных вихрей. Полученные результаты качественно согласуются с данными расчета Frohlingsdorf.

Библиографический список

1. Пиралишвили, Ш. А. Вихревой эффект. Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование [Текст] / Ш. А. Пиралишвили, М.: ООО «Научтехлитиздат», 2013. - 342 с.
2. Меркулов, А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. [Текст] / А.П. Меркулов - Самара: Оптима, 1997. - 355с.

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕТР АЛЕКСЕЕВИЧ КОЛЕСОВ (1915 – 2004)	2
ОБРАЩЕНИЕ ГУБЕРНАТОРА ЯРОСЛАВСКОЙ ОБЛАСТИ С. ЯСТРЕБОВА К УЧАСТНИКАМ II МЕЖДУНАРОДНОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ФОРУМА «ИННОВАЦИИ. ТЕХНОЛОГИИ. ПРОИЗВОДСТВО»	4
ОБРАЩЕНИЕ УПРАВЛЯЮЩЕГО ДИРЕКТОРА ОАО «НПО «САТУРН», ПРЕДСЕДАТЕЛЯ ЯРО ООО «СОЮЗ МАШИНОСТРОИТЕЛЕЙ РОССИИ», ПРЕДСЕДАТЕЛЯ СОВЕТА ИННОВАЦИОННОГО ТЕРРИТОРИАЛЬНОГО КЛАСТЕРА «ГАЗОТУРБОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГОМАШИНОСТРОЕНИЕ» И. ФЕДОРОВА	5
ОБРАЩЕНИЕ РЕКТОРА РЫБИНСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АВИАЦИОННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА ИМЕНИ П. А. СОЛОВЬЕВА (РГАТУ) В. ПОЛЕТАЕВА	6
СЕКЦИЯ «МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ И КОНСТРУИРОВАНИЕ»	7
Д. А. Дикова, А. В. Викулин, И. М. Стародумова. Расчетно-эмпирическая методика проектировочного расчета системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбины.....	7
С. А. Демин, С. В. Балахонов, О. Г. Кириллова, С. С. Виноградов. Термостойкое неорганическое композиционное покрытие для защиты от коррозии валов газотурбинных двигателей.....	12
А. В. Голубенцев, А. А. Шатульский. Совершенствование технологии литья для предотвращения возникновения усадочной пористости в отливках из жаропрочных никелевых сплавов.....	14
И. М. Ибатуллин, А. Ф. Магсумова. Изучение реологических свойств саженатолненных эпоксидных композиций	18
В. В. Вятков, А. Е. Ремизов. К вопросу выбора способа снижения интенсивности вторичных течений в турбинных решетках.....	19
О. С. Манакова, В. В. Курбаткина, Е. А. Левашов, А. Е. Кудряшов. СВС-керамические материалы на основе двойных карбидов и их применение в технологии электроискрового упрочнения	23
К. В. Маркина, Д. А. Ахмедзянов, А. Е. Кишалов. Разработка баз данных и экспертных систем авиационных материалов для автоматизированного проектирования перспективных ГТД и ГТУ	25
В. А. Хафизов, А. Ф. Магсумова. Изучение технологических свойств композиций для пленочных связующих на основе высоковязких эпоксидных смола	30
А. В. Шестаков, М. М. Бакрадзе, О. А. Базылева. Высокотемпературные интерметаллидные сплавы на основе никеля.....	31
А. А. Шергин, А. Ф. Магсумова. Изучение технологических свойств низковязких эпоксидных связующих для получения армированных пластиков	32
А. В. Голубенцев, А. А. Шатульский. Применение поверхностного модифицирования для обеспечения усталостных характеристик отливок.....	34
С. И. Швецова, В. А. Изотов. Управление структурой сплавов системы Al – Si – Cu при литье в гипсовые формы	37

Р. А. Серов, В. А. Изотов. Модифицирование алюминиево-кремниевых сплавов нанодисперсным углеродом	40
Ф. Р. Исмагилов, В. Е. Вавилов. Высокотемпературный бескорпусный стартер-генератор с возможностью прямой интеграции в газотурбинный двигатель	44
М. А. Прокофьев. Энергетическое состояние металла при вдавливании шарового индентора	49
И. Н. Паламарь, К. А. Рыбаков. Автоматический анализ структурно-фазового состава монокристаллического жаропрочного никелевого сплава по изображению шлифа	54
И. И. Старшова, З. Я. Якупов. АF-технологии и предпосылки их появления	58
Н. Р. Сераева, З. Я. Якупов. Аддитивные технологии в российской промышленности. Проблемы внедрения	61
Е. В. Шеховцева, В. Ф. Безъязычный. Особенности повреждения беговых дорожек опор ГТД	63
С. М. Пиотух, В. А. Фадеев, Ф. Х. Емасов, А. Н. Поткин, Ф. В. Карпов. Опыт создания высокоэффективных турбин высокого давления газотурбинных двигателей промышленного и судового применения	68
А. Н. Поткин, С. М. Пиотух, Р. Ю. Старков, Ш. А. Пиралишвили. Методика комплексного подхода к проектированию охлаждаемых высокотемпературных рабочих колес газовых турбин	71
А. В. Востриков, Г. С. Гарибов, Н. М. Гриц. Гранулированные дисковые сплавы разработки ОАО «ВИЛС» для решения перспективных задач отечественного авиационного двигателестроения	72
И. Х. Бадамшин. Моделирование свойств конструируемых жаропрочных сплавов для газовых турбин	77
Н. Г. Зайцев, И. В. Мазилин, Ю. А. Новинкин, В. В. Овчинников, Л. Х. Балдаев. Влияние термической обработки диодным лазером на микроструктуру керамического слоя теплозащитного покрытия	81
И. В. Мазилин, Л. Х. Балдаев, Д. В. Дробот. Теплозащитные материалы и покрытия на основе цирконатов редкоземельных металлов и иттрия	85
С. А. Самипур. Математическая модель для определения модуля упругости при сжатии для ячеистого заполнителя типа «гипар»	88
В. А. Чеснова, Д. А. Бойцова, А. В. Викулин, Н. Л. Ярославцев. Совершенствование калориметрического метода контроля теплонапряженных деталей ГТД в жидкометаллическом термостате	91
П. В. Меньшиков, К. С. Кульга. Автоматизация проектирования многосвязного ортогонального полигона на основе АИС Stalker ROB	96
В. А. Изотов, А. А. Акутин, А. С. Равочкин, Ю. С. Федулова. Использование 3D-прототипирования из PLA-пластика при получении отливок из алюминиевого сплава методом литья в песчано-гипсовые формы в опытно-конструкторских работах	101
Н. А. Мухаммедов, В. В. Червонюк. Моделирование запуска авиационного газотурбинного двигателя	104

Ю. Р. Галимова, П. В. Петров. Необходимость численных исследований гидромеханических систем регулирования двигателей летательных аппаратов	108
В. А. Зрелов, В. А. Коротков, М. Е. Проданов, В. В. Семушкин. Организация информационного взаимодействия участников жизненного цикла изделия на этапе послепродажного обслуживания	110
И. И. Хрящев, А. А. Шатульский, Н. А. Зайцев, А. В. Логунов. Разработка экономнолегированного монокристаллического сплава	115
СЕКЦИЯ «ГАЗОДИНАМИКА И ГОРЕНИЕ»	120
Р. Ф. Зиннатуллин, В. А. Шаяхметов, Р. Д. Еникеев. Численное исследование смесеобразования и сгорания двигателя с унифицированным рабочим циклом	120
В. О. Нигматуллин, Д. А. Ахмедзянов, А. Е. Кишалов. Газодинамическая стабилизация пламени ФК ТРДДФсм	123
Я. А. Остапюк, Е. П. Филинов, А. Ю. Ткаченко. Исследование влияния впрыска воды на эффективность авиационного ГТД	127
Я. А. Остапюк, Е. П. Филинов, А. Ю. Ткаченко. Оптимизация параметров рабочего процесса ГТД на основе моделирования полетного цикла самолета	131
И. В. Чеглаков, Ю. В. Кожухов. Исследование рабочего процесса в малорасходной центробежной компрессорной ступени СВД-22 в программном комплексе Fine/Turbo с верификацией данных расчета	135
А. И. Гурьянов, О. А. Евдокимов. Теория и практика вихревых горелочных устройств	139
С. В. Веретенников, Ш. А. Пиралишвили. Интенсификация теплообменных процессов в технических устройствах	144
И. С. Козлякова, С. М. Пиотух, В. А. Фадеев, С. В. Веретенников. Разработка параметра оценки эффективности системы пассивного управления радиальным зазором в проточной части турбины	149
Ю. Б. Александров, В. И. Панченко, Р. Р. Халиулин. Разработка методики определения оптимальных параметров эжектора	152
Ю. Б. Александров, Б. Г. Мингазов. Оптимизация модуля расчета камеры сгорания в 2D-постановке	156
Р. Р. Халиулин, В. А. Сыченков. Исследование характеристик газового эжектора с оптимизированным начальным входным участком	160
Т. Р. Валиев, Р. Р. Халиулин, Д. А. Теляшов, Б. Г. Мингазов. Исследование стабилизации пламени в неоднородных смесях камеры сгорания ГТД	164
Т. Р. Валиев, Р. Р. Халиулин, Д. А. Теляшов, Б. Г. Мингазов. Моделирование процессов в камерах сгорания ГТД	166
Т. Р. Валиев, Р. Р. Халиулин, Д. А. Теляшов, Б. Г. Мингазов. Влияние коэффициента избытка воздуха на процессы горения	171
А. А. Диденко, Д. Н. Дмитриев, С. Ю. Мишенков, А. В. Ахтерьяков, М. Ю. Анисимов, А. В. Соловьёва. Исследование полей скорости и характеристик турбулентности струи воздуха из суживающегося сопла с использованием лазерных доплеровских анемометров и пакета программ ANSYS Fluent	174

А. А. Диденко, С. В. Лукачев, А. М. Цыганов. Исследование термогазодинамического и экологического совершенства высокоэффективных газотурбинных двигателей и их камер сгорания.....	178
А. М. Яблоков, Ю. В. Кожухов. Моделирование течения вязкого газа в модельной ступени К50-3 осевого компрессора	182
С. Ю. Яковлева, В. В. Вятков. Верификация численного расчета течения в рабочем колесе газовой турбины с учетом радиального зазора.....	186
Е. Г. Колесова, С. В. Веретенников, М. Н. Жорник. Экспериментальное исследование теплообмена в моделях каналов лопаток газовых турбин методом регулярного теплового режима	188
И. М. Верещагин, Ш. А. Пиралишвили. Камера сгорания с горелочным модулем пульсационного горения для теплоэнергетической промышленности и авиации.....	192
А. С. Михайлов, Ш. А. Пиралишвили. Исследование процесса сжигания торфяной аэроsmеси в вихревом горелочном устройстве.....	196
В. Н. Матвеев, В. М. Зубанов, Л. С. Шаблий, А. В. Кривцов. Техника рационального CFD-моделирования многоступенчатого шнекоцентробежного насоса.....	199
О. С. Боровкова, В. И. Богданов. Увеличение импульса при взаимодействии масс газа в выходном устройстве реактивного двигателя с пульсирующим или спиновым детонационным сжиганием топлива	204
В. Н. Матвеев, Л. С. Шаблий, А. В. Кривцов. Лазерная стереолитография как основная технология создания экспериментальных образцов для газодинамических исследований	206
А. В. Кривцов, Л. С. Шаблий, О. В. Батулин, В. Н. Матвеев. Опыт трехмерного газодинамического моделирования газотурбинного двигателя	211
Р. А. Зубрилин, И. А. Зубрилин, Н. К. Серенков, С. Г. Матвеев. Влияние размера конечных элементов на результаты трехмерного моделирования бедного срыва пламени с использованием LES.....	213
О. А. Евдокимов, А. И. Гурьянов. Эффективность сжигания топлива в вихревых горелочных устройствах.....	216
А. В. Минаков, А. А. Дектерев. Опыт моделирования двухфазных течений со свободной поверхностью.....	219
А. В. Минаков, А. А. Дектерев. Моделирование шума до- и сверхзвуковых струй	223
А. А. Дектерев, А. А. Дектерев, А. В. Минаков. Опыт моделирования турбулентных газовых пламен.....	226
С. Н. Баринов, С. В. Веретенников. Анализ эффективности парового охлаждения лопаток первой ступени турбины ГТД-110	230
О. А. Соколова, Ш. А. Пиралишвили. Моделирование рабочего процесса вихревой трубы с дополнительным потоком	235
А. А. Соколова, Ш. А. Пиралишвили. Исследование распределения параметров течения в камере энергоразделения противоточной вихревой трубы..	240

Научное издание

**МЕЖДУНАРОДНЫЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ
ФОРУМ
«ИННОВАЦИИ. ТЕХНОЛОГИИ. ПРОИЗВОДСТВО»**

Сборник материалов научно-технической конференции,
посвященной 100-летию со дня рождения
главного конструктора П. А. Колесова

**INTERNATIONAL TECHNOLOGICAL FORUM
«INNOVATIONS. TECHNOLOGIES. PRODUCTION»**

Зав. РИО М. А. Салкова

Подписано в печать 12.03.2015.
Формат 60×84 1/16. Уч.-изд.л. 15,6. Тираж 100. Заказ 59.

Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П. А. Соловьева
(РГАТУ имени П. А. Соловьёва)

Адрес редакции: 152934, г. Рыбинск, ул. Пушкина, 53

Отпечатано в множительной лаборатории РГАТУ имени П. А. Соловьева
152934, г. Рыбинск, ул. Пушкина, 53

