

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

X МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ, ТЕПЛООБМЕНА
И ЭКОЛОГИЯ ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ»

Сборник трудов

С А М А Р А
Издательство Самарского университета
2017

УДК 662.61
ББК 31.3
Д-37

Д-37 X Международная научно-техническая конференция «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей»: сб. трудов. – Самара: Изд-во Самарский университет, 2017. – 112 с.

ISBN 978-5-7883-1185-2

В сборнике отражено содержание докладов X Международной научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей», которая проходила 27-28 сентября 2017 г. и посвящена 75-летию Самарского университета.

Основная задача конференции – организация площадки для встречи специалистов в области процессов горения и теплообмена, обмена опытом, поиска партнёров, новых идей и решений существующих проблем.

Сборник разделён на две секции: «Фундаментальные основы и моделирование процессов горения в энергетических установках» и «Вопросы организации рабочего процесса в камерах сгорания энергетических установок».

Конференция поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации:

- в рамках выполнения исследований по соглашению от 28 июля 2016 г. № 14.587.21.0033 о предоставлении субсидии (уникальный идентификатор проекта RFMEFI58716X0033) при реализации Программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы»;

- в рамках выполнения научного исследования по Договору № 14.Y26.31.0020 от 16.02.2017 г. о выделении гранта Правительства Российской Федерации для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих учёных в российских образовательных организациях высшего образования, научных учреждениях, подведомственных Федеральному агентству научных организаций, и государственных научных центрах Российской Федерации (в рамках Постановления Правительства Российской Федерации от 09.04.2010 г. № 220).

Сборник предназначен для широкого круга научных и инженерно-технических работников, аспирантов и студентов.

Все материалы печатаются в авторской редакции.

УДК 662.61
ББК 31.3

ISBN 978-5-7883-1185-2

© Самарский университет, 2017

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1.

Фундаментальные основы и моделирование процессов горения в энергетических установках

<i>Третьяков В.В., Свириденков А.А.</i> Моделирование и расчетно-экспериментальное исследование смесеобразования в закрученных течениях за газодинамическим стабилизатором	6
<i>Щепакина Е.А.</i> Инвариантные многообразия со сменой устойчивости в моделировании критических явлений процессов горения	9
<i>Орлов М.Ю., Анисимов В.М., Лукачёв С.В.</i> Исследование влияния неравномерности потока за компрессором газотурбинного двигателя на параметры газа на входе в турбину	10
<i>Зубрилин И.А., Гураков Н.И., Матвеев С.Г.</i> Гибридная модель для расчета бедного срыва пламени в камерах сгорания ГТУ с пилотным пламенем	13
<i>Бурков А.С., Ягодников Д.А., Томак В.И.</i> Исследование особенностей горения порошкообразного алюминия в камере сгорания модельного прямоточного воздушно-реактивного двигателя с применением спектрозональной видеосъёмки	16
<i>Сабирзянов А.Н., Тихонов О.А., Бакланов А.В. Малюков А.В.</i> Влияние состава топливного газа на рабочие параметры камеры сгорания ГТУ	17
<i>Горбатов А.А.</i> Трехмерный расчет теплового состояния основной камеры сгорания	19
<i>Папырин П.В., Сухов А.В., Ягодников Д.А.</i> Единая математическая модель воспламенения и горения отдельной частицы диборида алюминия в высокоскоростном окислительном потоке	20
<i>Шаблій Л.С., Зубанов В.М., Степанов Д.В.</i> Методики моделирования установившихся процессов горения в камере ЖРД	22
<i>Дермер П.Б.</i> Изучение возможности генерации свободных нестационарных огненных вихрей	25
<i>Беликов Ю.В., Строкин В.Н., Токталиев П.Д.</i> Расчетно-экспериментальное исследование элементов рабочего процесса в отсеке камеры сгорания ТРДД с многоточечной подачей топлива	29
<i>Куценко Ю.Г.</i> Моделирование физико-химических процессов в малоэмиссионных камерах сгорания	30
<i>Куценко Ю.Г.</i> Методы расчета и анализа для моделирования процесса распыла жидкого топлива	32
<i>Диденко А.А., Ахтерьяков А.В., Соколов А.Б., Каныгин А.А., Соловьёва А.В., Коломзаров О.В., Анисимов В.М., Анисимов М.Ю., Лукачёв С.В.</i> Сравнительные исследования полей скорости в двухфазной струе воздуха из эталонного сопла с использованием лазерных доплеровских измерителей и термоанемометра	34

<i>Бадерников А.В., Пиралишвили Ш.А., Гурьянов А.И.</i> Результаты численного моделирования процессов горения в вихревых противоточных горелочных модулях	36
<i>Красноухов В.С., Мебель А.М., Завершинский И.П., Порфирьев Д.П., Аязов В.Н.</i> Реакция взаимодействия циклопентадиенила и метил радикалов	38
<i>Мебель А.М., Евсеев М.М.</i> Квантово-химический расчёт механизмов образования антрацена и фенантрена из нафталина	41
<i>Галимова Г.Р., Мебель А.М., Аязов В.Н.</i> Окисление молекулы пирена C ₁₆ H ₁₀ гидроксилон ОН	43
<i>Олейников А.Д., Мебель А.М., Аязов В.Н.</i> Теоретическое исследование окисления циклопентадиенильного радикала C ₅ H ₃ молекулярным кислородом O ₂	46
<i>Александров Ю.Б., Мингазов Б.Г., Вафин И.И., Сулаиман А.И.</i> Исследование формирования температурных полей в камере сгорания	49
<i>Кныш Ю.А.</i> Новая технология организации процессов горения предварительно перемешанных газозвушных смесей	52
<i>Кныш Ю.А., Горикалев А.А., Половинцова М.В.</i> Акустическая эмиссия микровихревой матрицы	55
<i>Матвеев С.С., Алексеев В.А., Чет И.В., Матвеев С.Г., Коннов А.А.</i> Определение нормальной скорости распространения пламени смеси метилциклоксан/воздух при различных температурах	57

Секция 2. Вопросы организации рабочего процесса в камерах сгорания энергетических установок

<i>Кузнецов Ю.С., Белоzerцев В.Н.</i> Оценка характеристик теплоиспользующей газовой холодильной машины для бортовой системы охлаждения	62
<i>Свириденков А.А., Третьяков В.В.</i> Анализ экспериментальных данных и расчёт влияния давления в камере сгорания на характеристики факела распыливания за форсунками	64
<i>Тесля Д.Н., Маяцкий С.А., Грасько Т.В.</i> Форсажная камера сгорания с адаптивной системой автоматического управления подачи топлива	67
<i>Румянцева С.А., Василюк Д.К.</i> Газодинамический анализ мероприятий по снижению температуры внутренней стенки серийной жаровой трубы камеры сгорания ГТД-110	70
<i>Толькин Д.Д., Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И.</i> Обеспечение экологической безопасности и технологической независимости ГТУ SGT-600 при реализации программы импортозамещения на АО «Металлист-Самара»	71
<i>Бакланов А.В., Малюков А.В.</i> Экологическая доводка многофорсуночной камеры сгорания ГТУ с минимальным набором конструктивных изменений	74
<i>Скиба Д.В., Кашипов Р.С., Максимов Д.А.</i> Алгоритм управления малоэмиссионной камерой сгорания газотурбинного двигателя	76

<i>Скиба Д.В., Кашипов Р.С., Максимов Д.А.</i> Ключевые технологии, разработанные ООО НПФ «Теплофизика» при создании малоземиссионных камер сгорания с предварительным смещением топлива для газоперекачивающих станций, проверенные на камерах сгорания ПСТ 25ИР и ПСТ MS3002 в ходе опытно-промышленной и серийной эксплуатации	78
<i>Ярмаш А.Д., Онищук И.И.</i> Особенности течений в циркуляционных зонах при дополнительном вдуве струй	79
<i>Нугуманова А.Д., Сипатов А.М., Назукин В.А.</i> Анализ мирового опыта регулирования газотурбинных двигателей с низкоэмиссионной камерой сгорания по режимам мощности и в климатическом диапазоне	81
<i>Шайкин А.П., Галиев И.Р.</i> Определение температуры пламени ионизационным зондом	84
<i>Диденко А.А., Абрашкин В.Ю., Соколов А.Б., Четет И.В., Ахтерьяков А.В.</i> Совместный анализ поля температуры газа и характеристик по составу продуктов сгорания на выходе из камеры сгорания ГТД	87
<i>Александров Ю.Б., Мингазов Б.Г.</i> Моделирование рабочих процессов в камере сгорания газотурбинной установки	88
<i>Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Устинов А.В.</i> О программе RUDIP для расчёта частотных характеристик зондов пульсаций давления	91
<i>Юсеф В.М., Сыченков В.А., Давыдов Н.В.</i> Расчет и моделирование процессов в камерах сгорания	94
<i>Давыдов Н.В., Мингазов Б.Г., Мухаметгалеев Т.Х.</i> Исследование петлевой камеры сгорания	97
<i>Новиков В.А.</i> Повышение экологической безопасности окружающей среды при эксплуатации газотурбинных энергетических установок	98
<i>Мухаметгалеев Т.Х., Мингазов Б.Г.</i> Исследование газодинамической стабилизации пламени в потоке на встречной закрученной топливовоздушной струе	100
<i>Вахитов А.Р., Мингазов Б.Г.</i> Анализ процессов в гомогенной камере сгорания на основе теории турбулентного горения	103
<i>Горшкалев А.А., Половинщикова М.В.</i> Разработка подходов к экспериментальной оценке эффективности работы микровихревой горелки	107
<i>Коломзаров О.В., Орлов М.Ю.</i> Обоснование целесообразности использования в МГТД камеры сгорания с тороидальной зоной рециркуляции	110

СЕКЦИЯ 1.
ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ И МОДЕЛИРОВАНИЕ
ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ

УДК 621.43

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ
ИССЛЕДОВАНИЕ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ В ЗАКРУЧЕННЫХ
ТЕЧЕНИЯХ ЗА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Третьяков В.В., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, tretjak@ciam.ru
Свириденков А.А., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, sviriden@ciam.ru

Рассматривается влияние нестационарности воздушного потока на процессы смесеобразования в следе за закручивающими устройствами камер сгорания. В качестве такого устройства выбран фронтальной газодинамический стабилизатор. Данная работа является продолжением исследований [1]. Расчет характеристик смесеобразования в следе за рассматриваемым стабилизатором включает в себя использование следующих моделей: модель расчета течения воздуха, модель распада топливных струй и пленок, модель тепло- и массо- обмена между топливными каплями и воздушным потоком и модель смешения топлива с воздухом. Предварительно проведенные эксперименты показали, что при увеличении закрутки потока воздуха во входных устройствах происходит улучшение распыливающих свойств воздушных потоков: уменьшение размеров капель и повышение равномерности их распределения в поперечном сечении факела распыливания. Используемые в данной работе модели и методика расчета течений, распыливания топлива и его распределений в рабочем объеме в целом соответствуют изложенным в [1]. Согласно этой методике учет нестационарности воздушного потока осуществляется следующим образом. Расчеты распределений капельножидкого топлива производятся в мгновенных полях скоростей. Полученные распределения концентраций осредняются по реализациям и считается, что они представляют собой реальные осредненные распределения. Сравнение рассчитанных таким образом полей концентраций с экспериментальными данными показало их приемлемое согласование для нескольких характерных режимов работы газодинамического стабилизатора. Схема газодинамического стабилизатора (ГДС) и изменение по времени концентраций топлива в следе за ним представлены на *рис. 1*.

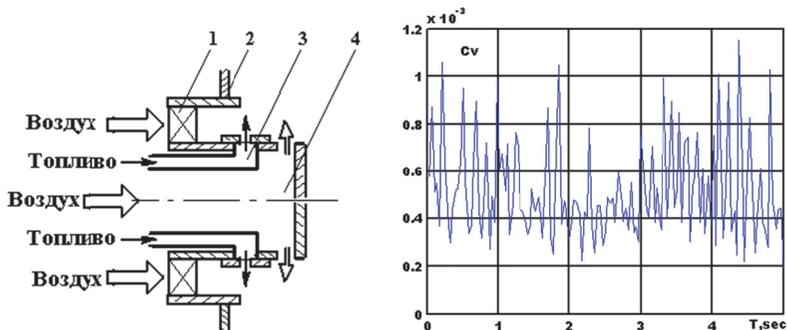


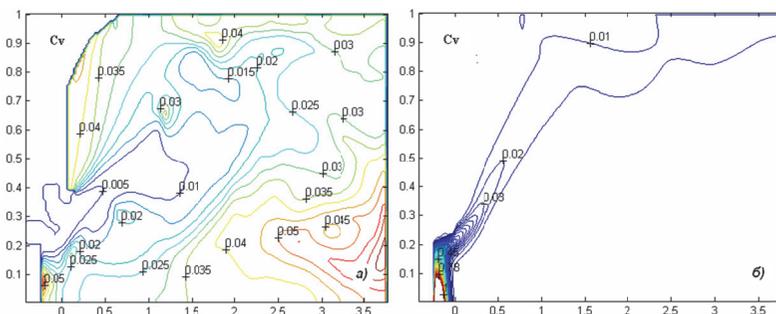
Рис. 1. Схема газодинамического стабилизатора (1 – завихритель, 2 – фронтальная плита, 3 – канал подачи топлива, 4 – канал подачи распыливающих воздушных струй) и изменение пульсаций концентраций топлива в следе за ним по времени

На рисунке C_v – объёмная концентрация капель (отношение суммарного объёма капель в ячейке к её объёму). Отметим, что синусоидальный характер изменения по времени средних значений пульсаций концентраций объясняется наличием прецессионного движения воздушного потока, являющегося одним из видов нестационарности. Эксперименты показали также, что распределение капель по радиусу факела распыливания достаточно равномерное, при этом распределения их концентраций в рабочем объёме КС во многом определяются характеристиками воздушного потока. Это же подтверждается и результатами численных расчетов.

Расчеты, проведенные в стационарной постановке, показали, что топливные капли, увлекаемые воздушным потоком, концентрируются в зоне возвратного течения вблизи места впрыска топлива (у торца форсунки) и практически отсутствуют в области стенки жаровой трубы. Вместе с тем, результаты расчетов движения капель в нестационарных полях скорости указывают на обратный эффект: капли в процессе своего движения оказываются в пристеночной области камеры. Таким образом, попадание капельножидкого топлива на стенки камеры сгорания определяется нестационарным характером рассматриваемого течения. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными подтверждает этот вывод.

Аналогичная методика расчета использована в данной работе и для анализа распределения в рабочем объёме камеры сгорания парообразного топлива. При этом делаются следующие предположения. Течения газа вблизи капли имеет локально стационарный характер. Пренебрегается влиянием на движение капель турбулентных пульсаций скорости газового потока. Процесс прогрева капли происходит мгновенно, так что температура капли

равна температуре ее поверхности. Не учитывается турбулентная диффузия каплей. Локально теплообмен между газовым потоком и каплей описывается законами стационарного испарения, а влияние на эти процессы движения капли относительно газовой среды описывается введением в выражение для числа Нуссельта специального экспериментального множителя. Зависимости коэффициентов, характеризующих газовую фазу и капли, от температуры - линейные. Пренебрегается влиянием на процесс испарения давление насыщающих топливных паров вблизи поверхности капли. При моделировании нестационарного характера движения парообразного топлива предполагается, что поля концентраций пара получаются в результате осреднения их мгновенных полей, рассчитанных для каждого из мгновенных полей скорости. Результаты проведенных расчетов сравниваются с результатами, полученными в стационарном поле. Оказалось, что при учете нестационарного характера течения поля концентраций в рабочем объеме камеры сгорания являются более равномерными, чем стационарные. Это связано с сильным экранирующим действием воздушных струй, поступающих в камеру сгорания. В частности, в область за стабилизатором парообразное топливо попадает за счет нестационарности возвратно-циркуляционного течения за стабилизатором. На *рис. 2* представлены результаты расчетов полей концентраций парообразного топлива в нестационарном и стационарном вариантах моделирования течения.



*Рис. 2. Распределения парообразного топлива в следе за ГДС
а) – расчет по нестационарной модели, б) – по стационарной*

Работа выполнена при поддержке РФФИ. Проект № 17-01-00213

Список литературы

1. В.В. Третьяков, А.А. Свириденков. Нестационарный теплообмен и распределение топлива в течениях за газодинамическим стабилизатором // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 4. С. 162 – 173.

УДК 517.928

ИНВАРИАНТНЫЕ МНОГООБРАЗИЯ СО СМЕНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ В МОДЕЛИРОВАНИИ КРИТИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ

Щепакина Е.А., Самарский университет, г. Самара, shchepakina@ssau.ru

Одной из центральных задач теории процессов горения и взрыва является определение критических условий самовоспламенения в многофазных средах. Многофазность обусловлена либо протеканием процесса в инертной запыленной или пористой среде (фильтрационное горение) либо сложной структурой горючей смеси (спреи, газо-жидкостные смеси, твердые и гелеобразные составы реакционноспособных веществ). В силу резкого различия скоростей протекания процессов для математического моделирования таких систем предлагается использовать динамические модели с сингулярными возмущениями, а в качестве моделей критических явлений применять процессы, развивающиеся на инвариантных поверхностях с переменной устойчивости. Под критическими здесь понимаются процессы, которые играют разделяющую роль между режимами медленного выгорания и взрывными режимами.

Актуальность моделирования, изучения и определение условий протекания критических режимов в процессах горения важно не только с точки зрения безопасности, но часто именно критический режим является наиболее эффективным с точки зрения технологического процесса. Отличительной особенностью таких режимов является возможность получения в рамках безопасного процесса высоких значений температур, значительно превышающих значения, характерные для безопасных режимов медленного выгорания. Получение высоких значений температур и энергии без увеличения затрат на топливо позволяет решать задачи ресурсо- и энергосбережения.

Разработан математический аппарат моделирования критических режимов горения и определения условий их реализации. В основе данного аппарата лежит концепция инвариантных поверхностей со сменой устойчивостью. Применение таких поверхностей позволяет учитывать возмущения во время технологического процесса. Данный подход к моделированию критических явлений продемонстрирован на примере фильтрационного горения газовой смеси. Решена задача об оценке максимальной температуры безопасного горения, получена зависимость максимальной температуры безопасного горения от начальной температуры газовой смеси.

Данная работа была поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» в рамках соглашения RFMEFI58716X0033.

Список литературы

1. *Щепакина Е.А.* Притягивающе-отталкивающие интегральные поверхности в задачах горения // Математическое моделирование. 2002. Т. 14. № 3. С. 30–42.
2. *Shchepakina E.* Black swans and canards in self-ignition problem // Nonlinear Analysis: Real World Applications. 2003. Vol. 4. P. 45-50.
3. *Соболев В.А., Щепакина Е.А.* Редукция моделей и критические явления в макрокинетике. М.: Физматлит, 2010. 319 с.
4. *Shepakina E., Sobolev V., Mortell M.P.* Singular Perturbations. Introduction to System Order Reduction Methods with Applications. Cham: Springer, 2014. 212+XIII p.
5. *Sazhin S.S., Shchepakina E., Sobolev V.* Positively invariant manifolds: concept and applications // Journal of Physics: Conference Series. 2017. V. 811. 012015.

УДК: 621.431.75

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА ЗА КОМПРЕССОРОМ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПАРАМЕТРЫ ГАЗА НА ВХОДЕ В ТУРБИНУ

Орлов М.Ю., Самарский университет, НОЦ ГДИ, г. Самара,
Анисимов В.М., Самарский университет,
НОЦ ГДИ, г. Самара, vradik@mail.ru
Лукачев С.В., Самарский университет, г. Самара

Ключевые слова: камера сгорания, компрессор, турбина, совместный расчёт, моделирование, конечные элементы, горение, вредные выбросы, режим работы ГТД

Улучшение показателей современных ГТД и ГТУ предполагает не только оптимизацию осреднённых по сечению параметров, но и формирование необходимого распределения их по сечению. Камера сгорания как один из основных элементов ГТД и ГТУ влияет практически на все их характеристики. Так, например, формирование температурного поля на входе в турбину определяет ресурс соплового аппарата и рабочего колеса первой ступени турбины высокого давления и двигателя в целом.

Совместная работа компрессора, камеры сгорания и турбины предполагает, что рабочий процесс этих элементов связан между собой. Соответственно изменение какого-либо параметра в компрессоре может повлиять на рабочий процесс в камере сгорания, а затем и в турбине. Поэтому при проектировании камеры сгорания важно, например, не только определить поле распределения температуры, но и получить понимание того, как на него влияют различные факторы, в том числе и изменение оборотов ротора двигателя и соответствующее изменение работы компрессора.

Существующие работы по моделированию совместной работы камеры сгорания и других узлов рассматривают в основном взаимодействие компрессора и камеры сгорания и в меньшей степени – процессы во всём двигателе. Между тем виртуальные эксперименты на двигателе могут сделать его проектирование более эффективным. Поэтому целью данной работы является исследование влияния работы компрессора на процессы в камере сгорания и через них на параметры газа перед турбиной.

Объектом исследования был выбран газогенератор ГТУ наземного применения. В качестве расчётного инструмента использовался пакет трёхмерного моделирования Ansys Fluent. Ранее для него была отработана и верифицирована методика расчёта процессов с горением в камере сгорания. Геометрическая модель объекта исследования включает в себя: направляющий аппарат предпоследней ступени компрессора, рабочее колесо и направляющий аппарат последней ступени компрессора высокого давления, камера сгорания, сопловой аппарат и рабочее колесо турбины высокого давления.

Для снижения объёма компьютерной памяти и времени на расчёт вместо полноразмерной окружной модели газогенератора был использован выделенный из неё периодический сектор. Для камеры сгорания он соответствовал двум горелкам, так как у объекта исследования в зависимости от режима работы двигателя расход топлива для чётных и нечётных горелок мог отличаться. Сектора, соответствующие компрессору и турбине, с целью обеспечения периодичности по количеству лопаток могли отличаться от реальных, но не более чем на 10%.

Неструктурированная конечно-элементная модель газогенератора представлена на рис. 1.

Обороты турбины задавались равными оборотам рабочего колеса компрессора, так как они находятся на одном валу. Расчёт проводился в нестационарной постановке для двух рабочих режимов двигателя: номинального и 0.5 от номинального.

Сравнение результатов расчётов показывает существенные различия для данных расчёта КС в составе газогенератора, при её автономном расчёте и расчётах с учётом только компрессора. Причём отличия имеют место как в количественном, так и в качественном соотношении. На обо-

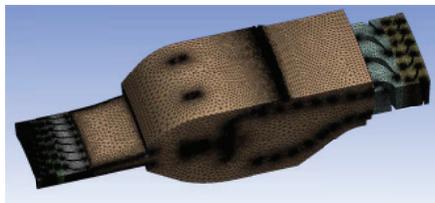


Рис. 1. Конечно-элементная модель газогенератора

их режимах при расчёте камеры сгорания в составе газогенератора форма факела, его размеры и температура отличаются от случая с автономным расчётом камеры сгорания. Например, различие в расчётных значениях температуры составляет до 300°C . Поскольку эти параметры влияют на формирование рабочего процесса КС в зоне горения КС, то можно предположить, что полученные изменения скажутся и в зоне смешения.

Различия в полученных данных не могут быть объяснены влиянием только компрессора. В этом случае данные по расчётам камеры сгорания в составе газогенератора и компрессора с камерой сгорания совпали бы. Так как их сравнение показывает различия, то очевидно, что наличие турбины в расчётах оказывает влияние на рабочий процесс в камере сгорания. То есть влияние таких элементов как компрессор, камера сгорания и турбина друг на друга, имеет место как в прямом, так и в обратном направлении.

Расчёт потерь полного давления для камеры сгорания в составе газогенератора и при её автономном расчёте показал, что получаемые значения могут иметь отличия друг от друга до 30%.

В целом из полученных результатов можно сделать следующие выводы:

Неравномерность потока за компрессором влияет на процессы, протекающие в зоне горения камеры сгорания.

Изменение характера процессов, протекающих в зоне горения камеры сгорания, приводит к изменению параметров газового потока на входе в турбину.

Расчёт величин выбросов NO_x камерой сгорания и потерь полного давления в ней в составе газогенератора и при автономном расчёте камеры сгорания даёт различные результаты.

Работа турбины влияет на формирование температурного поля на входе в неё, в частности делает его в окружном направлении более неравномерным.

Работы в области данного исследования продолжают в целях более детального изучения химических процессов. Используются реакторные модели. Оценивается протекание химических процессов образования вредных веществ за камерой сгорания, в турбине.

ГИБРИДНАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ РАСЧЕТА БЕДНОГО СРЫВА ПЛАМЕНИ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТУ С ПИЛОТНЫМ ПЛАМЕНЕМ

Зубрилин И.А., Самарский университет, г. Самара, zubrilin416@mail.ru
Гураков Н.И., Самарский университет, г. Самара,
Матвеев С.Г., Самарский университет, г. Самара

В настоящее время можно выделить три основных подхода для расчёта границы бедного срыва пламени при сжигании газообразных топлив: полуэмпирические модели, моделирование в трёхмерной нестационарной постановке и гибридные модели. Под гибридной моделью понимается подход, основанный на разумном сочетании полуэмпирических и трёхмерных моделей и позволяющий использовать их преимущества (скорость получения результатов и универсальность).

В большинстве работ, посвящённых обобщению данных по бедному срыву пламени, рассмотрено либо чисто гомогенное горение, либо диффузионное и не рассмотрены параметры, характеризующие распределение топлива между основным и дежурным контурами горелочного устройства, тогда как для малоэмиссионных КС ГТУ одним из наиболее эффективных методов стабилизации пламени при горении бедных заранее подготовленных смесей является использование в горелочных устройствах пилотного пламени. В работе представлена модель для расчёта границы бедного срыва пламени при сжигании газообразных топлив в камерах сгорания ГТУ в зависимости от распределения топлива между основным (гомогенным) и пилотным (диффузионным) контурами горелочного устройства. Схема исследуемой КС представлена на рисунке 1. На рисунке 2 представлено сопоставление определённых экспериментально срывных характеристик $\alpha_{\text{бс_эксп}}$ и значений коэффициента избытка воздуха, осреднённого по поверхности зоны обратных токов $\alpha_{\text{зот}}$, и полученных в результате расчёта экспериментальных условий в трёхмерной постановке, но без горения топлива. Как видно из рисунка 2 изменение $\alpha_{\text{зот}}$ качественно соответствует изменению срывной характеристики КС во всем диапазоне $\bar{G}_{\text{дк}}$ и значит может быть использован для формирования гибридной модели.

В результате обобщения расчётных и экспериментальных данных для различных начальных температур T_k и перепадов давления на КС ΔP (рис. 3) получено выражение, позволяющее определить $\alpha_{\text{бс}}$ для произволь-

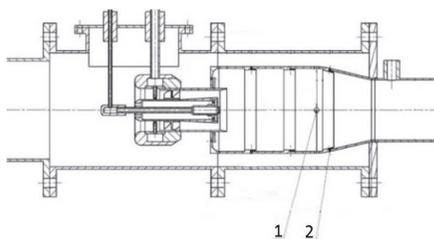


Рис. 1. Схема исследуемой камеры сгорания

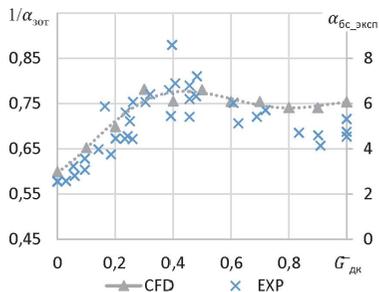


Рис. 2. Сопоставление расчётных и экспериментальных данных, $\Delta P = 3\%$, $T_k = 500\text{K}$

ного соотношения топлива между основным и дежурным контурами горелочного устройства КС:

$$\frac{\alpha_{\text{бс}_0}}{\alpha_{\text{бс}}} = \left(\frac{\alpha_{\text{зот}_0}}{\alpha_{\text{зот}}} \right)^{\frac{T_k}{k}} \alpha_{\text{бс}_0}$$

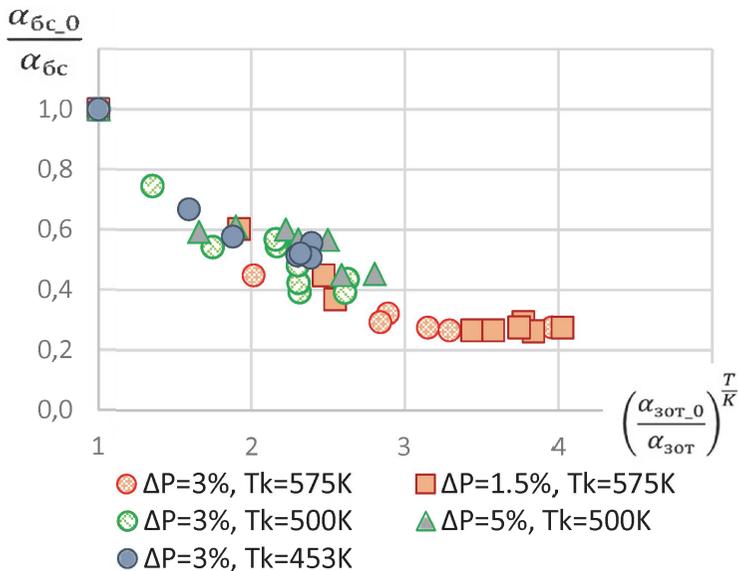


Рис. 3. Обобщение данных по бедному срыву пламени

Алгоритм использования модели следующий:

На основе проектного расчёта строится трёхмерная геометрическая модель камеры сгорания.

По результатам расчётов RANS в трёхмерной постановке без горения определяется зависимость $\alpha_{зот} = f(\bar{G}_{дк})$ и строится зависимость $\frac{\alpha_{зот_0}}{\alpha_{зот}} = f(\bar{G}_{дк})$, $\alpha_{зот_0}$ – коэффициент избытка воздуха ЗОТ при подаче всего топлива в основной контур, $\bar{G}_{дк}$ – расход топлива в дежурном контуре, отнесённый к суммарному расходу топлива через КС.

В постановке LES определяется зависимость $\alpha_{бс_0} = f(G_B)$, где $\alpha_{бс_0}$ – коэффициент избытка воздуха при бедном срыве пламени при подаче всего топлива в основной контур, G_B – расход воздуха при заданной температуре.

Определение границы по бедному срыву пламени для произвольного распределения топлива по зависимости $\alpha_{бс} = \left(\frac{\alpha_{зот_0}}{\alpha_{зот}}\right)^{\frac{T_K}{K}} \alpha_{бс_0}$,

$\alpha_{бс}$ – коэффициент избытка воздуха при бедном срыве пламени; $K=137$, T_K – температура воздуха на входе в КС.

Сопоставление результатов применения предлагаемой методики с экспериментальными данными для исследуемой КС представлено на рисунке 4.

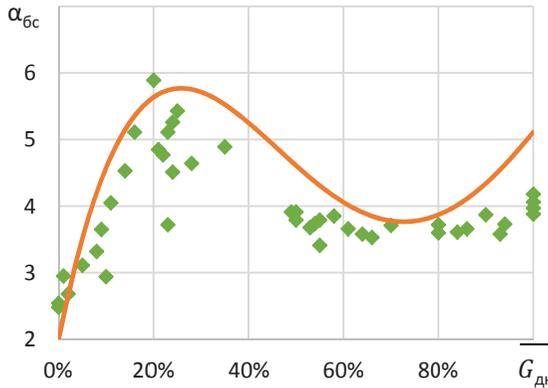


Рис. 4. Сопоставление результатов расчёта по предлагаемой методике — и экспериментальных данных ◆

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ГОРЕНИЯ ПОРШКООБРАЗНОГО АЛЮМИНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МОДЕЛЬНОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ СПЕКТРОЗОНАЛЬНОЙ ВИДЕОСЪЁМКИ

Бурков А.С., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, abs2186@mail.ru

Ягодников Д.А., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва,

Томак В.И., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Ключевые слова: оптическая пирометрия, двухфазный поток, порошкообразный алюминий, температурная неравновесность

Одним из ключевых параметров, по которому можно оценить качество рабочего процесса в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД), использующем металлизированное горючее, является действительная температура продуктов сгорания (ПС). Измерение температуры двухфазного потока ПС связано с определенными трудностями, так как использование контактных методов не даёт достоверную информацию о температуре из-за воздействия на чувствительный элемент конденсированной фазы, а также вследствие неопределенности, обусловленной температурной неравновесностью ПС. Представляется перспективным использование бесконтактных способов измерения температур, в частности методов оптической пирометрии. В данной работе разработана методика спектрально-зональной видеосъёмки, позволяющая определить температурные поля в пространстве модельной камеры сгорания ПВРД, снабженной для визуализации плоским прозрачным элементом. Причём определение температуры проводится отдельно для твёрдой и газовой фаз в один тот же момент времени рабочего процесса за счет применения специальной зеркальной приставки, удваивающей изображение, каждое из которых проходит через свою часть сдвоенного интерференционного светофильтра и попадает на чувствительный элемент кино/видеокамеры одновременно со вторым изображением. Одна из частей фильтра пропускает свет на длине волны 547 нм, на этой длине определяется температура конденсированной фазы ПС. Выбор длины в 547 нм обусловлен тем, чтобы исключить искажения степени яркости излучения, вызванными колебательными полосами АЮ с передними кантами 465 нм, 484 нм, 508 нм, 533 нм [1]. Вторая часть – на длине волны дублета натрия. Интенсивность излучения дублета натрия обусловлена изменением поступательной энергии атома, что, в ко-

нечном счёте, характеризует температуру газового потока, в котором осуществляется его возбуждение. Поскольку насыщенный центр спектральной линии Na^D (589 нм) обладает излучательной способностью, равной $\epsilon_{\text{Na}^D} = 1$, то, измеряя температуру на этой длине волны, регистрируется истинная температура газовой фазы ПС [2].

В результате обработки заснятых изображений рабочего процесса были получены:

- распределение изотерм твердой фазы и температуры газовой фазы в один и тот же момент времени;
- определены геометрические параметры основных очагов горения алюминия;
- определены основные геометрические различия температурной неравновесности.

*Работа выполнена при поддержке Гранта
Ведущей научной школы России, проект НШ-9774.2016.8*

Список литературы

1. Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 432 с.
2. Файзулов Ф.С. Пирометрическое исследование состояния воздуха, азота и аргона за ударной волной // Труды физического института АН СССР. 1962. Т. 18. С. 105 – 158.

УДК 621.452.3+621.4+519.6

ВЛИЯНИЕ СОСТАВА ТОПЛИВНОГО ГАЗА НА РАБОЧИЕ ПАРАМЕТРЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ

Сабирзянов А.Н., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, ANSabirzyanov@kai.ru
Тихонов О.А., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, OLATikhonov@kai.ru
Бакланов А.В., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, ABaklanov@oao.kmpo.ru
Малюков А.В., КАЗНЦ РАН, г. Казань, aleksei.maliukoff@yandex.ru

При эксплуатации ГТД, служащих для привода нагнетателя газо-перекачивающего агрегата, в качестве топлива в основном используют природный газ, состоящий из метана с примесью других углеводородов и инертных газов. Состав природного газа, как правило, характеризуется следующими значениями: метан – 85...99, этан – 1,0...8,0, пропан, бутан – 0,5...3; азот – 0,5...0,7; углекислота – до 1,8 в %-ом отношении по объему. В процессе добычи нефти на некоторых месторождениях вы-

деляется попутный газ. Многие нефтедобывающие компании стараются использовать этот газ в качестве топлива в газопроводном оборудовании для выработки электроэнергии. Такой газ сильно отличается от природного – в его составе может преобладать азот до 60 %, содержаться углекислый газ, входящие в его состав такие углеводороды как метан CH_4 , этан C_2H_6 , пропан C_3H_8 , n-бутан C_4H_{10} , n-пентан C_5H_{12} , гексан C_6H_{14} могут занимать объем до 50 %, в составе может содержаться сера. Плотность и теплотворная способность такого газа будут отличаться от природного и, следовательно, рабочие процессы, протекающие в камере сгорания, изменятся, что приведет к изменению дроссельных характеристик двигателя. Поэтому становится актуальным моделирование процессов в камере сгорания [1], работающей на данном виде топлива, и выработки рекомендаций по применению попутного газа.

В данной работе предлагается использование оптимальных кинетических механизмов окисления и горения нормальных алкановых углеводородов от C_1 – C_3 до n-гексадекана $\text{C}_{16}\text{H}_{34}$ [2-5] для реализации их в современных пакетах вычислительной гидродинамики. Использование комбинации углеводородов $\text{C}_n\text{H}_{2n+2}$ позволяет создать адекватные модели суррогатов реальных углеводородных топлив (природного газа, в том числе и жидких углеводородных топлив). На данный момент применение расширенной элементной базы компонентного состава для описания рабочих процессов в камерах сгорания ГТУ согласно оптимальным кинетическим механизмам в вычислительных кодах CFD не представляется возможным и требует создание необходимой базы данных.

На основе литературных источников [2-5] получены и аппроксимированы коэффициенты полиномов, которые в широком диапазоне давлений и температур позволяют моделировать термодинамические и теплофизические свойства большого количества углеводородов, являющихся основными конечными и промежуточными продуктами химических высокотемпературных превращений. Химические механизмы окисления $\text{C}_n\text{H}_{2n+2}$ построены на механизмах окисления его аналога в гомологическом ряду с числом атомов углерода n, меньшим на единицу: $\text{C}_{n-1}\text{H}_{2(n-1)+2}$. Реагенты, которые следует учитывать в химических механизмах горения и окисления следующие: нормальные парафиновые углеводороды, углеводородные радикалы, перекисные радикалы, гидроперекиси, оксирадикалы, альдегиды, альдегидные радикалы, непредельные углеводороды, радикалы непредельных углеводородов.

Созданные базы данных позволили отработать методику расчета рабочих параметров камеры сгорания ГТУ на различных составах топлив-

ного газа, что позволяет вырабатывать рекомендации по применению попутного газа для привода нагнетателя газоперекачивающего агрегата.

Список литературы

1. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД / *А.Н. Сабирзянов, В.Б. Явкин, Ю.Б. Александров, А.Н. Маркушин, А.В. Бакланов* // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2014. № 2. С. 62-70.
2. Механизмы окисления и горения нормальных парафиновых углеводородов: переход от C_1 - C_{10} к C_{11} - C_{16} / *В.Я. Басевич, А.А. Беляев, В.С. Посвянский, С.М. Фролов* // Хим. физика. 2013. Т. 32. № 4. С. 87-96.
3. *Басевич В.Я., Беляев А.А., Фролов С.М.* Механизмы окисления и горения нормальных алкановых углеводородов: переход от C_1 - C_3 к C_4H_{10} // Хим. физика. 2007. Т. 26. № 7. С. 37-44.
4. *Басевич В.Я., Беляев А.А., Фролов С.М.* Механизмы окисления и горения нормальных парафиновых углеводородов: переход от C_1 - C_4 к C_5H_{12} // Хим. физика. 2009. Т. 28. № 8. С. 59-66.
5. *Басевич В.Я., Беляев А.А., Фролов С.М.* Механизмы окисления и горения нормальных алкановых углеводородов: переход от C_1 - C_5 к C_6H_{14} // Хим. физика. 2010. Т. 29. № 7. С. 71-78.

УДК 621.45.022

ТРЕХМЕРНЫЙ РАСЧЕТ ТЕПЛОвого СОСТОЯНИЯ ОСНОВНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Горбатов А.А., ОКБ им. А. Льюлки, г. Москва, salivan878@gmail.ru

Кольцевые камеры сгорания, обладая большими массогабаритными характеристиками, получили широкое применение. Они чаще используются в конструкциях авиационных и авиапроизводных ГТД. Кольцевая камера сгорания газотурбинного двигателя содержит расположенные соосно наружный и внутренний корпуса, установленный на входе в камеру кольцевой диффузор, размещенную в кольцевой полости между корпусами жаровую трубу, выполненную из наружной и внутренней обечаек с поперечными поясами отверстий подвода воздуха. На входе в жаровую трубу расположено фронтное устройство, имеющее равномерно размещенные по окружности ряд модулей с форсунками для подготовки и подачи топливовоздушной смеси в камеру сгорания.

В докладе представлены результаты исследования теплового состояния корпуса камеры сгорания авиационного двигателя с учетом влияния излучения жаровой трубы. Рассчитывался суммарный тепловой поток, состоящий из конвективной составляющей от воздуха в полостях корпу-

са и составляющей привносимой излучением экрана жаровой трубы. В качестве граничных условий использовались либо критериальные зависимости в областях более простых течений, либо разрешался сопряженная теплогидродинамическая задача. В последнем случае на входе задавались расход и температура, на выходе – статическое давление. Сама задача является геометрическим сектором камеры, на симметричные границы которых в ANSYS CFX накладывалось условие периодичности.

Проводилась верификация рабочей модели на основе результатов испытаний по термометрированию корпуса камеры сгорания. При сравнении результатов полученных термопарами с соответствующими точками расхождение значений составляло менее 5 процентов.

Исследование показало разницу в 150 °С между внутренней и внешней стенками корпуса камеры сгорания, что ранее математическими моделями описано не было. Расхождение обусловлено более точным расчетом движения воздуха во вторичной зоне камеры сгорания.

Список литературы

1. *Кутателадзе С.С. , Борщанский В.М.* Справочник по теплопередаче: Справочное пособие. Л.: Госэнергоиздат, 1958.
2. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов / *В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, А.В. Щукин.* М.: Машиностроение, 1985. 216 с.

УДК 536.46

ЕДИНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ОТДЕЛЬНОЙ ЧАСТИЦЫ ДИБОРИДА АЛЮМИНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ОКИСЛИТЕЛЬНОМ ПОТОКЕ

Папырин П.В., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, ctpelok91@gmail.com

Сухов А.В., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Ягодников Д.А., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, daj@bmstu.ru

Ключевые слова: математическое моделирование, частица диборида алюминия, горение, воспламенение.

Один из путей повышения эффективности двигательных установок (ДУ) летательных аппаратов (ЛА) связан с разработкой новых рецептур топливных составов. Способом повышения эффективности топлива может служить увеличение относительного содержания пористообразных металлов (магний, алюминий, бор). Однако их использование в качестве добавок наряду с очевидными преимуществами (высокая плотность и удельная теплота сгорания) имеет определённые

недостатки (высокий процент содержания конденсированной фазы в продуктах сгорания топлива, большие потребные времена пребывания). Для учёта этих недостатков в процессе разработки топливного состава и конструкции ДУ требуется существенная экспериментальная отработка.

С другой стороны, уровень развития современных ЭВМ позволяет производить численное моделирование достаточно сложных физических процессов без значительных материальных и временных затрат. Представляется целесообразным дополнять экспериментальную отработку новых топливных составов численными расчётами на ЭВМ.

С целью проведения такого расчёта для процессов воспламенения и горения отдельных частиц металлизированного горючего – диборида алюминия (AlB_2), разработана математическая модель, позволяющая определить скорость изменения температуры и радиуса частицы, находящейся в газовом потоке, а так же скорость изменения толщины оксидной плёнки на поверхности частицы. Считается, что химические реакции взаимодействия алюминия и бора с кислородом протекают параллельно на поверхности частицы, пропорциональной мольной доле каждого элемента в сплаве диборида алюминия. Учитывается радиационный и конвективный теплообмен частицы с окружающей средой. В качестве критериев воспламенения частицы приняты условия полного испарения образующейся оксидной плёнки бора (B_2O_3) и достижение частицей диборида алюминия температуры плавления оксида алюминия (Al_2O_3). Модель является полуэмпирической и основана на экспериментальных зависимостях кинетики реакций окисления и горения одиночных частиц бора и алюминия [1, 2, 3, 4].

На основе разработанной математической модели создана программа расчёта параметров воспламенения и горения частицы диборида алюминия. Программа написана на языке программирования C++, для решения системы уравнений используется метод Рунге-Кутты. В результате расчёта в программе получены аппроксимирующие кривые зависимостей времени индукции воспламенения и времени горения от начальных значений температуры окружающей среды, концентрации кислорода, температуры и диаметра частицы диборида алюминия. Для времени индукции воспламенения: $\tau_{\text{восп}} = 2,139 \cdot 10^{11} \cdot T_b^{-3,566} \cdot r_0^{1,6857} \cdot T_0^{-0,245}$ в миллисекундах, где T_b подставляется в кельвинах, r_0 – в микрометрах, T_0 – в кельвинах (справедливо для диапазонов T_b : 2400 – 3300 К; r_0 : 5 – 20 мкм; T_0 : 300 – 1200 К). Для времени горения получена следующая зависимость: $\tau_{\text{гор}} = 2,321 \cdot 10^{-3} \cdot T_b^{-0,032} \cdot r_0^{1,4756} \cdot n_{O_2}^{-1,145}$ в миллисекундах, где T_b подставляется в кельвинах, r_0 – в микрометрах, n_{O_2} – относительная концентрация кислорода в воз-

духе (справедливо для диапазонов T_b : 2400 – 3300 К; r_0 : 5 – 20 мкм; n_{O_2} : 0,1 – 0,23).

Для оценки точности и корректировки модели требуется проведение экспериментов с целью определения времени задержки воспламенения и времени горения частиц различного диаметра. В дальнейшем представляется целесообразным переход от одиночной частицы к совокупности частиц, а так же описание воспламенения и горения частицы совместно с описанием её движения в камере сгорания летательного аппарата.

*Работа выполнена при поддержке Гранта
Ведущей научной школы России, проект НШ-9774.2016.8.*

Список литературы

1. *King M.K.* Boron Ignition and Combustion in Air-Augmented Rocket Afterburners // Combustion, Science and Technology – 1972. V. 5. № 4. P. 155-164.
2. *Вовчук Я.И., Золотко А.Н., Клячко Л.А.* Время горения частиц бора с учетом влияния диффузионного и кинетического факторов // Химическая физика процессов горения и взрыва. Горение конденсированных систем. Черноголовка, 1977. С. 90 – 93.
3. *Гуревич М.А., Озеров Е.С., Юринов А.А.* О влиянии плёнки окисла на характер воспламенения алюминия // Физика горения и взрыва. 1978. Т. 14. №4. С. 50-55.
4. *Бекстед М.В.* Анализ данных по времени горения частиц алюминия // Физика горения и взрыва. 2005. Т. 41. № 5. С. 55 – 69.

УДК 621.454.2

МЕТОДИКИ МОДЕЛИРОВАНИЯ УСТАНОВИВШИХСЯ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В КАМЕРЕ ЖРД

Шаблий Л.С., Самарский университет, г. Самара, shabliy@ssau.ru
Зубанов В.М., Самарский университет, г. Самара, waskes91@gmail.com
Степанов Д.В., Самарский университет, г. Самара, crey93.stepanov@yandex.ru

Применение технологий компьютерного моделирования при исследовании рабочих процессов в камере ЖРД позволяет повысить качество проектирования новых ЖРД и улучшить существующие. В настоящее время направление науки, связанное с исследованием химической кинетики горения, достаточно подробно освещено как на уровне описания эмпирических моделей [1, 2], так и методик моделирования различных го-

релочных устройствах [3, 4]. Что же касается практического применения численного моделирования для анализа процессов горения в ЖРД – здесь вопрос пока ещё остается недостаточно изученным. В данной работе был проведён анализ основных возможностей программных продуктов, позволяющих реализовать моделирование рабочего процесса камеры ЖРД, и на базе ANSYS CFX были созданы две методики моделирования процесса горения в камерах ЖРД, работающих на компонентах «водород-кислород» и «керосин-кислород».

Среди программных продуктов, реализующих моделирование процесса горения в камере ЖРД, можно выделить следующие:

1. Программа «ТЕРРА», разработанная в МГТУ им. Баумана. В данном программном комплексе реализован расчет параметров равновесия продуктов сгорания, достигаемого в результате химической реакции по длине сопла ЖРД в трех сечениях: камера сгорания, критическое сечение сопла, срез сопла. Течение считается одномерным, т.е. распределение продуктов сгорания по срезу сопла не учитывается.

2. Программа «SPPS PMX», разработанная на кафедре теории двигателей летательных аппаратов в Самарском университете. В данном программном комплексе наряду с моделью идеального ЖРД реализована двумерная газодинамическая модель с учетом вязкости в приближение пограничного слоя. Также учитывается двумерный характер течения в сверхзвуковой профилированной части сопла путем решения уравнений Эйлера.

3. Программа FlowVision, разработанная компанией ООО «ТЕСИС». Данный программный продукт дает возможность пользователю решать задачи, связанные с горением, моделированием течения в газовых горелках, котлах, камерах сгорания. В FlowVision реализованы следующие модели горения: «Зельдович», «Магнуссен», «Аррениус», «Аррениус-Магнуссен», упрощенная модель Eddy Dissipation Concept.

4. Программа ANSYS CFX разработчика ANSYS Inc. (SAS Inc.). В данном программном продукте можно смоделировать трёхмерное течение рабочего тела с учётом всех внутрикамерных процессов (подача компонентов топлива, смешение, гомогенное горение, диффузия, турбулентное перемешивание, образование продуктов сгорания). Наиболее широко в ANSYS CFX используются модели горения Eddy Dissipation Model (EDM), Finite Rate Chemistry (FRC) и Laminar Flamelet.

Детально была рассмотрена только методика расчета горения в ANSYS CFX, причём в двух вариантах: для ЖРД, работающих на топливных парах «водород-кислород» и «керосин-кислород».

Моделирование варианта «водород-кислород» проводилось как с использованием одной глобальной реакции (брутто-формула), так и с ис-

пользованием разветвленной системы химических уравнений [5]. Использование брутто-реакции по сравнению с системой химических реакций имеет преимуществами высокую скорость расчета и простоту постановки задачи. Система реакций даёт более точные результаты (рис. 1), но меньшую стабильность решения.

Моделирование процесса горения в камере на компонентах «керосин-кислород» было реализовано только по брутто-реакции горения керосина, поскольку не удалось найти набор реакций, описывающий горение керосина, который бы приводил к стабильному решению. Тестовые попытки использования разных наборов реакции окончились неудачами. Тем не менее, поскольку процесс горения керосина в камере ЖРД происходит с высокой интенсивностью и практически весь керосин сгорает, не выходя за пределы камеры сгорания, то через критическое сечение сопла и далее проходят уже продукты его горения. Поэтому в [6] было предложено использовать комбинированный подход: продукты горения получать из программы ТЕРРА, основанной на эмпирических зависимостях, а в ANSYS CFX считать «замороженное» течение уже этих продуктов без моделирования горения (рис. 2).

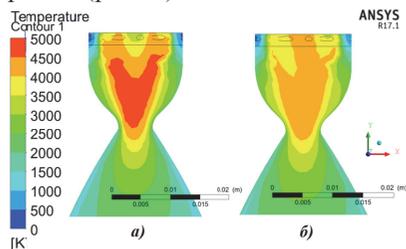


Рис 1. Распределение температуры по камере компонентов «кислород-водород» при использовании:
 а – 1 брутто-реакции;
 б – схемы из 18-ти реакций

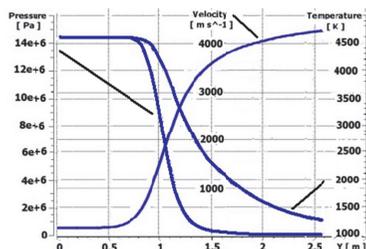


Рис 2. Изменение параметров потока вдоль камеры ЖРД

Сравнение удельного импульса, полученного при расчёте «замороженного» течения в ANSYS CFX и удельного импульса, рассчитанного в программе ТЕРРА по аналогичному «замороженному» течению, показало адекватность данного комбинированного метода (разница не превышает 3-5%). При этом, сравнение результатов расчёта «замороженного» и равновесного течения (с учётом вторичных химических реакций между продуктами основной реакции), полученных из программы ТЕРРА, показывает, что отсутствие учёта вторичных химических реакций

само-по-себе даёт погрешность 5-10%. Поэтому задача поиска набора реакций (или иной модели горения) для пары «керосин-кислород» остаётся актуальной.

Список литературы

1. *Гардинер У.* Химия горения [под ред. У. Гардинера]. М.: Мир, 1988. 464 с.
2. *Gerasimov G.Ya., Shatalov O.P.* Kinetic mechanism of combustion of hydrogen-oxygen mixtures // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2013. V. 86. No. 5. P. 929-936.
3. Определение размеров зоны обратных токов трехмерной модели камеры сгорания ГТД с помощью пакета ANSYS Fluent / *В.В. Бирюк, М.Ю. Орлов, И.А. Зубрилин, Ю.А. Синеговский, А.В. Кривцов* // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2011. № 5(29). С. 44-48.
4. Моделирование процессов горения пропана при переводе камеры сгорания ГТД на газообразное топливо / *С.Г. Матвеев, А.М. Ланский, М.Ю. Орлов, В.Ю. Абрашкин, Д.Н. Дмитриев, И.А. Зубрилин, А.В. Семёнов* // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2011. № 5 (29). С. 168-178.
5. *Zubakov V., Egorychev V., Shabliy L.* Hydrogen-oxygen rocket engine design using CFD-modeling // Research Journal of Applied Sciences. 2014. V. 9. № 10. P. 660-663.
6. *Егорычев В.С., Шаблий Л.С., Зубанов В.М.* Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2016. 140 с.

УДК 536.46

ИЗУЧЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ГЕНЕРАЦИИ СВОБОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ОГНЕННЫХ ВИХРЕЙ

Дермер П.Б., МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, dermer@bmstu.ru

Ключевые слова: огненные смерчи, огненные вихри, физическое моделирование.

Огненные смерчи наряду с воздушными смерчами являются примерами экологических катастроф, наносящими колоссальный ущерб окружающей среде и приводящими к многочисленным разрушениям и жертвам. Огненные вихри – вертикально ориентированные вращающиеся огненные факелы, драматически увеличивающие опасность природных и техноген-

ных пожаров и их последствия [1, 2]. По сравнению с воздушными смерчами огненные смерчи довольно редкие природные явления, которые возникают при крупных лесных пожарах, массовых пожарах в городах и авариях на крупных пожароопасных объектах нефтехимии, лесоперерабатывающей промышленности и других. Последствиями атомной бомбардировки Хиросимы и массированных бомбежек Гамбурга и Дрездена военно-воздушными силами США во время второй мировой войны стали исключительно опасные продолжительные неуправляемые пожары. После множественных одновременных возгораний в условиях города, плотно насыщенного горючими материалами, пламена сливались, образуя достаточно однородно горящую площадь, вследствие чего возникали огненные смерчи.

Представляется очевидным, что проведение полномасштабного физического моделирования огненных вихрей осложнено большими рисками, дороговизной и сложностями в контроле граничных условий. На сегодняшний день можно констатировать, что наибольший объем информации получается в результате проведения маломасштабных экспериментов.

Для генерации огненных вихрей в лабораторных условиях обычно используют два основных типа экспериментальных установок: 1) типа вращающегося экрана (rotating-screen type) [3–5] и 2) типа фиксированного каркаса (fixed-frame type) [6–8].

В установках первого типа [3–5] вращающийся экран, установленный концентрично с топливной емкостью, создает (привносит) тангенциальную составляющую скорости в месте его расположения, вызывающую закрутку втекающего в радиальном направлении (вследствие наличия пламени) потока воздуха. В установках второго типа [6–8] используются прозрачные, как правило, полуцилиндрические стенки, располагаемые симметрично на фиксированном расстоянии от пламени таким образом, чтобы окружающий их воздух мог входить внутрь только в тангенциальном направлении через зазоры (или прорези), получаемые путем некоторого перекрытия стенок. В таких установках отсутствует радиальная составляющая скорости в местах втекания воздуха, а циркуляция определяется параметрами пламени.

Целью настоящей работы является изучение возможности генерации нестационарных огненных вихрей лабораторных условиях без использования механических закручивающих устройств при горении осесимметрично располагаемых таблеток твердого топлива.

Для генерации нестационарных огненных вихрей использовалась простая установка, схема которой показана на рис. 1. Она располагалась в комнате с полом 1 площадью $6 \times 6 \text{ м}^2$, потолком 2 высотой 3,3 м на расстоянии 0,5 м от одной из стен 3. Экспериментальная установка представляла собой стол 4 высотой 0,35 м, имеющий три ножки 5. В качестве горизон-

тальной поверхности стола 4 выступал лист алюминия (марка Д16АМ) диаметром 1100 мм и толщиной 1,5 мм. Верхняя (подстилающая) поверхность алюминиевого листа была зачернена жаростойкой краской. Перед проведением экспериментов в центральной части подстилающей поверхности размещались таблетки уротропина 6 (гексаметиленetetрамин, химическая формула – $C_6H_{12}N_4$). Масса каждой таблетки – 21 г (диаметр – 40 мм). Теплота сгорания уротропина – 30 МДж/кг.

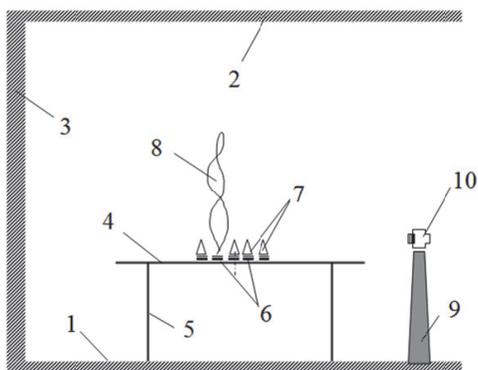


Рис. 1. Схема экспериментальной установки для генерации свободных нестационарных огненных вихрей

При проведении эксперимента таблетки поджигались, формируя пламена 7 (рис. 1). Фотосъемка процесса горения и генерируемых вихревых структур проводилась с использованием располагаемого на стойке 9 цифрового фотоаппарата 10 (модель Canon SX20, Япония). Для измерения температуры воздуха применялась хромель-алюмелевая термопара.

В процессе горения таблеток наблюдалась генерация нестационарных огненных вихревых структур (рис. 2), высота которых значительно превосходила среднюю высоту фронта пламени над отдельными таблетками. При этом признаком возникновения огненных вихревых структур также являлось появление винтовых траекторий у нагретых частиц продуктов сгорания.

Таким образом, в работе показана возможность генерации нестационарных огненных вихрей без использования принудительной закрутки. Генерируемые огненные вихревые структуры являются лабораторными аналогами огненных вихрей и смерчей, часто возникающих при лесных пожарах и возгораниях на больших площадях в городских районах при плотной застройке, а также на лесоперерабатывающих предприятиях. Предполагается, что формирование огненных вихрей происходило вслед-

ствии неустойчивости процесса горения. В результате экспериментов получены первые данные по условиям генерации (количество таблеток, время начала генерации, мощность тепловыделения) огненных вихрей и их интегральным параметрам (время жизни, высота, диаметр).

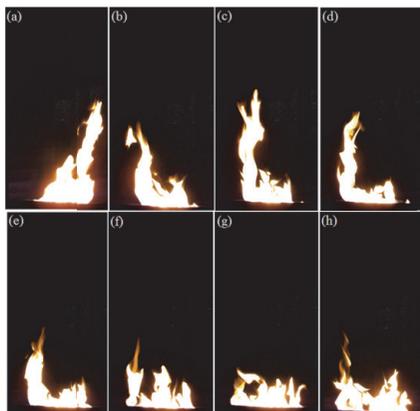


Рис. 2. Зафиксированный огненный вихрь

Список литературы

1. Gess D., Lutz W. Fire storm in Peshtigo: a town, its people and the deadliest fire in American history. New York: Henry Holt & Co, 2002. 252 p.
2. Forthofer J.M., Goodrick S.L. Review of vortices in wildland fire // J. Combust. 2011. Article ID 984363. 14 pp.
3. Emmons H.W., Ying S.J. The fire whirl // Proc. Combust. Inst. 1967. V. 11. P. 475–488.
4. Chuah K.H., Kushida G. The prediction of flame heights and flame shapes of small fire whirls // Proc. Combust. Inst. 2007. V. 31. P. 2599–2606.
5. Lei J., Liu N., Zhang L. and Satoh K. Temperature, velocity and air entrainment of fire whirl plume: a comprehensive experimental investigation // Combust. Flame. 2015. V. 162. P. 745–758.
6. Byram G.M., Martin R.E. Fire whirlwinds in the laboratory // Fire Control Notes. 1962. V. 33. P. 13–17.
7. Martin R.E., Pendleton D.W. and Burgess W. Effect of fire whirlwind formation on solid fuel burning rates // Fire Technol. 1976. V. 12. N. 1. P. 33–40.
8. Lei J., Liu N., Zhang L., Chen H., Shu L., Chen P., Deng Z., Zhu J., Satoh K. and de Ris J.L. Experimental research on combustion dynamics on medium-scale fire whirl // Proc. Combust. Inst. 2011. V. 33. P. 2407–2415.

УДК 621.452.3

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ОТСЕКЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ТРД С МНОГОТОЧЕЧНОЙ ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА

Беликов Ю.В., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва

Строкин В.Н., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва

Токталиев П.Д., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, pavel_d_m@mail.ru

Одной из возможных схем организации рабочего процесса в камере сгорания перспективного турбореактивного двигателя является схема LDI (Lean Direct Injection) - бедного непосредственного впрыска. При организации горения в подобной камере возможно достижение значительного запаса, относительно существующих норм международной организации гражданской авиации (ИКАО), и потенциально удовлетворение перспективных норм ИКАО 2020 г. по оксидам азота. Однако, достижение этой цели связано с целым рядом трудностей, среди которых многие связаны с оптимизацией процесса смешения и горения за фронтовым устройством и разнонаправленным влиянием коэффициента избытка воздуха на эмиссию NOx и CO.

В настоящей работе представлены результаты проведенных расчетно-экспериментальных исследований элементов рабочего процесса в 3-х- и 4-х -горелочных отсеках камеры сгорания с завихрительными модулями осевого типа (схема LDI). На основе созданных расчетных моделей 3-х- и 4-х - горелочных отсеков проведены сравнение и анализ характеристик процесса горения в рассмотренных компоновках, определено влияние шага между модулями фронтового устройства на процесс взаимодействия между модулями. Проведено сравнение экспериментальных данных по эмиссии оксидов азота и полноте сгорания с расчетными данными, полученными при моделировании полей течения с использованием нестационарных уравнений Навье-Стокса. Показано несоответствие между влияющими на эмиссию оксидов азота параметрами - числом модулей и расходом воздуха, проходящим через фронтовое устройство. Произведена оценка безразмерного критического значения шага между модулями фронтового устройства рассматриваемого типа, при котором начинается взаимодействие между струями, перестройка газодинамической структуры течения и изменение характеристик смешения в первичной зоне отсека. Проанализирована связь между влияющими на эмиссию NOx параметрами - числом модулей и расходом воздуха, проходящим через фронтовое устройство.

Проанализированы и обобщены ранее полученные результаты по экспериментально – теоретическому исследованию разработанной модели перспективной камеры сгорания в виде плоского отсека с многомодульным фронтным устройством [1]. В качестве основы фронтного устройства используется простой модуль типа сопла Вентури, в который установлен завихритель и центробежная форсунка. Произведены сравнительные 3D расчеты перспективной камеры сгорания в виде плоского отсека в схеме 3-х и 4-х горелочного отсека. Показано, что картина течения в плоских отсеках существенно неоднородна и несимметрична.

Список литературы

1. *Строкин В.Н., Шилова Т.В., Беликов Ю.В., Токталиев П.Д.* Кольцевая малоэмиссионная камера сгорания газотурбинного двигателя, патент на изобретение №2515909, патентообладатель ФГУП ЦИАМ им.П.И. Баранова, заявка 2012127819/06 04.07.2012

УДК 621.438:536.38

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Кущенко Ю.Г., ООО «Лаборатория Кинтех», Москва, info@kintech.ru

Проектирование и доводка камер сгорания газотурбинных двигателей (ГТД) – сложный процесс, который включает в себя большой объем конструкторской и экспериментальной работы. Применение методов вычислительной газовой динамики позволяет снизить объем экспериментальных работ по доводке камер сгорания и внести изменения в конструкцию камер сгорания на ранних стадиях проектирования. Несмотря на наличие коммерческих (доступных на рынке) пакетов программ вычислительной газовой динамики, успешное применение их в практике проектирования камер сгорания требует решения целого ряда проблем, обусловленных существенной нелинейностью и связанностью газодинамических и химических процессов (горения), то есть разработки специальной технологии моделирования.

Основной проблемой проектирования малоэмиссионных камер сгорания типа DLN (Dry Low NOx) является определение диапазона устойчивой работы, т.е. режимных параметров при которых отсутствуют термоакустические пульсации, бедный срыв, маловероятен проскок пламени в зону смешения, обеспечивается высокая полнота сгорания топлива.

Для проведения моделирования данных процессов необходимо использовать нестационарные модели турбулентности совместно с моделями фронта пламени, позволяющими корректно описать форму пламени, процессы воспламенения и погасания. Также модели должны учитывать детальную химическую кинетику для учета влияния состава топлива на операционные характеристики.

Разработка специальной модели турбулентного горения позволила корректно описать процесс бедного срыва как для модельных (характеристики которых известны из литературы), так и для реальных камер сгорания газотурбинных двигателей. Основные уравнения модели турбулентного горения представлены ниже:

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z})}{\partial t} + \nabla(\bar{\rho}v\tilde{Z}) - \nabla(\bar{\rho}D\nabla\tilde{Z}) = 0$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Z}^2)}{\partial t} + \nabla(\bar{\rho}v\tilde{Z}^2) - \nabla(\bar{\rho}D\nabla\tilde{Z}^2) = C_{\chi} \frac{\mu_t}{Sc} (\nabla\tilde{Z})^2 - \bar{\rho}\tilde{\chi}$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{C})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{C})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_c} \frac{\partial\tilde{C}}{\partial x_j} \right) + \dot{S}_{\text{гом. фр.}} + \dot{S}_{\text{диф. фр.}} + \dot{S}_{\text{об.}}$$

Основным отличием в формулировке данной модели является наличие в уравнении для степени завершенности реакции трех источников членов, соответствующих объемному (зона распределенных реакций) и двум поверхностным (гомогенный и диффузионный) режимам горения.

Важной проблемой, возникающей при работе малоэмиссионных камер сгорания, работающих при низких соотношениях топливо/воздух заранее перемешанной смеси являются термоакустические пульсации. Предлагаемый метод расчета основан на определении границ возникновения термоакустических пульсаций путем расчета интеграла Релея – произведения пульсаций давления и тепловыделения. При достижении некоторого критического значения интеграла Релея считается, что в камере сгорания возникают термоакустические пульсации

Другой проблемой проектирования камер сгорания DLN является обеспечение запаса скорости потока по проскоку пламени в зону смешения. Скорость потока в смесительном устройстве должна быть достаточно высока, чтобы не допустить стабилизацию пламени. Реальный и вычислительный эксперименты в данном случае проводятся следующим образом: топливовоздушная смесь поджигается в смесительном устройстве, затем скорость потока на входе в смесительное устройство постепенно увеличивается до достижения значения скорости при котором пламя срывает.

Предложенная статистическая модель обработки данных расчетов позволила определить значение скорости потока, при котором происходит срыв пламени в зоне смешения.

УДК 621.438:536.38

МЕТОДЫ РАСЧЕТА И АНАЛИЗА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА РАСПЫЛА ЖИДКОГО ТОПЛИВА

Куценко Ю.Г., ООО «Лаборатория Кинтех», г. Москва, info@kintech.ru

Распыл жидкого топлива применяется для дробления жидкости на мелкие капли с целью интенсификации испарения капель с последующим сжиганием. Как следствие, качество распыла топлива влияет на протекание процесса горения. Распыл может быть осуществлен с использованием нескольких методов: прямым впрыском струи топлива в поток воздуха (струя распадается под действием набегающего потока), использованием специальных устройств, например, центробежных форсунок в которых распыл топлива обусловлен закруткой потока.

Модели распыла жидкости подразделяются на первичные (распад струи на капли) и вторичные (дробление капель). Коммерческие газодинамические пакеты предоставляют возможность моделирования вторичного распыла, однако эмпирические модели первичного распыла, позволяющие получить достоверные результаты, еще не разработаны. Трудности математического моделирования связаны с важностью описания мелко-масштабных процессов в камерах сгорания. Моделирование процесса первичного распыла подразумевает моделирование процесса, при котором масса и энергия переходят от крупномасштабных к мелкомасштабным структурам жидкости. Многие фундаментальные аспекты процесса первичного распыла до сих пор плохо изучены.

Наиболее точным методом определения характеристик распыла (распределение диаметров капель, Заутеровский средний диаметр - SMD, скорость капель) является прямое численное моделирование с использованием VOF (Volume of Fluids) модели.

Для обеспечения проведения расчетов с VOF моделью были разработаны методы проведения расчетов с использованием CFD пакета Fluent и обработки результатов расчетов.

Метод проведения расчетов включает в себя рекомендации по настройкам CFD моделей: тип вязкостной модели (DES, LES, ламинарная); начальное разрешение сетки в расчетной области (50 и 100 мкм); чис-

ло уровней адаптации сетки (от 0 до 4); допустимый шаг по времени (предельное число Куранта для вычисления шага по времени) ; тип VOF модели и расчетной схемы (совместная level set и VOF модель; VOF, явная схема; VOF, неявная схема).

Метод обработки результатов расчетов был разработан для анализа результатов и их перенос в полную модель камеры сгорания как начальные условия для лагранжевой модели переноса капель.

Разработанные методы были применены для расчета и анализа распада струи в поперечном потоке для различных составов топлива (авиационный керосин, дизельное топливо, водно-топливная эмульсия), а также распыла центробежной форсунки.

Для валидации результатов расчетов использовалась статья ASME GT2014-26162. В данной статье дано описание и результаты эксперимента процесса распада струи авиационного топлива в сносящем потоке. Две экспериментальные точки были выбраны для тестирования разрабатываемых методик расчета и постпроцессирования. Экспериментальные точки различались значениями числа Вебера 1000 и 750, а также числа Рейнольдса для жидкой фазы 10446 и 7386 соответственно.

Область, выбранная для моделирования процесса распада струи представляет собой часть объема экспериментальной установки. Длина расчетной области была выбрана равной 50 диаметрам отверстия, что соответствует расположению области замеров доплеровского анализатора частиц. Высота расчетной области соответствовала высоте области замеров.

Результаты расчетов показывают хорошее соответствие между расчетом и экспериментом по зауреровскому среднему диаметру капель авиационного топлива: 35,7 (эксперимент) и 31,0 мкм (расчет) для первой, а также 41,8 и 39,0 для второй точки эксперимента. Анализ результатов расчетов показал, что процесс первичного распада жидкой фазы в сносящем потоке происходит посредством двух различных механизмов распыла. В случае первого механизма, искривления поверхности струи начинают преобразовываться в лигаменты уже недалеко от отверстия врыска. Растянутые лигаменты подвержены процессу дробления и формируют капли. В основном эти капли формируют диапазон капель наименьших размеров. Второй, доминирующий, механизм распада состоит в образовании волн на наветренной стороне струи и росте их амплитуды до тех пор, пока не происходит отрыв части жидкости от основной струи.

УДК 621.452.3

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОЛЕЙ СКОРОСТИ В ДВУХФАЗНОЙ СТРУЕ ВОЗДУХА ИЗ ЭТАЛОННОГО СОПЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛАЗЕРНЫХ ДОПЛЕРОВСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ И ТЕРМОАНЕМОМЕТРА

Диденко А.А., Самарский университет, г. Самара
Ахтерьяков А.В., Самарский университет, г. Самара
Соколов А.Б., Самарский университет, г. Самара
Каныгин А.А., Самарский университет, г. Самара
Соловьёва А.В., АО «Климов», г. Санкт-Петербург
Коломзаров О.В., Самарский университет, г. Самара,
Анисимов В.М., Самарский университет, г. Самара
Анисимов М.Ю., Самарский университет, г. Самара
Лукачев С.В., Самарский университет, г. Самара

Объектом исследования являлась турбулентная струя воздуха при отсутствии и наличии в струе жидких или твёрдых частиц (капель, микросфер), образующаяся при истечении из суживающегося профилированного сопла – сопла Витошинского. Диаметр сопла на выходе $d_c = 14$ мм; истечение происходит в спутный низкоскоростной поток воздуха при давлении среды, близком к $p_2 = p_h \approx 101,3$ кПа. Давление перед соплом p_1^* отличалось от давления p_h на величину $\overline{\Delta p_e} = 2; 4,5; 6,5$ и 9% (что соответствовало скорости истечения $C_2 \approx 60; 87; 106; 123$ м/с). Средняя скорость на срезе сопла C_2 (скорость истечения) рассчитывалась по инженерной методике адиабатного течения реального газа с использованием измеренных перед соплом давлением p_1^* и температуры T_1^* воздуха и расхода воздуха G_6 через сопло.

Детальная структура струи, эпюры скорости и интенсивность турбулентности определялись методом численного 3D моделирования в программной среде ANSYS Fluent. В том числе определялась средняя скорость C_{2R} на срезе сопла.

Скорость в различных сечениях и в характерных точках струи, в том числе в сечении вблизи сопла C_{2L} измерялись с помощью трёх вариантов лазерных доплеровских анемометров (LDA) и одного термоанемометра (СТА). При выполнении LDA-измерений исследуемая струя воздуха засеивалась трассерными частицами – микрокаплями оливкового масла (ТЧ-ОМ) и твёрдыми алюмосиликатными микросферами (ТЧ-8 с диаметром 3,5 мкм и ТЧ-3 – 60 мкм).

В статье приводятся результаты по значениям средней скорости C_2 , C_{2R} и C_{2L} ; эпюры скорости в двух поперечных сечениях, вдоль оси струи

и 4-х контрольных точках – 2 точки – на оси струи и 2 точки – на оси пограничного слоя за кромкой сопла.

В этих же точках рассчитывался спектр турбулентности из результатов измерений и 3D-моделирования.

Полученные эпюры скорости приведены к безразмерному виду и сравниваются с известными данными и обобщениями других исследователей [1, 2, 3]. Отмечается удовлетворительное взаимное согласие всех полученных результатов (см. рисунок 1).

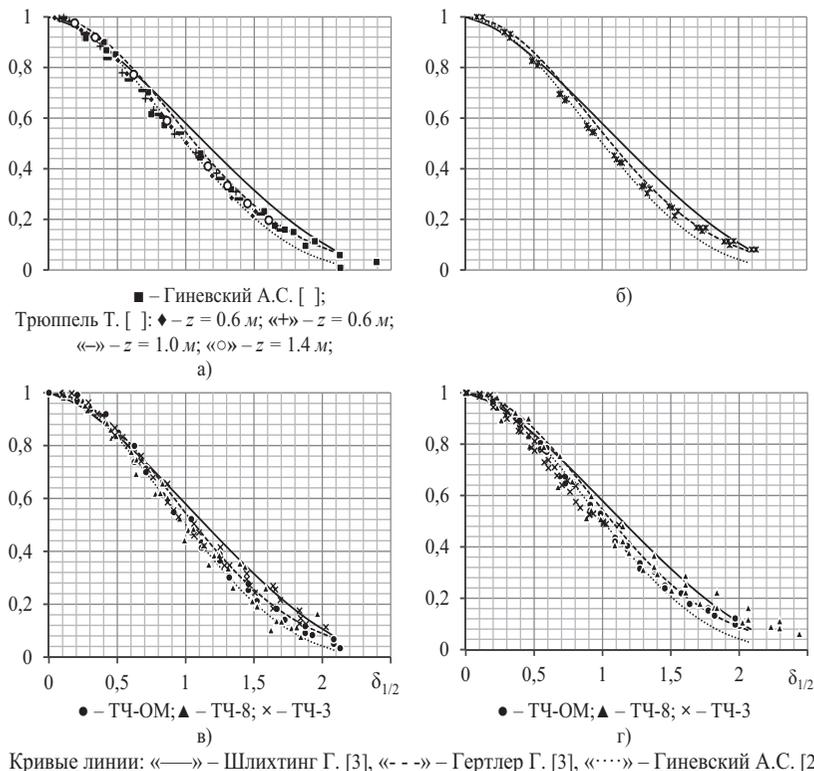


Рис. 1. Безразмерные профили скорости U/U_m из литературных источников (а) и полученные авторами на режиме истечения $\Delta p_B = 4,5\%$ в сечении $\bar{Z} = 7$ ($Z = 98$ мм):

б) 3D-СТА Dantec; в) 3D-LDA-PDA Dantec; г) 3D-LDA ЛАД-056С

Соответствующие результаты были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России, номер 9.6102.2017/7.8.

Список литературы

1. *Абрамович Г.Н.* Теория турбулентных струй. М.: Физматгиз, 1960. 715 с.
2. *Гиневский А.С.* Теория турбулентных струй и следов. М.: Машиностроение, 1969. 202 с.
3. *Михайлов А.И., Горбунов Г.М., Борисов В.В.* Рабочий процесс и расчет камер сгорания газотурбинных двигателей. Труды МАИ, вып. 106-М.: Оборонгиз, 1959. 286 с.

УДК 533.17:621.431.75

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ В ВИХРЕВЫХ ПРОТИВОТОЧНЫХ ГОРЕЛОЧНЫХ МОДУЛЯХ

Бадерников А.В., ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, artem.badernikov@odk-saturn.ru
Пиралишвили Ш.А., ФГБОУ ВО РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск
Гурьянов А.И., ФГБОУ ВО РГАТУ имени П.А. Соловьева, г. Рыбинск

Ключевые слова: вихревая противоточная горелка, модель горения

Исследования взаимодействия свободных противоположно направленных закрученных струй подтверждают наличие сдвиговых слоев смешения, порождающих турбулентность высокой интенсивности, крупномасштабные вихри и трёхмерные вихревые структуры. Обнаруженные эффекты используются для организации интенсивного смешивания компонентов топлива и воздуха, с последующей для интенсификацией процессов горения подготовленной топливно-воздушной смеси с высокой интенсивностью в ограниченном объёме. Отмеченная концепция получила своё развитие в конструкциях разнообразных противоточных горелочных устройств, основой которых является модифицированная конструкция вихревой трубы [1].

При экспериментальном исследовании горения в вихревой камере измерялись расход воздуха, диапазоны устойчивой работы, проводилась фотосъёмка положения фронта пламени и измерения параметров потока на выходе. Дополнительная информация о процессах горения внутри вихревой камеры может быть получена с помощью численного моделирования. При этом требуется осуществить верификацию используемых моделей горения по наиболее достоверно известным экспериментальным данным.

В качестве одного из параметров, применяемого для верификации моделей, может быть использована температура стенок в торцевой неохлаждаемой части горелки. Расчёты показали, что при одних и тех же условиях на входе и выходе проточной части, но для различных моделей горения, температура газа в торцевой части горелки может значительно различаться (рисунок 1). Как видно из рисунка 1 расчётные температуры весьма высокие (более $450\text{ }^{\circ}\text{C}$), при этом измеренные в эксперименте температуры неохлаждаемой торцевой стенки не превышают $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ (рисунок 2).

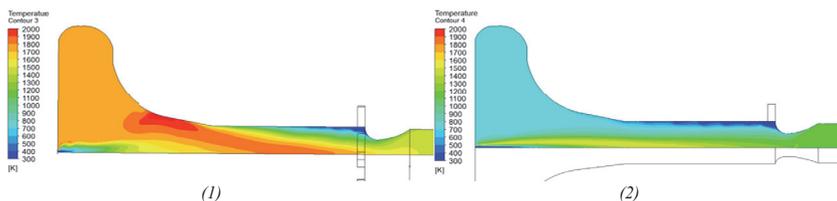


Рис. 1. Результаты расчётов температуры внутри вихревой противоточной горелки. (1) – модель горения *BVM* (*weighted reaction progress*); (2) – модель горения *flamelet*

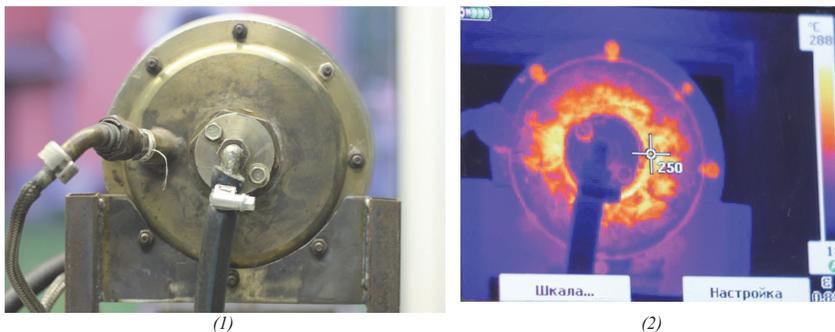


Рис. 2. Торцевая часть вихревой горелки: (1) – фотография; (2) – изображение полученное с помощью тепловизора

Расчёты, выполненные с использованием различных моделей горения (*EDM*, *PDF-Flamelet*, *BVM*, *EDC*) [2], показали, что важным фактором рабочего процесса горения является эффект рециркуляции продуктов сгорания внутри горелочного модуля, накладывающий определённые ограничения на способы моделирования горения. Так применение модели *BVM* для моделирования вихревого противоточного горелочного модуля приводит либо к нефизичному восстановлению массовой доли топлива на выходе (в случае применения *Reaction Progress*), либо к высоким ($\sim 1700\text{ K}$) температурам в торцевой части (в случае применения *Weighted Reaction Progress*).

Из анализа допущений, присущих различным моделям горения и сравнения результатов расчётов с экспериментальными данными следует, что эффекты рециркуляции наиболее корректно могут быть смоделированы с помощью моделей горения, учитывающих индивидуальный перенос компонентов смеси (*EDM* или *EDC*). Преимущество модели *EDC* проявляется в том, что она позволяет провести расчёты, используя детальные кинетические механизмы, что повышает точность расчётов.

Список литературы

1. *Пиралливили Ш.А.* Вихревой эффект. (Физическое явление, эксперимент, теоретическое моделирование). М.: ООО «Научтехлитиздат», 2012. 342 с.
2. ANSYS CFX-Solver Modelling Guide. / ANSYS Inc.– ANSYS CFX Release 17. 2016.

УДК 544.18:544.421.081.7

РЕАКЦИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЦИКЛОПЕНТАДИЕНИЛА И МЕТИЛ РАДИКАЛОВ

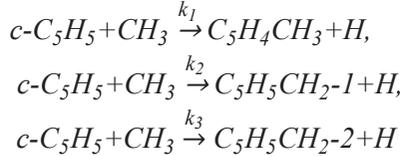
Красноухов В.С., Самарский университет, г. Самара
Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара,
Международный университет Флориды, Майами
Завершинский И.П., Самарский университет, г. Самара
Порфирьев Д.П., Самарский университет, г. Самара, dporfirev@gmail.com
Аязов В.Н., Самарский университет, г. Самара,
СФ физического института имени П.Н. Лебедева РАН, г. Самара

Ключевые слова: химическая кинетика, ароматические углеводороды, квантовая химия

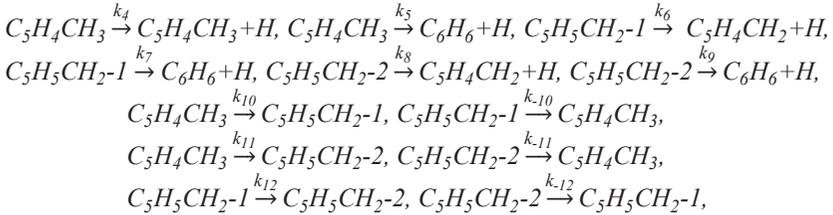
В связи с усиливающимися угрозами необратимого глобального потепления и масштабного загрязнения среды обитания, а также постоянно растущим мировым потреблением энергии остро стоит вопрос разработок экологически чистых способов генерации энергии. Около 80% производства энергии обеспечивается за счёт сжигания углеводородного топлива, что вносит основной вклад в генерацию вредных веществ, таких как: CO, SO_x, NO_x, полициклические ароматические углеводороды, сажа и т.д.

В работе, во-первых, получены потенциальные энергии и геометрии структур реакции одних из важнейших радикалов, определяющих процессы горения углеводородных топлив, C₅H₅ + CH₃. Во-вторых, с использованием данных об энергиях и геометриях были рассчитаны константы скоростей для реакций переходов из 1-метил-2,4-циклопентадиена (C₅H₄CH₃) и одного из изомеров C₅H₅CH₂ (C₅H₅CH₂-1) в фульвен и бензол.

Показано, что при увеличении давления константы скоростей увеличиваются. В-третьих, были найдены полные константы скоростей различных путей из реагентов $C_5H_5 + CH_3$ в конечные продукты. Для этого были использованы данные из работы [1] для переходов в $C_5H_4CH_3$, $C_5H_5CH_2-1$ и $C_5H_5CH_2-2$ (в обозначениях [1])



Остальные требуемые константы,



где C_6H_6 – бензол, были получены в рамках данной работы.

Основываясь на приближении равновесного состояния, можно записать систему уравнений для неизвестных промежуточных концентраций:

$$\left\{ \begin{aligned} 0 &= \frac{d[C_5H_4CH_3]}{dt} = k_1[C_5H_5][CH_3] + k_{s2}[C_5H_5CH_3] - \\ &-(k_4 + k_5)[C_5H_4CH_3] - (k_{10} + k_{11})[C_5H_4CH_3] + \\ &+ k_{10}[C_5H_5CH_2-1] + k_{11}[C_5H_5CH_2-2], \\ 0 &= \frac{d[C_5H_5CH_2-1]}{dt} = k_2[C_5H_5][CH_3] + k_{s3}[C_5H_5CH_3] - \\ &-(k_6 + k_7)[C_5H_5CH_2-1] - (k_{10} + k_{12})[C_5H_5CH_2-1] + \\ &+ k_{10}[C_5H_4CH_3] + k_{12}[C_5H_5CH_2-2], \\ 0 &= \frac{d[C_5H_5CH_2-2]}{dt} = k_3[C_5H_5][CH_3] + k_{s4}[C_5H_5CH_3] - \\ &-(k_8 + k_9)[C_5H_5CH_2-2] - (k_{11} + k_{12})[C_5H_5CH_2-2] + \\ &+ k_{11}[C_5H_4CH_3] + k_{12}[C_5H_5CH_2-1]. \end{aligned} \right.$$

Данная система уравнений позволяет выразить концентрации состояний $[C_5H_4CH_3]$, $[C_5H_5CH_2-1]$ и $[C_5H_5CH_2-2]$ через неизвестные концентрации реагентов и модернизировать кинетические уравнения для

переходов в фульвен и бензол, из которых уже можно извлечь константы скоростей соответствующих реакций:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d[C_5H_4CH_2]}{dt} &= k_4[C_5H_4CH_3] + k_6[C_5H_5CH_2-1] + k_8[C_5H_5CH_2-2], \\ \frac{d[C_6H_6]}{dt} &= k_5[C_5H_4CH_3] + k_7[C_5H_5CH_2-1] + k_9[C_5H_5CH_2-2]. \end{aligned} \right.$$

На рисунке 1 показаны константы скоростей для переходов цикlopentadiенил- и метил-радикалов в итоговые продукты.

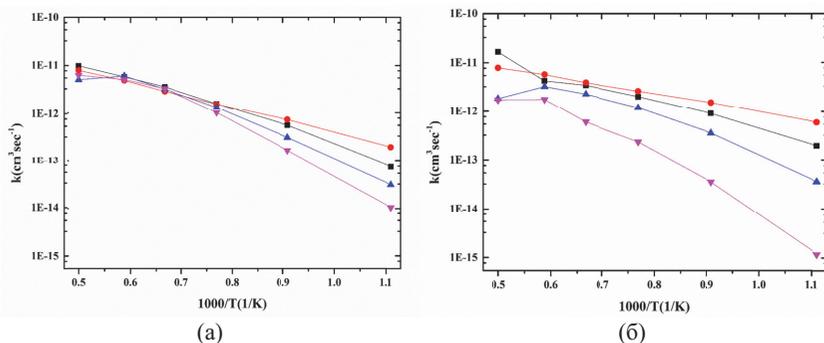


Рис. 1 – Константы переходов в состояния $C_5H_4CH_2$ (а) и C_6H_6 (б) при давлениях 0,01 атм (●), 1 атм (■), 10 атм (▲), 100 атм (▼)

Видно, что при малом давлении в 0,01 атм скорость образования бензола намного выше скорости образования фульвена при относительно низких температурах, однако при увеличении температуры до 2000 К их значения сближаются. При давлениях в 1 и 10 атм значения констант скоростей образования фульвена при температурах 1700 К и выше превосходят таковые для бензола. А при давлении в 100 атм константы скорости образования фульвена намного больше относительно бензола для рассматриваемой модели.

Список литературы

1. Sharma S. and Green W.H. Computed Rate Coefficients and Product Yields for $c\text{-C}_5\text{H}_5 + \text{CH}_3$ Products // J. Phys. Chem. A, Vol. 113, No. 31, pp. 8871-8882 (2009).

УДК 544.4

КВАНТОВО-ХИМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ МЕХАНИЗМОВ ОБРАЗОВАНИЯ АНТРАЦЕНА И ФЕНАНТРЕНА ИЗ НАФТАЛИНА

Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара, mebela@fu.edu
Евсеев М.М., Самарский университет, г. Самара, mihail.evseev.2011@mail.ru

Ключевые слова: фенантрен, антрацен, 1-нафтил, 2-нафтил, ПАУ, поверхность потенциальной энергии

Полициклические ароматические углеводороды (ПАУ) и сажа, образующиеся в процессах горения при недостатке окислителя, представляют собой вредные побочные продукты, опасные для человека и экосистемы. Поэтому выявление детальных механизмов образования данных соединений от элементарных химических реакций, инициирующих и распространяющих рост ПАУ на молекулярном уровне до последовательного зарождения частиц сажи, коагуляции частиц и роста их поверхности, является важной целью исследования. Механизм генерации и развития ПАУ крайне сложный, с большим количеством возможных реакций, возникающих из-за большого разнообразия соединений, которые присутствуют в разных изомерных формах. Возникающие реакции происходят на сложных поверхностях потенциальной энергии, и их механизмы, скорости и выходы продукта могут сильно зависеть от условий, при которых они происходят. Основной задачей для понимания схемы эволюции ПАУ является исследование процесса возникновения в ПАУ дополнительного кольца.

В работе [1] был подробно исследован механизм возникновения нафталина и индена из бензола. Таким образом вопрос о расширении ПАУ с 1 до 2 колец можно считать решённым. Нам представляется интересным исследовать акт элементарного расширения ПАУ от 2 до 3 колец, ведь увеличение размеров системы могло привести к возникновению новых каналов реакций, приводящих к развитию ПАУ. В качестве прототипа данной стадии эволюции ПАУ можно рассматривать получение фенантрена и антрацена посредством реакции винилацетилена C_4H_4 с радикалами 1-нафтилом и 2-нафтилом.

В ходе работы были выявлены основные и второстепенные каналы реакций, для них была проведена оптимизация локальных минимумов и переходных состояний, были рассчитаны G3-энергии состояний и построена диаграмма потенциальной энергии реакции (рис.1). Было выявлено, что помимо реакций, приводящих к развитию ПАУ, на данной стадии су-

шествуют конкурирующие с ними реакции, не приводящие к генерации дополнительного кольца.

В работе были задействованы такие программные средства, как Gaussian 09 и Molpro. В программном пакете Gaussian проводилась оптимизация состояний, расчёт энергий и частот с использованием метода B3LYP и базиса 6-311G**. Уточнение энергий проводилось в программном пакете Molpro методом CCSD(T) с задействованием базиса 6-311G**.

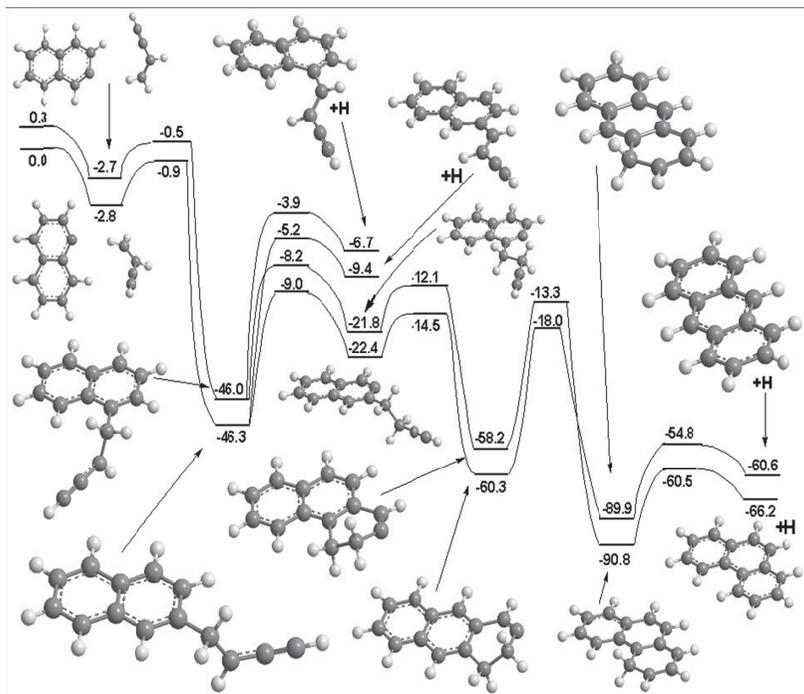


Рис. 1. Диаграмма потенциальной энергии для реакции $C_{10}H_7 + C_4H_4$

Список литературы

1. *Mebel, A.M., Landera, A., Kaiser, R.I.* Formation Mechanisms of Naphthalene and Indene From the Interstellar Medium to Combustion Flames // *J. Phys. Chem. A.* 2017, 121(5), 901-926.

УДК 53.01

ОКИСЛЕНИЕ МОЛЕКУЛЫ ПИРЕНА $C_{16}H_{10}$ ГИДРОКСИЛОМ ОН

Галимова Г.Р., Самарский университет, г. Самара, gagara.sam@mail.ru

Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара;

Florida International University, Miami, mebela@fiu.edu

Аязов В.Н., Самарский университет, г. Самара;

СФ Физического института имени П.Н. Лебедева РАН azyazov@rambler.ru

Актуальной проблемой использования органических видов топлива является образование сажи при горении. Частицы сажи являются агрегатами полициклических ароматических углеводородов (ПАУ) [1]. Экспериментально установлено, что радикал ОН является одним из основных окислителей сажи. Современные модели образования сажи, как правило, описывают окисление сажи как результат столкновения ОН с поверхностью сажи. Механизм окисления сажи до конца не изучен. Ясно, что к уменьшению размеров сажи ведут реакции окисления, продуктом которых является моно оксид углерода СО.

Мы применили неэмпирические расчеты электронной структуры для исследования возможных продуктов реакции $C_{16}H_9 + OH$, и энергетически возможных путей для этой реакции. Геометрия различных молекулярных структур (реагентов, продуктов, промежуточных и переходных состояний), участвующих в реакциях $C_{16}H_9 + OH$ были оптимизированы с использованием гибридного метода функционала плотности B3LYP с базисным набором 6-311G**. Тот же B3LYP/6-311G** подход был использован для вычисления частот колебаний и энергий нулевых колебаний (ZPE). Затем мы применили метод G3(MP2,CC)//B3LYP [2] в исходной Gaussian 3 (G3) схеме для уточнения энергий в стационарных точках. B3LYP и MP2 расчеты были выполнены с использованием программных пакетов Gaussian 09 [3], в то время как программный пакет MOLPRO 2010 [4] был использован для уточнения энергий по методу спаренных кластеров.

На рис. 1 приведены возможные пути реакции при взаимодействии радикала пирена с гидроксилом ОН. Номером 0 обозначена начальная структура молекулы пирена. Далее происходил отрыв атома водорода 1 и взаимодействие с гидроксилом. За относительный ноль была принят комплекс $C_{16}H_9 + OH$ (номер 1 на рис. 1). Номером 2 обозначена структура $C_{16}H_9OH$, от которой наблюдается 5 возможных каналов реакции: $2 \rightarrow 5$, $2 \rightarrow 4$, $2 \rightarrow 3$, $2 \rightarrow 7$ и $2 \rightarrow 23$.

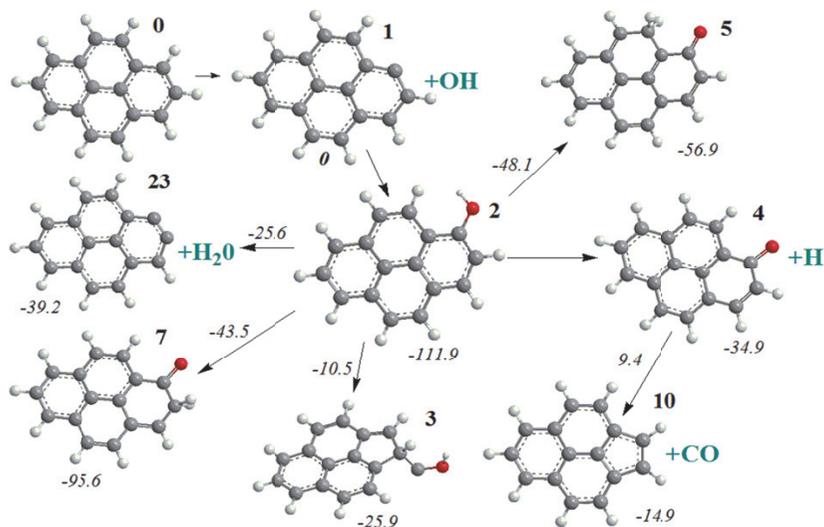


Рис. 1. Возможные пути реакции $C_9H_{10} + OH$. Относительная энергия реагентов, продуктов, переходных и промежуточных состояний выделена курсивом (ккал/моль)

На рис. 2 показаны пути реакции, идущие от структуры с номером 2. Цепочки реакций $2 \rightarrow 4 \rightarrow 32 \rightarrow 31 \rightarrow 33$ ($2 \rightarrow 4 \rightarrow 31 \rightarrow 33$), $2 \rightarrow 5 \rightarrow 6 \rightarrow 29$ и $2 \rightarrow 5 \rightarrow 25 \rightarrow 26$ заканчиваются структурами 33, 29 и 26, соответственно, от которых в конечном итоге отсоединяется оксид углерода CO. Следует отметить, что ветвление $2 \rightarrow 4$ является безбарьерным, однако для достижения структуры 4 из структуры 2 необходимы затраты энергии в 77.0 ккал/моль. Для образования структуры 32 необходимо преодоление барьера в 79.0 ккал/моль. Это делает ветвление $2 \rightarrow 4 \rightarrow 32 \rightarrow 31 \rightarrow 33$ маловероятным. То же самое можно наблюдать и в пути $2 \rightarrow 4 \rightarrow 31 \rightarrow 33$ при переходе $4 \rightarrow 31$, барьер на этом пути составляет 82.9 ккал/моль. Структура 5 образуется после преодоления активационного барьера в 63.8 ккал/моль. Ветвление $5 \rightarrow 6$ и $5 \rightarrow 25$ имеют барьер в 6.0 и 50.2 ккал/моль соответственно. Можно сделать вывод, что структура 6 более достижима, чем структура 25. Однако образование молекулы 29 имеет энергетический барьер в 108.0 ккал/моль, что делает образование структуры 29 маловероятным, а значит канал $5 \rightarrow 25 \rightarrow 26$ более выгодным.

В результате были рассмотрены возможные пути реакции $C_{16}H_9 + OH$, найдены оптимальные геометрии структур и получены относительные энергии всех исследуемых соединений. Было исследовано пять раз-

личных каналов реакции. Анализ расчетных результатов показал, что два пути не привели к выделению моно-оксида углерода CO в связи с отсоединением молекулы воды H₂O и сложностью полученных структур. Были найдены пути, ведущие к образованию молекулы CO.

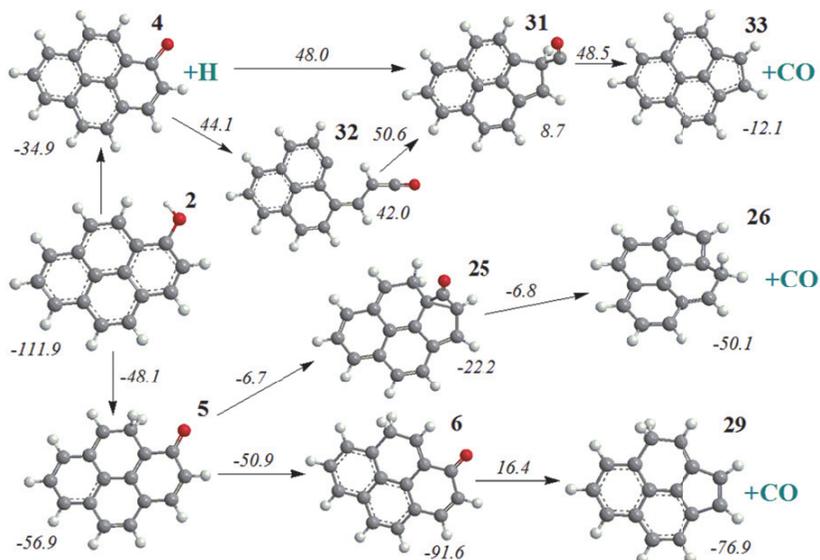


Рис. 2. Возможные пути реакции C₉H₁₀ + OH.
Относительная энергия реагентов, продуктов, переходных и промежуточных состояний выделена курсивом (ккал/моль)

Список литературы

1. Richter H., Howard J.B. Formation of polycyclic aromatic hydrocarbons and their growth to soot - a review of chemical reaction pathways // Prog. Energy Combust. Sci. 26, 565 (2000).
2. Baboul A.G., Curtiss L.A., Redfern P.C., Raghavachari K. Gaussian-3 Theory Using Density Functional Geometries and ZeroPoint Energies // J. Chem. Phys. 110, 7650 (1999).
3. Frisch, M.J., Trucks, G.W., Schlegel, H.B., et al. Gaussian 09, revision B.01. Gaussian, Inc.: Wallingford, CT, (2010).
4. Werner H.-J., Knowles P. J., Lindh R., Manby F.R., Schütz M. et al. MOLPRO, version 2015.1, a package of ab initio programs (2015).

УДК 544.431

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОКИСЛЕНИЯ ЦИКЛОПЕНТАДИЕНИЛЬНОГО РАДИКАЛА C_5H_5 МОЛЕКУЛЯРНЫМ КИСЛОРОДОМ O_2

Олейников А.Д., Самарский университет, г. Самара, artem.oleynikov@gmail.com

Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара;

Florida International University, Майами, mebela@fiu.edu

Аязов В.Н., Самарский университет, г. Самара;

СФ Физического института имени П.Н. Лебедева РАН azyazov@rambler.ru

Проблема неполного сгорания органических топлив является актуальной в современных бытовых и технологических процессах. Образующиеся в связи с этим молекулы ПАУ и сажи могут оказывать негативное воздействие на здоровье и окружающую среду. Параллельно с процессами роста ПАУ в пламенах протекают реакции их разрушения через взаимодействие с известными окислителями. Одним из ключевых элементов в процессе образования сажи являются пятичленные структуры. Исследование окисления такой структуры – циклопентадиенильный радикал – дает более полное представление о механизмах реакций горения [1, 2]. В данной работе были проведены неэмпирические расчеты взаимодействия $C_5H_5 + O_2$. Геометрия рассмотренных в работе структур, частоты колебаний, энергия нулевых колебаний (ZPE) были рассчитаны с использованием гибридного метода функционала плотности B3LYP с базисом 6-311G** в пакете Gaussian 09 [3]. Полная энергия молекул рассчитывалась с использованием метода спаренных кластеров CCSD(T) с базисным набором cc-pVTZ-f12 в пакете Molpro 2010 [4].

В данной работе разработан и представлен механизм реакции окисления циклопентадиенильного радикала с молекулярным кислородом. Ниже, на рисунках 1-4 приведена поверхность потенциальной энергии реакции, которая также представляет собой схему протекания реакции. Здесь через W, TS, P обозначены промежуточные изомеры, переходные состояния и продукты реакции соответственно. На рис. 1 приведен основной продукт реакции (P1) $c-C_3H_4O + CO_2$. Продукт P2 получается через отрыв одного атома кислорода через разрыв связи O-O, данная реакция протекает без барьера (VTS1-P2).

На рис. 2 схематично изображены каналы реакции с выходом на оставшиеся побочные продукты. Вся реакция протекает медленно и выход на P1 незначителен, даже без прохождения через глубокую

потенциальную яму W3, которая приводит к остальным продуктам. Однако, если в системе будет достаточно энергии для преодоления барьера TS2-3, то возможен получение $C_4H_5 + CO_2$ (P3), $C_5H_4O_2 + H$ (P4), $C_4H_4O + HCO$ (P5), $C_4H_5O + CO$ (P6), $cisC_5H_4O + OH$ (P7), $transC_5H_4O$ (P8).

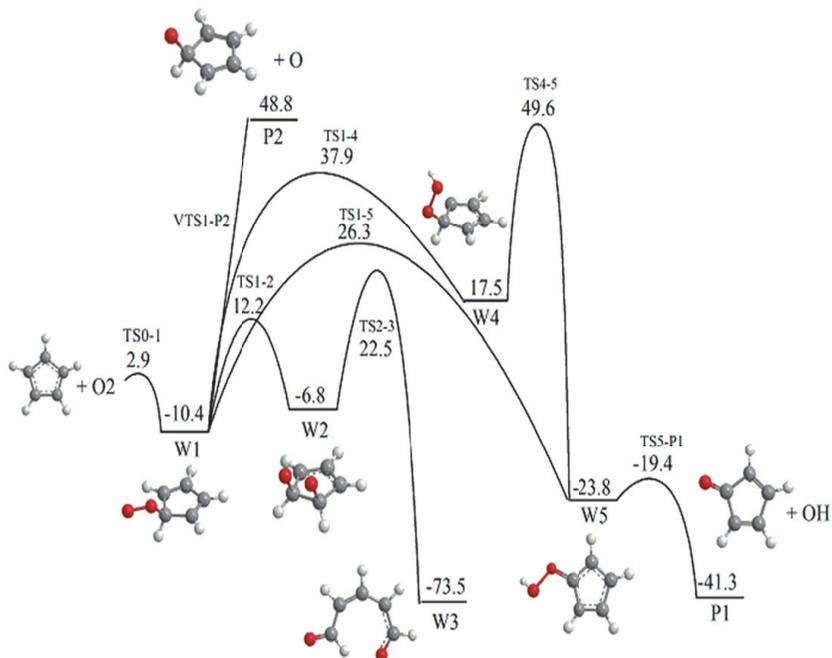


Рис. 1. Часть поверхности потенциальной энергии с выходом на основной продукт $C_5H_4O + CO_2$, отрыв кислорода с- $C_5H_5O + O$, а также промежуточный изомер W3, из которого реакция идет на другие побочные продукты (P3P8); относительная энергия представлена в ккал/моль

В результате работы были исследованы восемь возможных каналов реакции, получены геометрии молекул, частоты колебаний и построена полная поверхность потенциальной энергии. Оценка коэффициентов скорости реакции позволила выявить основной продукт реакции – циклопентадиенон и гидроксид ($C_5H_4O + OH$).

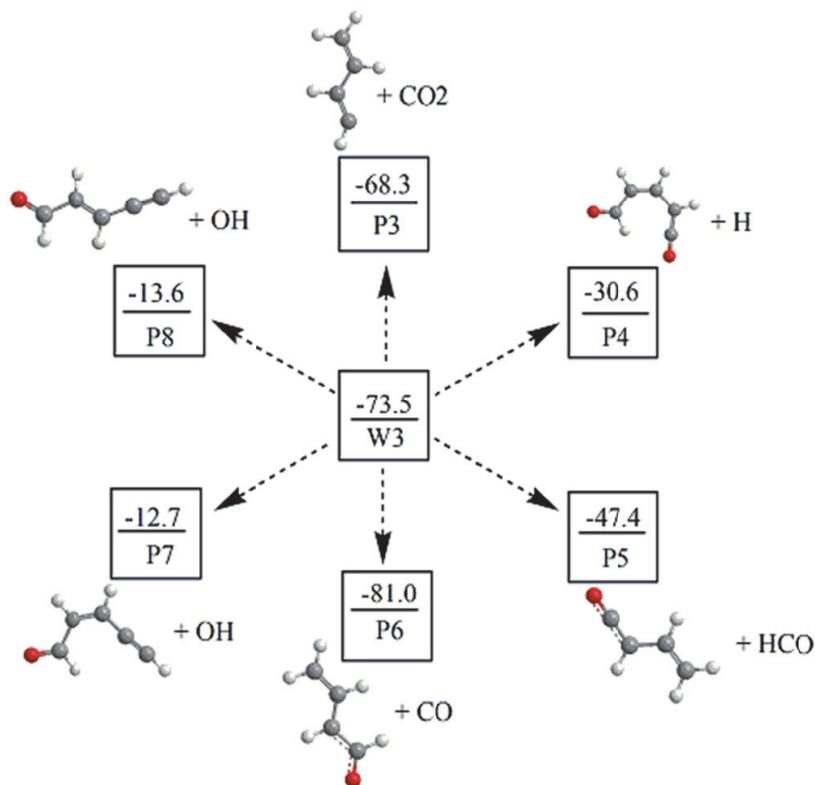


Рис. 2. Схематическое изображение оставшихся каналов реакции $C_5H_5 + O_2$, выходящих на продукты $C_4H_5 + CO_2$ (P3), $C_3H_4O_2 + H$ (P4), $C_4H_4O + HCO$ (P5), $C_4H_5O + CO$ (P6), $cis-C_4H_4O + OH$ (P7), $trans-C_4H_4O + OH$ (P8); относительная энергия представлена в ккал/моль

Список литературы

1. Zhong X., Bozzelli J.W. Thermochemical and kinetic analysis of the H, OH, HO_2 , O, and O_2 association reactions with cyclopentadienyl radical // J. Phys. Chem. A. 1998. Vol. 102. P. 3537-3555.
2. Robinson R.K., Lindstedt R.P. On the chemical kinetics of cyclopentadiene oxidation // Combust. Flame. 2011. Vol. 158. Issue 4. P. 666–686.
3. Becke A.D. Density-functional thermochemistry. III. The role of exact exchange // J. Chem. Phys. 1993. Vol. 98. P. 5648-5652.
4. Werner H.-J., Knowles P.J., Lindh R., Manby F.R., Schütz M. et al. MOLPRO, version 2015.1, a package of ab initio programs. Stuttgart: 2015.

УДК 532.517.4 : 621.43.056

ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Александров Ю.Б., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ»,

г. Казань, Alexwischen@rambler.ru

Мингазов Б.Г., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ»,

г. Казань, [BGMingazov@kai.ru](mailto:BG Mingazov@kai.ru)

Вафин И.И., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ»,

г. Казань, 89274415294@mail.ru

Сулаиман А.И., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ»,

г. Казань, Armin.wrya@mail.ru

Ключевые слова: камера сгорания, смешение потоков, неравномерность температурного поля, численное моделирование смешения.

Процесс смешения в жаровой трубе является весьма сложным и зависит от многочисленных факторов [1], в связи с чем получение ясной физической картины смешения потоков и тем более аналитических зависимостей весьма затруднительно. Рассмотрению процессов смешения струй с потоком посвящено значительное число исследований (Лефевр А., Спиридонова, Григорьев А.В. и др.). Однако в них, как правило, отсутствует привязка к условиям протекания процессов в камере сгорания и учета многочисленных особенностей, присущих течению закрученного потока в жаровой трубе. В связи с поставленной целью задачей данной работы является получение аналитических зависимостей позволяющих определять закономерности процессов смешения струй с потоком в камере сгорания ГТД.

Известно, что механизмы переноса тепла и примесей в струе одинаковы. В результате этого профили избыточной концентрации примесей в струе должны быть подобны профилям избыточной температуры. Отсюда следует, что при получении закономерностей формирования температурных полей возможно использование зависимости, полученные для процессов смешения. Считается, что процесс смешения в жаровой трубе определяется в значительной мере газодинамикой течения, в частности взаимодействием струй и потока. Процесс смешения системы струй протекает не только в результате турбулентного обмена, но и вследствие активного взаимодействия аэродинамических экранов, создаваемых этими струями в потоке.

Следовательно, процесс смешения в жаровой трубе можно условно подразделить на «турбулентное» и «струйное» смешение вторичного воздуха с потоком [2]. На основании сказанного можно составить уравнение баланса расхода воздуха, смешивающегося с газовым потоком по длине жаровой трубы в следующем виде:

$$G_{\tau i} = G_{\tau i-1} + \Delta G_{\text{в.т}i} + \Delta G_{\text{в.с}i}, \quad (1)$$

где $G_{\tau i-1}$ – газ, поступивший из предыдущей зоны; $\Delta G_{\text{в.т}i}$ – воздух, поступивший в зону горения в результате «турбулентного» смешения; $\Delta G_{\text{в.с}i}$ – воздух, поступивший в зону горения в результате «струйного» смешения.

С целью получения аналитических зависимостей введем понятия коэффициентов смешения: $m_{\tau i} = G_{\text{в.т}i} / G_{\tau i-1}$ – коэффициент «турбулентного» смешения, характеризующий смешение вторичного воздуха с газовым потоком в результате турбулентного массообмена; $m_{\text{с}i} = G_{\text{в.с}i} / G_{\tau i-1}$ – коэффициент «струйного» смешения, характеризующий смешение вторичного воздуха в результате проникновения струй в сносящий поток.

Уравнение баланса расхода газа (1) запишется в следующем виде:

$$G_{\tau i} = G_{\tau i-1} (1 + m_{\tau i} + m_{\text{с}i}). \quad (2)$$

Как видно из приведенного уравнения (2), для определения количества воздуха, эжектируемого в зону горения, в i -м сечении необходимо определить коэффициенты $m_{\text{с}i}$, $m_{\tau i}$, характеризующие процессы смешения вторичного воздуха с набегающим газовым потоком в жаровой трубе по различным схемам взаимодействия. При аналитическом определении выражений для вычисления $m_{\text{с}i}$, $m_{\tau i}$ можно использовать подходы, имеющиеся в литературе.

Для перспективных двигателей, таких как НК-38СТ, ПД-14 имеющих высокую степень раскрытия фронтного устройства, целесообразно рассматривать механизм смешения, связанный с турбулентной диффузией.

При определении $m_{\tau i}$, зависящее в основном, от процесса турбулентного массообмена, можно использовать уравнение турбулентной диффузии:

$$\frac{\partial f}{\partial x} = \frac{D_{\tau}}{W} \left(\frac{1}{2} \frac{df}{dr} + \frac{d^2 f}{dr^2} \right),$$

частным решением которого является, уравнение для кольцевого источника газа:

$$f(x, r) = \frac{G_{\tau}}{G_{\text{в}}} \frac{R_{\text{ТР}}^2}{R_0^2} k \left[I_0 \left(2k \frac{r}{R_0} \right) \right] \exp - k \left(1 + \frac{r^2}{R_0^2} \right), \quad (3)$$

где f – местное соотношение газ-воздух; $k = (R_0^2 W_i) / (4D_{\tau} x)$ – безразмерный комплекс; r – текущий радиус струи; β – коэффициент, учитывающий

особенности конструкции завихрителя; D_τ – коэффициент турбулентной диффузии, записанное как уравнение $D_\tau = 0.003 (1 + \beta^2 \text{tg}^2 \varphi)^{0.5} W R_\tau$ можно применить для случая истечения закрученного потока из фронтального устройства, которое позволяет проводить расчет смешения закрученного потока с вторичным воздухом в жаровой трубе; R_τ – радиус трубы.

Так как m является отношением расходов эжектируемого воздуха и газа выходящего из фронтального устройства, то $m_1 = 1/f$, тогда используя уравнение для кольцевого источника (3) можно получить:

$$m(x, r) = A \frac{T_\Gamma}{T_0} \frac{W_0}{W_\Gamma} \frac{1}{k} \frac{\exp k \left(1 + \frac{r^2}{R_{\Phi P}^2} \right)}{I_0 \left(2k \frac{r}{R_{\Phi P}} \right)} \frac{\Delta F_i}{F_\Sigma}, \quad (4)$$

где F_Σ – суммарная площадь всех отверстий; W_0 , W_Γ – скорости струй воздуха и газового потока в рассматриваемом сечении; $\Delta F_i(x) = F_i(x) - F_{\Phi P}$; A – коэффициент пропорциональности; W_0 , W_Γ и T_0 , T_Γ скорости и соответственно температуры струй воздуха и газового потока в рассматриваемом сечении; в качестве радиуса кольцевого источника принимается радиус фронтального устройства $R_{\Phi P}$.

Согласно допущениям, комплекс k примет вид:

$$k = R_{\Phi P}^2 / \left(0,003 (1 + \beta \text{tg}^2 \phi)^{0.5} R_\tau x \right).$$

В расчетах смесеобразования представляет интерес смешение по оси камеры сгорания, тогда можно принять, что $r = 0$. В этом случае уравнение (4) примет вид:

$$m_\tau = A \frac{T_\Gamma}{T_0} \frac{W_0}{W_\Gamma} \frac{\Delta F_i}{F_\Sigma} \frac{1}{k} e^k. \quad (5)$$

Для удобства проведения анализа, уравнения баланса (2) можно записать в относительном виде, поделив его на суммарный расход G_Σ .

$$\frac{G_{\tau i}}{G_\Sigma} = \frac{G_{\tau i-1}}{G_\Sigma} (1 + m_{\tau i}), \quad \text{для } i = 0 \text{ переписывается как } \frac{G_\tau}{G_\Sigma} = \frac{G_{\Phi P}}{G_\Sigma} (1 + m_\tau). \quad (6)$$

Используя формулу (5) и (6), можно рассчитать динамику турбулентного смешения по оси камеры сгорания, а температурную неравномерность определить по формуле:

$$\Theta = 1 - \frac{G_\tau}{G_\Sigma} = 1 - \frac{F_{\Phi P}}{F_\Sigma} (1 + m_\tau). \quad (7)$$

Изложенные аналитические алгоритмы вошли в основу компьютерной программы «Камера», что позволило определять влияние различных

факторов на радиальную неравномерность. Расчетные данные неравномерности полей температур верифицировались с экспериментальными данными и были получены удовлетворительные согласования результатов. Проведенные исследования позволили создать методику расчета неравномерности полей температур на выходе из камер сгорания ГТД.

Список литературы

1. *Лефевр А.* Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
2. *Мингазов Б.Г.* Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: учебное пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 220 с.

УДК 621.45.056:66

НОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ПЕРЕМЕШАНЫХ ГАЗОВОЗДУШНЫХ СМЕСЕЙ

Кныш Ю.А., Самарский университет, г. Самара, knysh194@mail.ru

Ключевые слова: микровихревые течения, каталитические покрытия, массовые силы, загрязняющие вещества, лазерное спекание, тепло – массоперенос.

В работе экспериментально обоснована новая технология организации процессов горения предварительно перемешанных газоздушных смесей. Горение организовано в системе взаимно пересекающихся микровихревых структур, ограниченных с трех сторон стенками из жаростойкого материала, а с четвертой стороны открытого промежутка, где осуществляется генерация вихревых структур благодаря интенсивному турбулентному взаимодействию взаимно пересекающихся струй. Дополнительная инициация горения обеспечивается покрытием стенок жаростойкого материала каталитически активными композициями. Высокий уровень тепло-массопереноса в микровихревых структурах обеспечивается действием массовых сил, развивающихся в сильно закрученных потоках.

В работах [1,2] дано теоретическое и экспериментальное обоснование принципа сжигания топлива в условиях «избыточной энтальпии» на примере горения газовой реагирующей смеси в твердом пористом каркасе. Ввиду высокой теплопроводности материала каркаса тепловые

потоки переносятся в зону прогрева свежей смеси, что приводит к увеличению скорости ее сгорания и расширению концентрационных пределов горения. В статье [1] показано, что «применение пористого каркаса позволяет сжигать смеси, которые в обычных условиях не горят, а так же смеси сильно обедненные или обогащенные горючим. Кроме теплового воздействия на предпламенную зону (авторы) предлагают использовать и химическое воздействие путем нанесения каталитического слоя на внутреннюю поверхность пор. Сжигание бедных смесей в каталитических и некаталитических пористых матрицах – один из перспективных методов снижения эмиссии вредных веществ (прежде всего окислов азота) в стационарных газотурбинных энергетических установках».

Аналогичные идеи получили развитие в практике современного газотурбинного двигателестроения. Наиболее интересные результаты по снижению эмиссии вредных веществ получены в Самарских двигателестроительных фирмах. В основу конструкции фронтального устройства малоэмиссионных камер сгорания заложена так называемая двухконтурная схема вихревой горелки, в которой внутренний контур «дежурного» пламени проектируется на богатую топливную смесь, а внешний контур – на переобедненную смесь. Экспериментально подбираются наилучшие соотношения составов смеси, обеспечивающие минимальные выбросы вредных веществ. Основной и труднопреодолимой проблемой данного направления остается обеспечение устойчивого горения обедненных смесей. При $\alpha > 1,8$ во внешнем контуре горелки вследствие снижения температуры в зоне горения и развития газодинамической неустойчивости происходит резкое усиление образования СО. Попытки повышения температуры сгорания в суммарном факеле путем обогащения смеси во внутреннем контуре приводят к адекватному росту концентрации оксидов азота. В приведенном примере так называемая «огневая поддержка» основной зоны горения осуществляется центрально расположенной дежурной зоной. В сложной схеме взаимодействия струйных факелов периферийной и центральной зон не удастся получить одновременного снижения эмиссии СО и NO_x , особенно при изменениях режима работы турбокомпрессора. Технические противоречия противоположного влияния термохимических факторов на образование монооксида углерода и оксидов азота оказались практически не преодолимыми. Первопричины неудач использования идеи струйного подогрева газовой смеси второго контура за счет генерации тепла в «дежурном пламени» первого контура еще предстоит понять. В то же время запланированное к 2020 году резкое снижение нормативов на эмиссию СО и NO_x энергетическими ГТУ оставляет все меньше времени на решение этой сложной проблемы.

В качестве альтернативного решения может быть предложена разработанная в Самарском национальном исследовательском университете идея создания низкоэмиссионной микровихревой горелки на основе матрицы с компланарно перекрестными каналами. В ранее выполненных исследованиях [3] была показана возможность генерации устойчивых микровихревых течений в компланарно перекрестных винтовых каналах матрицы. Изготовление матриц из жаропрочного материала методом лазерного спекания позволило выполнить ряд экспериментов по сжиганию газозвушных смесей в микровихревых потоках. Эксперименты проводились на лабораторной установке. Горелка состоит из двух основных элементов: форкамеры, предназначенной для запуска устройства и предварительного прогрева моноблока микровихревой матрицы. Форкамера и блок матрицы установлены соосно в корпусе. При необходимости визуального наблюдения, а так же фото- и видеосъемки процессов горения в винтовых каналах матрицы, корпус заменяется цилиндром из кварцевого стекла.

Особенности организации горения в микровихревых потоках сводятся к следующему:

а) процесс горения начинается в непосредственной близости к металлическим стенкам винтовых каналов матрицы, имеющим высокую температуру вследствие предварительного подогрева;

б) под влиянием интенсивной закрутки потока горючей смеси продукты пристеночного сгорания как менее плотные под воздействием массовых сил, вызванных центростремительными ускорениями, быстро перемещаются от стенок к ядру вихря, т. е. к оси вихревого жгута;

в) освободившееся место занимают более холодные плотные массы свежей смеси, которые приближаются вплотную к горячим стенкам под влиянием действия центробежных сил и сгорают на поверхности металла;

г) описанный тепло - массоперенос осуществляется в условиях интенсивной турбулентности, генерируемой взаимно пересекающимися винтовыми потоками газозвушной смеси.

В процессе выполнения экспериментов выявлена интересная особенность горения богатой смеси в винтовых каналах матрицы. В режиме факельного горения (без матрицы) образуется достаточно много углерода, который окрашивает факел в ярко желтые цвета. Внесение в поток металлической матрицы снижает дымообразование вплоть до его полного визуального исчезновения в момент максимального приближения матрицы к форкамере. Таким образом, при наличии матрицы видимого дымообразования не происходит и в продуктах сгорания между выходным торцом матрицы и выходным сечением кварцевого цилиндра наблюдается так называемая «темная зона». За выходным сечением кварцевой трубы происходит бездымное догорание обогащенной смеси при контакте с кис-

лородом атмосферного воздуха. В целом микровихревая матрица позволяет существенно сократить длину факела горения.

Список литературы

1. Расширение пределов горения в пористой горелке с помощью внешнего подогрева / Ал.Ал. Берлин, А.С. Штейнберг, С.М. Фролов, А. А. Беляев, В.С. Полянский, В.Я. Басевич // Доклады академии наук. 2006. Том 406. № 6. С. 1-6.
2. Шмелев В.М. Инфракрасная горелка с объемной матрицей. Газовая промышленность. 2008. № 5. С. 74-79.
3. Формирование в каналах блочного катализатора микровихревых потоков газа с интенсивной закруткой / Ю.А. Кныш, Ю.И. Цыбизов, Д.Н. Дмитриев, А.А. Горшкалев // Вестник СГАУ. 2012. № 3(34). Часть 3. С. 121-126.

УДК 621.45.056:66

АКУСТИЧЕСКАЯ ЭМИССИЯ МИКРОВИХРЕВОЙ МАТРИЦЫ

Кныш Ю.А., Самарский университет, г. Самара, knysh194@mail.ru
Горшкалев А.А., Самарский университет, г. Самара, agorsh@bk.ru
Половинщикова М.В., Самарский университет, г. Самара, pomashi@mail.ru

Микровихревые матрицы рассматриваются в последнее время как перспективные технологии организации процессов горения в малоэмиссионных камерах сгорания. Бесспорным преимуществом микровихревых матриц является широкий интервал устойчивого горения в области бедных топливных смесей. Горелки на основе микровихревых матриц имеют пределы срыва пламени для предварительно перемешанной смеси до значений коэффициента избытка воздуха $\alpha \geq 3$. Для малоэмиссионных камер сгорания вполне достаточно иметь $\alpha \geq 1,9$. Как известно, переобедненные смеси горят неустойчиво и склонны к образованию избыточных концентраций СО. В этой связи акустическая неустойчивость течения в винтовых каналах матрицы рассматривается как важная характеристика, от которой зависят эмиссионные показатели камеры сгорания.

На первом этапе исследования пульсации давления определялись расчетным путем на плоской модели компланарной матрицы. На рис. 1 представлены результаты расчета при скорости газа на входе 60 м/с. Турбулентное взаимодействие взаимно пересекающихся потоков вызывает с одной стороны интенсивное вихреобразование в поперечно расположенных каналах и периодическое пережатие продольно расположенного вих-

ря. Сопоставление изображений в разные промежутки времени позволяет наблюдать динамику развития взаимодействий во времени. Хорошо заметно как влияет движение продольного вихря на динамику поперечных вихрей. При экспериментальных продувках отчетливо фиксируются чистые тона акустических излучений в диапазоне частот от 500 Гц до 9000 ... 10000 Гц. Расчетный вариант амплитудно - частотной характеристики представлен на рис. 2. Максимальный уровень амплитуды пульсаций давления достигается: на скорости 40 м/с – 0,154 Па при частоте 1000Гц; на скорости 60 м/с – 1,4 Па частоте 2000 Гц и на скорости 100 м/с – 6,6 Па на частоте 1500 Гц.

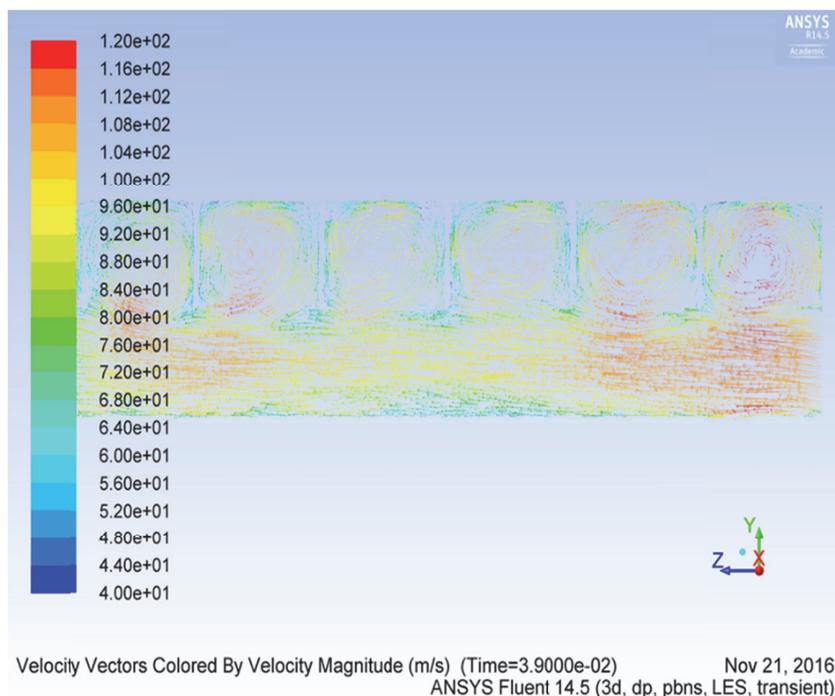


Рис. 1. Поперечный разрез плоской компланарной расчетной модели матрицы

Пульсации давления и скорости оказывают, как известно, благоприятное воздействие на интенсивность процессов перемешивания и горения газовоздушной смеси. Тем не менее необходимо следить возможными резонансными явлениями при совпадении частот в элементах камеры сгорания.

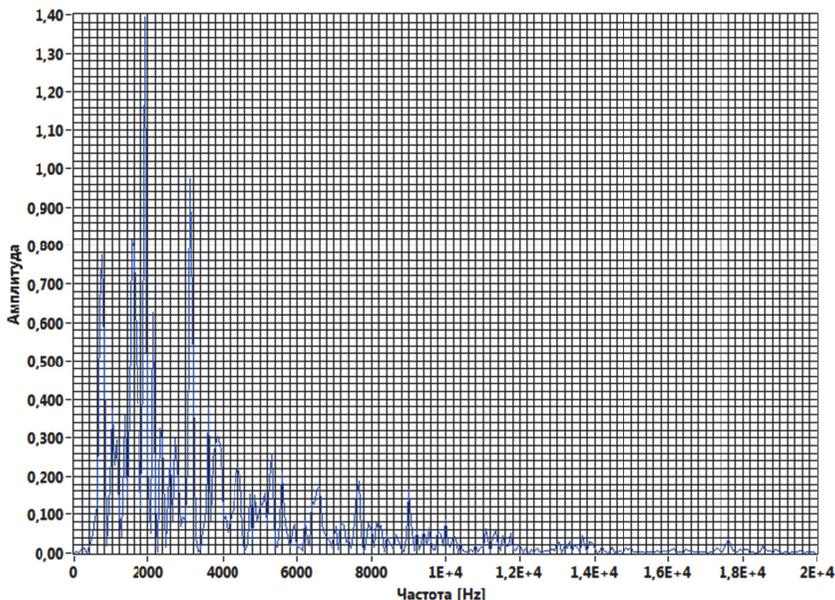


Рис. 2. Расчетная амплитудно-частотная характеристика микровихревой матрицы при скорости потока 60 м/с

УДК 621.452.3

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОРМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ СМЕСИ МЕТИЛЦИКЛОГЕКСАН/ВОЗДУХ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ

Матвеев С.С., Самарский университет, г. Самара
Алексеев В.А., Университет города Лунд², Швеция
Чечет И.В., Самарский университет, г. Самара
Матвеев С.Г., Самарский университет, г. Самара
Коннов А.А., Университет города Лунд², Швеция

Авиационный керосин состоит из смеси алканов (50-65%), моно и поли-ароматиков (10-20%) и циклоалканов или парафинов (20-30%) [1,2]. Ламинарная скорость распространения пламени (S_l) для индивидуально-углеводородного компонента характерного классу алканов (n-decane) была ранее определена в работе [3], ароматического углеводорода бензол в работе [4], толуол в [5]. Значительную долю в авиационном керосине

составляют циклоалканы, а их важность и роль в процессе окисления топлива описана в работах [6,7].

Одним из представителей класса циклоалканов является метилциклогексан, изучению которого было проведено достаточно много работ. В работах [8, 9] экспериментально определено время задержки воспламенения, результаты сопоставлены с предсказаниями кинетических моделей. Ji et al [10] экспериментально определили ламинарную скорость пламени метил-, этил-, n-пропил и бутил-циклогексан/воздух при температуре 353К, методом противоточных пламен, провели расчеты с помощью трех кинетических механизмов. Механизм JetSurf 1.1 показал наилучшее предсказание S_L . Law et al [11] определяли скорость пламени циклогексана и метилциклогексана, методом расширяющего сферического пламени при температуре 353К и давлениях до 20 атмосфер. Предсказания JetSurf. 2.0 дали удовлетворительное совпадение для всех топлив и различных давлений. Kumar et al в работе [12] определяли S_L для различных классов углеводородов, типичных для реальных топлив. S_L для метилциклогексана была определена при начальной температуре газа 400К и атмосферном давлении методом противоточных пламен.

Эксперимент проводился на установке по определению ламинарной скорости пламени методом Heat Flux. Смесь метилциклогексан/воздух сжигалась при начальных температурах 298, 353 и 400К и атмосферном давлении, коэффициент избытка топлива ϕ варьировался от 0.7 до 1.5. Чистота используемого топлива была выше 99%, окислитель $O_2 + N_2$ (21%/79%).

В литературе было найдено несколько кинетических механизмов окисления метилциклогексана. В нашей предыдущей работе по изучению бензола и n-декана [4,5] были рассмотрены три механизма, и было показано, что детальная кинетическая схема, разработанная в Politecnico di Milano [12], дает наилучшее согласие с экспериментами. Поэтому этот механизм был выбран для моделирования и в данном исследовании. Второй рассмотренный кинетический механизм - JetSurF 2.0, так как его версии использовались ранее [9,10] для моделирования SL метилциклогексана + воздушного пламени при 353 К. Моделирование предварительно смешанного адиабатического пламени было выполнено с использованием ANSYS Chemkin 18 [13]. Решения были протестированы на сеточную независимость. Количество точек сетки составляло 650-750.

Ламинарная скорость распространения пламени смеси метилциклогексана/воздух определялась при атмосферном давлении и начальных температурах 298, 353 и 400 К. Общая точность составляла около ± 1 см/с. Для начальных температур 353 и 400 К результаты сравнивались с литературными данными [8-10] (рисунок 1). Данных при 353 К, полученные в Лунде и Самаре, находятся в хорошей согласованности друг с другом,

разница в S_L составляет менее 0,7 см / с для всех коэффициентов избытка топлива (ϕ), кроме $\phi = 1$. Сравнивая эти данные с литературными значениями от Ji et al. [9] и Wu et al. [10], полученные результаты соответствуют Ji et al. [9] в бедных смесях, а также Wu et al. [10] в богатых смесях. Так же было установлено, что ни один из двух тестируемых кинетических механизмов не соответствует экспериментальным результатам, полученным с использованием метода теплового потока. При обеих начальных температурах модель PoliMi [12] имеет тенденцию к завышению значений S_L примерно на 3-4 см/с при коэффициенте избытка топлива, соответствующему максимальному значению S_L . Механизм JetSurF 2.0 [11], наоборот, занижает экспериментальные результаты настоящего исследования.

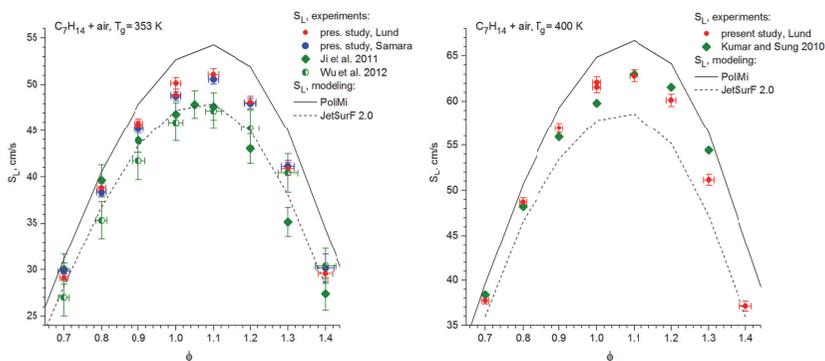


Рис. 1. S_L смеси метилциклогексан/воздух при $T_g = 353$ К (слева) и 400 К (right). Символы: эксперимент, линии: моделирование. Результаты, полученные в Лунде (красные круги) и в Самаре (синие круги), сравниваются с результатами Ji et al. [9] и Wu et al. [10] при 353 К, и Kumar and Sung [8] при 400 К

На рисунке 2 представлены новые экспериментальные данные, измеренные на двух установках в Лунде и Самаре при комнатной температуре ($T_g = 298$ К). Разница в S_L , измеренная на двух установках, составляет 1 см/с, за исключением точек $\phi = 1,0$ и $1,1$, где она достигает 1,2 см/с. Сравнивая результаты с моделированием, те же тенденции можно увидеть при 298 К как для двух более высоких температур (рис. 1). Кроме того, можно видеть общую тенденцию между полученными результатами для метилциклогексана и предыдущими работами над бензолом [5] и н-деканом [4], анализируя предсказания двух схем реакций для суррогатов керосина: PoliMi [12] и JetSurF 2.0 [11]. Для всех трех видов топлива, рассмотренных здесь и в [4, 5], расчеты с JetSurF дают результаты ниже на

5-7 см/с (при максимальном S_L), чем результаты, полученные с помощью модели PoliMi. Тот факт, что существует постоянный сдвиг между двумя моделями, полученный для алканов, циклоалканов и ароматических углеводородов, свидетельствует о том, что причина наблюдаемой разницы заключается в базовых субмеханизмах этих двух моделей. Это соответствует анализу чувствительности, проведенному авторами для бензола + воздушных пламени [5].

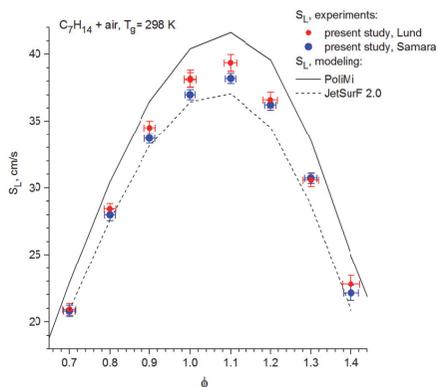


Рис. 2. S_L смеси метилциклогескан/воздух при $T_g = 298$ К.
Символы: экспериментальные результаты, полученные в Лунд (красные круги) и в Самаре (синие круги), линии: моделирование

Данная работа была поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» в рамках соглашения № 14.587.21.0033 от 28.07.2016 г. (RFMEFI58716X0033).

Авторы также хотели бы выразить признательность за финансовую поддержку со стороны «Centre for Combustion Science and Technology (CECOST)», Швеция.

Список литературы

1. S. Blakey, L. Rye, C.W. Wilson, Proc. Combust. Inst. 33 (2011) 2863-2885.
2. L. Sileghem, V.A. Alekseev, J. Vancoillie, K.M. Van Geem, E.J.K. Nilsson, S. Verhelst, A.A. Konnov, Fuel 112 (2013) 355-365.
3. L. Sileghem, V.A. Alekseev, J. Vancoillie, E.J.K. Nilsson, S. Verhelst, A.A. Konnov, Fuel 115 (2014) 32-40.

4. *V.A. Alekseev, J.V. Soloviova – Sokolova, S.S. Matveev, I.V. Chechet, S.G. Matveev, A.A. Konnov, Fuel* 187 (2017) 429-434.
5. *J.V. Soloviova – Sokolova, V.A. Alekseev, S.S. Matveev, I.V. Chechet, S.G. Matveev, A.A. Konnov, Fuel* 175 (2016) 302-309.
6. *Y. Yang, A.L. Boehman, J.M. Simmie, Combustion and Flame* 157 (2010) 2357-2368.
7. *S. Dooley, J. Heyne, S.H. Won, P. Dievart, Y. Ju, F.L. Dryer, Energy & Fuels* 28 (2014) 7649-7661.
8. *K. Kumar, C.J. Sung, Energy & Fuels*, 24 (2010) 3840-3849.
9. *C. Ji, E. Dames, B. Sirjean, H. Wang, F.N. Egolfopoulos, Proc. Combust. Inst.* 33 (2011) 971-978.
10. *F. Wu, A.P. Kelley, C.K. Law, Combustion and Flame* 159 (2012) 1417-1425.
11. *H. Wang, E. Dames, B. Sirjean, D.A. Sheen, R. Tango, A. Violi, et al., A high temperature chemical kinetic model of n-alkane (up to n-dodecane), cyclohexane, and methyl-, ethyl-, n-propyl and n-butyl-cyclohexane oxidation at high temperatures, JetSurF version 2.0, September 19, 2010. <<http://web.stanford.edu/group/haiwanglab/JetSurF/JetSurF2.0/index.html>>; 2010.*
12. *High temperature kinetic scheme for Primary Reference Fuels (PRF) + PAH + Real Fuels (Version 1412, December 2014). <<http://creckmodeling.chem.polimi.it/menu-kinetics/menu-kinetics-detailed-mechanisms/menu-kinetics-prf-pah-real-fuels-mechanism>>; 2014.*
13. ANSYS Chemkin-Pro 18.0, Ansys: San Diego, 2017.

СЕКЦИЯ 2. ВОПРОСЫ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

УДК 621.565.9

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ ГАЗОВОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ МАШИНЫ ДЛЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ

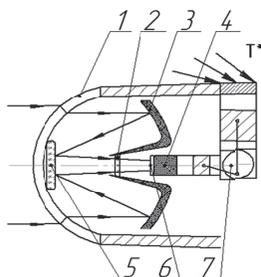
Кузнецов Ю.С., Самарский университет, г. Самара, Kyznetcov163@yandex.ru
Белозерцев В.Н., Самарский университет, г. Самара, vick.belozertzew@yandex.ru

При больших скоростях и высотах полёта летательного аппарата, наблюдается повышение температуры воздуха вследствие торможения, а также трения в пограничном слое приводит к сильному нагреву носовых частей обтекаемых поверхностей, что усложняет работу радиоэлектронного оборудования и различных его систем.

Системы охлаждения используются на всех видах летательных аппаратов, начиная от авиации и заканчивая спутниками. Обусловлено это тем, что летательный аппарат оснащён различным электронным оборудованием: система навигации, обнаружения, самонаведения. Работа этих систем возможна только при поддержании определенных температурных условий. Поддержание температурного уровня приёмников ИК - излучателя на уровне 80 К зависит от выбранного типа термомеханического преобразователя. В диапазоне температур до 80 К, наиболее эффективными являются одно и многоступенчатые машины Стирлинга.

Надёжная работа газовой холодильной машины обеспечивается теплоизоляцией детандерной полости, примыкающей к самому приёмнику ПК излучения, надёжным отводом теплоты с горячего контура машины.

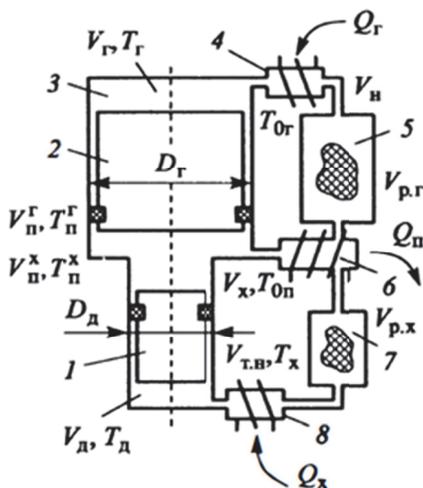
В данной работе оценивается возможность создания бортовой системы охлаждения на основе теплоиспользующей газовой холодильной машины (ТГХМ) и проводится оценка ее массогабаритных характеристик. Основным достоинством ТГХМ является то, что эти машины позволяют получать не только холодопроизводительность [1], но и использовать тепло высокого потенциала, от нагрева носовой части обтекателя, тем самым свести к минимуму затраты на мощность для поддержания работы холодильной машины. Принципиальная схема головки самонаведения представлена на рис. 1.



1 – обтекатель, 2 – первичное зеркало, 3 – корректирующая линза,
4 – приёмник излучения, 5 – вторичное зеркало,
6 – модулирующая сетка, 7 – ТГХМ

Рис. 1. Принципиальная схема головки самонаведения

Принципиальная схема ТГХМ представлена на рис. 2 [2]. Верхний узел выполняет функцию термокомпрессора, а нижний – охладителя. Вытеснители 1 и 2 разделяют замкнутый объем цилиндров на три рабочие полости разных объемов: «горячую» 3, промежуточную $V_n = V_n^r + V_n^x$ и «холодную» детандерную полость V_d . Полости соединены между собой теплообменным и аппаратами: нагревателем 4 V_n^r , регенератором 5 $V_{p,r}$ «горячей» области, холодильником 6 V_x , регенератором 7 $V_{p,x}$ «холодной» области и теплообменником нагрузки 8 $V_{...}$.



1, 2 – вытеснители; 3 – «горячая» полость; 4 – нагреватель;
5, 7 – регенераторы; 6 – холодильник; 8 – теплообменник нагрузки

Рис. 2. Принципиальная схема

Результатом данной работы стало:

- доказательство принципиальной возможности создания ТГХМ для бортовой системы летательного аппарата при сверхзвуковых скоростях полетах.

- получение описанных объёмов рабочих полостей и размеров регенераторов, которые имеют приемлемые конструктивные решения. Так же было выявлено, что использование ТГХМ при холодопроизводительности менее $Q_x = 10 \text{ Вт}$ является неэффективным.

- получены действительные характеристики ТГХМ, которые соответствуют $Q_{\text{хд}} = 9,3 \text{ Вт}$ и $Q_{\text{гд}} = 31 \text{ Вт}$ при величине относительных объёмов $K=2,5$.

- установлено, что использование газораспределительного механизма золотникового типа позволяет получить прибавку действительной холодопроизводительности до 15%.

Список литературы

1. Машины низкотемпературной техники. Криогенные машины и инструменты: учебник / А.М. Архаров, И.А. Архаров, А.Н. Антонов и др. [под общ. ред. А. М. Архарова и И.К. Буткевича]. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 582 с.
2. Уокер Г. Машины, работающие по циклу Стирлинга. М.: Энергия, 1978. 145с. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель». 2006. 398 с.
3. Новотельнов В.Н., Суслов А.Д., Полтараус В.Б. Криогенные машины: учебник для вузов по спец. «Техника и физика низких температур». СПб.: Политехника, 1991. 332 с.

УДК 621.43

АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ И РАСЧЁТ ВЛИЯНИЯ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФАКЕЛА РАСПЫЛИВАНИЯ ЗА ФОРСУНКАМИ

Свириденков А.А., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, sviriden@ciam.ru
Третьяков В.В., ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, tretjak@ciam.ru

Проведён анализ экспериментальных данных о влиянии давления в камере сгорания на характеристики факела распыливания за форсунками. В результате анализа сделан вывод о различном характере влияния давления окружающей среды на характеристики факела распыливания. Анализ работ в частности показал, что если угол раскрытия факела

широкий, воздействие увеличения плотности газа в камере сгорания будет оказывать более сильное влияние, чем уменьшение угла факела распыливания и в конечном результате будет наблюдаться уменьшение размеров капель распыленной жидкости. Однако, если первоначальный угол факела мал, дальнейшее его уменьшение приводит, при увеличении плотности окружающего воздуха, к росту размеров капель. Это увеличение среднего, осреднённого по Заутеру размера капель SMD, вызывается частично уменьшением массового расхода воздуха, взаимодействующего с факелом распыливания, а также с уменьшением относительной скорости между каплями топлива и окружающего воздуха. Давление подачи топлива также может приводить к различному влиянию на зависимость размеров капель топлива от давления в камере сгорания. При низких значениях давления подачи топлива SMD уменьшаются с увеличением давления окружающей среды. Однако, при высоких давлениях подачи топлива SMD растёт с увеличением давления окружающей среды. Так как длина распада жидкой плёнки при увеличении давления уменьшается, то влияние давления на измеренные характеристики факела распыливания зависит также от расстояния до сопла форсунки. В [1, 2] приведены результаты расчётов по математической модели движения пленки в криволинейной системе координат, связанных с поверхностью пленки. Там же приведены основные предположения, которые использовались при построении данной модели. Проведённое сравнение расчётов по этой модели с экспериментальными данными показало их удовлетворительное совпадение. Для расчёта размеров капель за центробежной форсункой, зависящих от толщины пленки топлива и угла факела распыливания, используется формула [3]

$$SMD = 4.52 \times \left(\frac{\sigma \mu_L^2}{\rho_a P_{in}^2} \delta \cos \theta \right)^{0.25} + 0.39 \left[\frac{\sigma \rho_L}{\rho_a P_{in}} (\delta \cos \theta)^3 \right]^{0.25}.$$

Ниже на рис. 1 приведены результаты такого расчёта для параметров течения и геометрии форсунки, приведённых в [1]. Как уже указывалось выше при обзоре экспериментальных данных, при большом угле раскрытия факела, в данном случае корневой угол $2\theta=147^\circ$, размеры капель вначале падают при увеличении давления до 11 бар, а затем начинают расти. Анализ литературных источников показал, что имеется мало экспериментальных данных по влиянию давления на размеры капель для форсунок, для которых приведены геометрические размеры, позволяющие рассчитать параметры течения плёнки за форсункой. В то же время такие данные имеются для угла раскрытия факела. На рис. 2 приведены результаты такого расчёта по влиянию давления на угол раскрытия факела. Приведённое прямое сопоставление результатов расчётов и эксперимента показало

их удовлетворительное совпадение за исключением давления 48 бар, где, возможно, произошёл распад плёнки на капли, изменивший траекторию движения топлива.

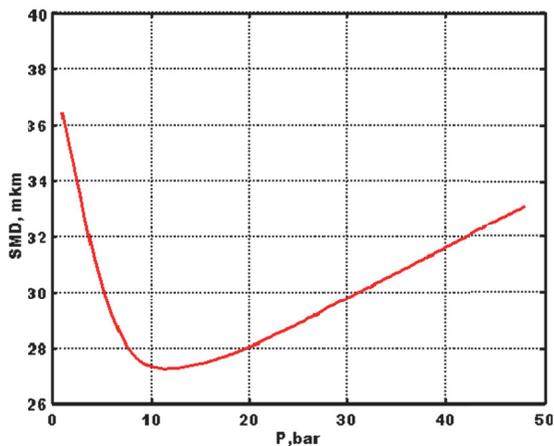


Рис. 1. Зависимость размеров капель топлива от давления в камере сгорания

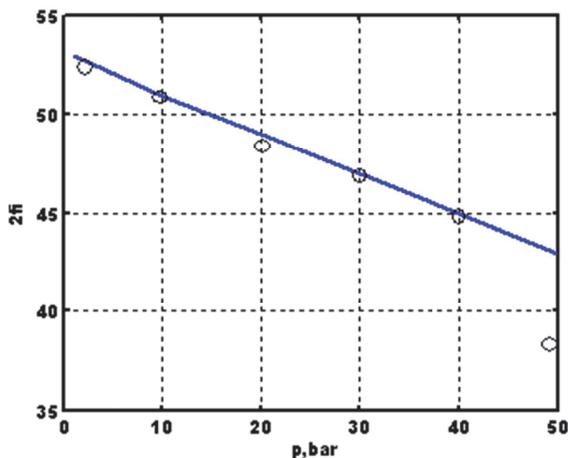


Рис. 2. Зависимость угла факела распыливания от давления в камере сгорания

Линия – расчёт, \circ – эксперимент R. Jeremy Kenny, James R. Hulka, Marlow D. Moser, Noah O. Rhys Effect of Chamber Backpressure on Swirl Injector Fluid Mechanics, J. Propulsion. Power 25, 902 (2009)

Работа выполнена при поддержке РФФИ.
Проекты №15-08-06293, №17-01-00213

Список литературы

1. Свириденков А.А., Третьяков В.В. Характеристики факела распыливания за центробежными форсунками при повышенном давлении в камере сгорания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 4. С. 143-149. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-143-149.
2. Свириденков А.А., Третьяков В.В. Зависимость размеров капель и угла факела распыла от давления воздушной среды в камерах сгорания ГТД // Модели и методы аэродинамики. Материалы семнадцатой международной школы-семинара, с 148-150. М.: ЦАГИ, 2017. 192 с.
3. Wang X. F. and Lefebvre A.H. Mean drop sizes from pressure-swirl nozzles // J. Propul. Power, vol. 3, pp. 11–18, 1987.

УДК 621.452.3.034

ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ С АДАПТИВНОЙ СИСТЕМОЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

Тесля Д.Н., ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, patmi@rambler.ru
Маяцкий С.А., ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, MSLO@mail.ru
Грасько Т.В., ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж, grasko83@mail.ru

Ключевые слова: форсажная камера сгорания, процесс горения топлива, адаптивная система управления.

Анализ развития двигателестроения для высокоманевренного авиационного комплекса свидетельствует о непрерывном повышении требований к тактико-техническим характеристикам силовой установки [1, 2]. Исходя из выше указанных требований актуальными направлениями модернизации являются:

- снижение радиолокационной и инфракрасной заметности;
- уменьшение удельного расхода топлива на всех режимах работы силовой установки;
- снижение массогабаритных характеристик;
- повышение суммарного коэффициента полезного действия всего двигателя.

Реализация этих направлений обеспечит существенный прирост удельной эффективности авиационного комплекса.

Модернизация существующих образцов и создание новых перспективных типов силовых установок в последние годы становится весьма сложной задачей, где нередко проводимые исследования указывают на то,

что затраты на исследование и модернизацию не получают должного эффекта и не находят отражения в серийном изделии.

В данной работе предлагаются конструктивные мероприятия по снижению массогабаритных характеристик газотурбинного двигателя. В современной промышленности в этом направлении наибольшее внимание уделяется элементам компрессора и газовой турбины. Менее изученным направлением является вопрос снижения массы и длины форсажной камеры сгорания и реактивного сопла, которые занимают значительную часть (до пятидесяти процентов) от всей длины газотурбинного двигателя.

В рамках решения задач снижения инфракрасной заметности одним из возможных вариантов специалистами предлагается установка сопла плоского сечения с целью обеспечения затенения наиболее нагретых элементов конструкции газотурбинного двигателя в задней полусфере. Внедрение таких конструктивных изменений приведет к существенному увеличению длины газотурбинного двигателя.

В настоящее время габаритные размеры форсажной камеры сгорания подбираются расчетно-экспериментальным путем с целью обеспечения максимального значения полноты сгорания топлива во всем эксплуатационном диапазоне режимов работы газотурбинного двигателя [3]. Экспериментальные данные показывают, что большая длина форсажной камеры сгорания необходима для обеспечения полного сгорания топлива с учетом смещения фронта пламени по потоку в зависимости от режима работы силовой установки и факторов внешней среды. Экспериментально подтверждено, что полнота сгорания топлива в первичной зоне форсажной камеры сгорания изменяется в пределах от 0,55 до 0,85. Непрореагировавшее топливо догорает по длине форсажной камеры сгорания. Чем меньше минимальная расчетная полнота сгорания топлива в первичной зоне форсажной камеры сгорания, тем больше длина проектируемой форсажной камеры сгорания [4].

В рамках данной работы предлагается проведение теоретических, численных и экспериментальных исследований с целью обоснования и разработки конструктивного облика форсажной камеры сгорания с наименьшей массой. Предлагаемая форсажная камера сгорания должна удовлетворять заданным тактико-техническим требованиям предъявляемым к существующим образцам силовых установок, при этом обладая меньшей массой и габаритными характеристиками. При этом конструкция должна позволять контролировать и управлять величиной полноты сгорания топлива в первичной зоне форсажной камеры сгорания на заданном уровне не ниже 0,8 во всем эксплуатационном диапазоне работы силовой установки с учетом факторов внешней среды.

Проведение расчетных и экспериментальных исследований показывает, что одним из возможных способов обеспечения заданных характеристик является управление местом подачи и углом впрыска топлива в газо-

вый поток перед стабилизатором пламени. В данном случае значительную роль играет качество распыла и величина подогрева топлива в процессе образования топливоздушнoй смеси. В зависимости от различных факторов расстояние от задней кромки стабилизатора до места впрыска топлива на всем эксплуатационном диапазоне находится в пределах от 1 до 6 характерных размеров стабилизатора пламени.

В работе предлагается:

1. Создание стабилизирующего топливного коллектора. Коллектор включает ряд индивидуальных форсунок для каждого стабилизатора пламени с жестким креплением в едином корпусе коллектора и стабилизатора пламени и имеет основные и резервные пояса форсунок вдоль корпуса. В отличие от серийных коллекторных систем на режиме «Полный Форсаж» все форсунки не задействованы, а имеется возможность включения и отключения ближних и дальних поясов форсунок при сохранении постоянного значения расхода топлива в форсажную камеру сгорания.

2. Разработка, проверка и адаптация новой системы автоматического управления подачей топлива в форсажную камеру сгорания. Создание алгоритмов и обоснование программ управления системой подачи топлива с целью обеспечения высокого значения полноты сгорания топлива в первичной зоне форсажной камеры сгорания при сохранении постоянного расхода топлива.

3. Косвенная оценка величины полноты сгорания топлива на основе контроля динамических характеристик газового потока, путем определения нагрузки на силовых элементах конструкции реактивного сопла. Получение данных о динамических характеристиках потока позволит создать систему автоматического управления системой подачи топлива в форсажную камеру сгорания с обратной связью. Данная разработка является одним из перспективных направлений, поскольку на сегодняшний день не существует систем контроля параметров газового потока в сечении на входе в реактивное сопло с включением этих параметров в систему автоматического управления.

4. Применение полученных результатов при проектировании газотурбинных двигателей, прямоточных сверхзвуковых и гиперзвуковых силовых установок последующих поколений.

Список литературы

1. *Першин Н.А., Федоров В.В.* Оценка эффективности при проектировании боевых летательных аппаратов: учебное пособие. Иркутск: ИВАИИ, 2003. 89 с.
2. Теория авиационных двигателей: Функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие / *А.А. Пахольченко, А.Н. Черкасов, А.А. Алексеев, Г.П. Корень, В.А. Москаев.* Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. 231 с.
3. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS техноло-

гий: в 3 кн. 2-е изд., перераб. и доп. / Н.Н. Сиротин, А.С. Новиков, А.Г. Пайкин, А.Н. Сиротин. М.: Наука, 2011

4. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчета характеристик. Москва: ЦИАМ, 2013. 113 с.

УДК 621.45

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МЕРОПРИЯТИЙ ПО СНИЖЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРЫ ВНУТРЕННЕЙ СТЕНКИ СЕРИЙНОЙ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД-110

Румянцева С.А., ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, valeriy.tashkinov@npo-saturn.ru
Василюк Д.К., ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск, valeriy.tashkinov@npo-saturn.ru

После наработки в эксплуатации более 6000 часов дефектация камеры сгорания двигателя ГТД-110 показала прогары внутренней стенки жаровой трубы. Анализ выявленных дефектов и конструктивных особенностей жаровой трубы и горелочного устройства позволил сделать вывод, что возможной причиной возникновения дефекта является недостаточный перепад давления на внутренней стенке жаровой трубы и горелочном устройстве. Для устранения дефекта был разработан ряд конструктивных мероприятий.

С целью детального анализа причин возникновения дефекта и оценки эффективности мероприятий была выполнена серия газодинамических 3D расчетов с учетом горения и сопряженного теплообмена пяти вариантов жаровых труб (исходная и с мероприятиями).

Расчеты выполнены с помощью комплекса программ вычислительной газодинамики ANSYS CFX 17.2 на кластерном вычислительном комплексе Т-100 на 104 расчетных узлах. Расчетная сетка неструктурированная, тетраэдрическая. Размер каждой сетки свыше 30 миллионов узлов и 210 миллионов элементов.

После расчета модели исходной конструкции было подтверждено, что в системе охлаждения внутренней стенки жаровой трубы недостаточный перепад статического давления из-за большой загроможденности канала подвода воздуха. К увеличенному сопротивлению, в том числе, приводит разделитель потока на выходе из пилотной зоны. Для увеличения расхода воздуха на охлаждение были рассчитаны варианты: с частичной и полной подрезкой разделителя, с увеличением площади отверстий охлаждения, с добавлением дефлектора для направления потока воздуха в полость охлаждения.

По результатам расчетного анализа вариантов жаровых труб камеры сгорания:

- определены потери полного и статического давлений, полная температура газового потока на выходе из камеры сгорания, полнота сгорания топлива, максимальные значения радиальной и максимальной неравномерности газового потока на выходе из камеры сгорания;

- получено распределение расхода воздуха по отверстиям жаровой трубы;
- определен статический перепад на внутренней стенке жаровой трубы;
- выполнена оценка теплового состояния стенок жаровой трубы.

Анализ, полученных результатов 3D расчетов показал, что доработки конструкции серийной жаровой трубы (модели 2–5) обеспечивают повышение перепада статического давления на внутренней стенке жаровой трубы и приводит к снижению уровня температур.

На стенде ОАО «ВТИ» в составе отсека камеры сгорания ГТД-110 были испытаны жаровые трубы исходной конструкции и с частичной подрезкой разделителя. Результаты испытаний показали, что доработка приводит к увеличению перепада статического давления с 0,36 до 0,62 % от P_k (измерение статического давления выполнены на третьей секции внутренней стенки). Также, доработка обеспечила снижение температуры внутренней стенки ЖТ в местах перегрева до 105 °С (наружной до 115 °С, газосборника до 41 °С).

Анализ полученных результатов показал, что расчетную модель камеры сгорания ГТД-110 можно использовать для оценки влияния изменения конструкции на основные параметры камеры сгорания, что позволяет снизить трудозатраты на устранение дефекта. По результатам расчетных и экспериментальных работ выбран вариант доработки жаровых труб серийной камеры сгорания, который позволит устранить дефект. Камера сгорания с доработанным комплектом жаровых труб будет испытана в составе опытного двигателя ГТД-110.

УДК 621.438

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ НЕЗАВИСИМОСТИ ГТУ SGT-600 ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ НА АО «МЕТАЛЛИСТ-САМАРА»

Тюлькин Д.Д., АО «Металлист Самара», г. Самара, tyulkin.dmitriy@gmail.com
Федорченко Д.Г., АО «Металлист Самара», г. Самара, dgfedorchenko@yandex.ru
Цыбизов Ю.И., АО «Металлист Самара», г. Самара, 2422490@mail.ru

Ключевые слова: импортозамещение, импортнезависимость, малоэмиссионная камера сгорания, экологическая безопасность, двухконтурные горелки.

Основным направлением деятельности предприятия АО «Металлист-Самара» является производство и ремонт камер сгорания ракетных и газотурбинных двигателей (авиационных и промышленных). В настоящее время реализуется программа импортозамещения, включающая ремонт-

но-восстановительный цикл и изготовление вновь камеры сгорания двигателя SGT-600 фирмы Siemens Industrial Turbomachinery AB (Швеция), используемого в качестве привода газоперекачивающего агрегата на компрессорной станции «Балтика - 25» ПАО «Газпром». В 2016 г. выполнен восстановительный ремонт 2-х КС ГТУ SGT-600. Изготовленные и отремонтированные КС отправлены в эксплуатацию на компрессорную станцию ПАО «Газпром». Начало эксплуатации - январь 2017 г.

На рис.1 показана камера сгорания этого ГТУ, состоящая из 18 горелок предварительного смешения ТВС для сжигания “бедной” смеси. Горелки имеют коническую форму, состоящую из 2х частей, сдвинутых относительно друг друга с образованием щелей для пропускания воздуха и газа. Жаровая труба имеет пленочную систему охлаждения стенок.



Рис. 1. Камера сгорания ГТУ SGT-600

На основании измерений экологических характеристик двигателя SGT-600 установлено, что эмиссия NO_x и CO составляет соответственно величину 75 мг/м³ и 115 мг/м³. Измеренный уровень концентрации вредных веществ продуктов сгорания не удовлетворяет требованиям по экологической безопасности 2020 г., предъявляемым к ГТУ ПАО «Газпром» (эмиссия NO_x (оксиды азота) до 25 мг/м³, CO (окись углерода) до 100 мг/м³).

На основании результатов обобщения положительного отечественного и зарубежного опыта, предложен проект малоэмиссионной камеры сгорания (МКС) со специальной автоматизированной системой управления горением (АСУ КС) двигателя SGT-600. Основу разрабатываемой

малоэмиссионной системы горения составляют результаты отработки рабочего процесса МКС ГТУ семейства НК (НК-38СТ, НК-37, НК-36СТ) с универсальными двухконтурными горелками (патент РФ № 2442932 от 20.02.2012 г. Авторы: Бантиков Д.Ю., Васильев В.И., Кустов Д.И., Лавров В.Н., Цыбизов Ю.И., Шариков Б.Ю.)

На рис. 2 представлена разработка конструкции МКС ГТУ SGT-600

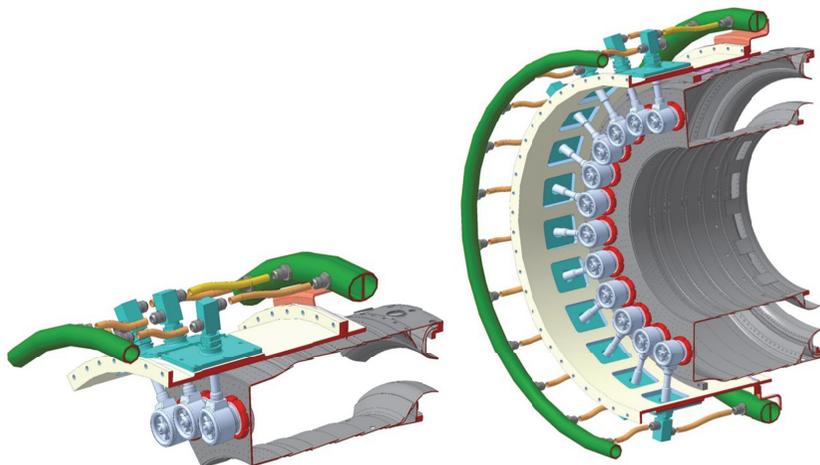


Рис. 2. Фрагмент многоконтурной подачи топлива системы автоматического поддержания оптимальной температуры в зоне горения и общий вид МКС ГТУ SGT-600

Разрабатываемая конструкция МКС для ГТУ SGT-600 включает:

1. Съемные 2-х контурные унифицированные горелки (24).
2. Исходную (базовую) кольцевую жаровую трубу.
3. 3-х коллекторный подвод топлива с автоматизированной системой управления подачи топлива.
4. «ТОЛСТОЕ» (600 мкм) теплозащитное покрытие жаровой трубы.
5. Систему перепуска воздуха камеры сгорания (регулирование расхода воздуха через горелку).

В результате экспериментально-расчетной оценки близкой по параметрам рабочего процесса МКС-аналога ожидается получить эмиссионные характеристики проектируемой МКС ГТУ SGT-600, удовлетворяющие требованиям ПАО «Газпром» по экологической безопасности 2020 г.

УДК 621.452.3+621.4+519.6

ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ ДОВОДКА МНОГОФОРСУНОЧНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ С МИНИМАЛЬНЫМ НАБОРОМ КОНСТРУКТИВНЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

Бакланов А.В., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, ABaklanov@oao.kmpo.ru
Малюков А.В., КазНЦ РАН, г. Казань, aleksei.maliukoff@yandex.ru

В работе исследовался рабочий процесс камеры сгорания газотурбинного двигателя, конверсированного на природный газ. Целью работы являлось снижение выбросов токсичных веществ в атмосферу получение требуемой неравномерности температурного поля на выходе камеры сгорания. Требовалось усовершенствовать камеру сгорания с помощью минимальных изменений базовой конструкции.

Современное развитие вычислительной гидрогазодинамики позволяет успешно применять численное моделирование при отработке камер сгорания различных устройств [1-3].

В процессе работы использовалась система ANSYS Fluent, в которой была реализована математическая модель течения многокомпонентного гомогенного рабочего тела с учетом смешения и горения.

В качестве граничных условий на входе в соответствующих сечениях задавался массовый расход воздуха и метана. Все стенки моделируемой области обеспечивали условия прилипания и непротекания.

В зависимости от исследуемых модификаций КС объём расчетной сетки составлял 7,5-8,0 миллионов элементов. Для проверки сеточной зависимости были созданы модели, содержащие 10,5 и 3,5 миллионов сеточных элементов. По итогам тестовых расчетов было принято решение использовать оптимальную сетку с 7,5-8,0 миллионами элементов.

В качестве моделей турбулентности рассматривалась двухпараметрическая модель Realizable $k-\varepsilon$, с использованием стандартной пристеночной функции.

Горение моделировалось с позиции совокупности очагов пламени в турбулентном потоке (*flamlet*) для перемешанных компонентов. В данной модели горения доля компонента и температура смеси определяются на основании переменной смешения x и интенсивности деформации очага пламени s , представляющей собой скорость скалярной диссипации. В качестве набора химических реакций для окисления метана рассматривался механизм GRI-Mech 3.0.

Модернизация камеры сгорания заключалась в следующем:

1. Перераспределение отверстий по длине жаровой трубы;
2. Организация локального дозированного вдува;
3. Оптимизацию горелочного устройства.

Перераспределение отверстий по длине жаровой трубы позволяет достигнуть лучшего температурного состояния стенок тракта жаровой трубы [4]. Существенное влияние на процесс горения оказывает локальный дозированный вдув. Данное мероприятие способствует изменению гидравлических сопротивлений, перераспределению потоков воздуха, коэффициента избытка воздуха, формируемое горелочным устройством, что позволяет уменьшить температуру в области горения и фронтальной плиты. Мероприятия, связанные с оптимизацией горелочного устройства, позволяют повлиять на процессы горения. Так, при изменении горелочного устройства возможно усилить рециркуляционную зону между горелочным устройством и фронтальной плитой, а также изменить форму «факела» [5].

Полученные результаты позволяют выбрать оптимальное направление по доводке конструкции камеры сгорания.

Список литературы

1. *Аксенов А.А., Похилко В.И., Тишин А.П.* Исследование двухступенчатого сжигания метана // Труды 2-й национальной конференции по теплообмену (РНКТ-2) Т. 3. М.: МЭИ, 1998. С. 161-164
2. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислород / *А.В. Новиков, Д.А. Ягодников, В.А. Буркальцев, В.И. Лапицкий* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2004. С. 8-17
3. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД / *А.Н. Сабирзянов, В.Б. Явкин, Ю.Б. Александров, А.Н. Маркушин, А.В. Бакланов* // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2014. № 2. С. 62-70.
4. *Бакланов А.В.* Поэтапная доводка камеры сгорания газотурбинного двигателя, работающей в условиях форсирования скорости воздуха на выходе из компрессора // Вестник московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3 С. 13-22.
5. *Бакланов А.В.* Малоэмиссионная камера сгорания диффузионного типа с микропламенным горением для конвертированного авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 57-68.

УДК 621.438.082.2

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Скиба Д.В., ООО «НПФ «Теплофизика», г. Уфа, d.skiba@teplophysics.ru
Кашапов Р.С., ООО «НПФ «Теплофизика», г. Уфа
Максимов Д.А., ООО «НПФ «Теплофизика», г. Уфа

Результаты многочисленных исследований работы малоэмиссионных камер сгорания показывают, что устойчивая работа данного типа камер сгорания возможна только в узком диапазоне режимных и управляющих параметров [1].

В лабораторных условиях возможно построение карты областей устойчивой малоэмиссионной работы камеры сгорания для ограниченного набора рабочих точек характеризующихся расходом воздуха, расходом топлива, давлением и температурой на входе в камеру сгорания, распределением расхода топлива по топливным контурам камеры сгорания. При пуско-наладке камеры сгорания в составе газотурбинного двигателя (ГТД) отладка работы камеры сгорания возможна так же только в ограниченном диапазоне режимных параметров.

Для применения таких карт областей устойчивой малоэмиссионной работы камеры сгорания в условиях эксплуатации ГТД необходимо предложить критерии, обобщающие полученные зависимости на все возможные режимы работы ГТД. Данная задача осложняется тем, что режимы работы двигателей одного типа могут существенно различаться между собой. Это связано с различиями характеристик узлов ГТД одного типа. Кроме того даже для данного ГТД в связи с постепенной деградацией характеристик его узлов происходит изменение линий рабочих режимов камеры сгорания.

В данном докладе исследуется частный случай проблемы создания алгоритма управления малоэмиссионной камерой сгорания ГТД наземного применения для привода газоперекачивающего агрегата (ГПА). На основе анализа недостатков алгоритмов управления камерами сгорания ГПА Ладога-32, ДГ-90 сформулированы требования к алгоритму управления малоэмиссионной камерой сгорания.

Управление расходом диффузионного топлива в камере сгорания Ладога-32 производится на основе данных о температуре воздуха окружающей среды и температуре перед сопловым аппаратом турбины высокого давления. Данный алгоритм управления имеет недостаток, связанный с невозможностью установить расход диффузионного топлива для неисследованного диа-

пазона температур окружающей среды. Управление расходом диффузионного топлива для ДГ-90 осуществляется на основе данных об оборотах турбины высокого давления и температуре воздуха окружающей среды [2]. Данные алгоритмы управления диффузионным топливом содержат недостаток, связанный с изменением характеристик узлов и агрегатов в ходе их работы, что приводит к изменению расхода воздуха и топлива через камеру сгорания.

Подача диффузионного топлива в камерах сгорания производства ООО «НПФ «Теплофизика» осуществляется в зависимости от среднemasовой температуры продуктов сгорания в первичной зоне (температуры пламени). Результаты экспериментальных исследований влияния подачи диффузионного топлива на устойчивость камеры сгорания к возбуждению автоколебаний показывают, что влияние подачи диффузионного топлива на возбуждение автоколебаний в зависимости от температуры пламени носит не однозначный характер. При низких температурах пламени уменьшение доли диффузионного топлива приводит к возбуждению автоколебаний, в то время как при высоких температурах пламени к автоколебаниям приводит увеличение доли диффузионного топлива. (Данный результат также описан в работе [3]). В частности, при запуске ГТД в момент разгона турбин температура пламени существенно возрастает, что требует применение отдельной системы регулирования расхода диффузионного топлива не связанной со статическими параметрами, такими как обороты ТВД или температура окружающей среды.

Описаны требования к алгоритмам блока управления камерой сгорания (БУКС) основанные на опыте разработки и эксплуатации на компрессорных станциях РАО «Газпром» камер сгорания с предварительным смешением топлива ПСТ 25И и ПСТ MS3002 включающие в себя следующие основные положения, вытекающие из стратегии обеспечения живучести наземной газотурбинной установки (ГТУ):

Должна проводиться верификация данных поступающих в БУКС для предупреждения ложного срабатывания системы при отказе датчиков. На основе данной верификации должно устанавливаться достаточно ли данных для определения текущего режима работы камеры сгорания в составе ГТУ.

Должен быть найден безопасный режим работы, обеспечивающей надежную работу камеры сгорания в условиях, когда текущий режим работы камеры сгорания в составе ГТУ не известен. Алгоритм БУКС должен обеспечивать переход управления камерой сгорания в безопасный режим работы или в случае невозможности перехода в безопасный режим работы производить аварийный останов ГТУ.

Сохранение доли расхода диффузионного топлива при погасании камеры сгорания для предотвращения повторного воспламенения топлива в камерах сгорания при аварийном останове.

Контроль расхода доли диффузионного топлива на основе средне-массовой температуры пламени в первичной зоне камеры сгорания.

Наличие алгоритма управления камерой сгорания при потере связи с САУ ГТУ и (или) при отказе одного из контроллеров БУКС.

Наличие дублирующей системы контроля пламени при отсутствии сигнала от одного из датчиков пламени на основных режимах работы ГТУ.

Для предотвращения разрушения камеры сгорания и турбин ГТУ должна существовать система мониторинга пульсаций давления в камере сгорания для принятия оперативного решения при попадании режима работы ГТУ в неисследованную область в ходе его эксплуатации.

БУКС должен проводить пусковую диагностику системы розжига камер сгорания и системы проверки наличия пламени в камерах сгорания, позволяющую принять решение об отказе от пуска до возникновения ситуации аварийного останова.

Список литературы

1. Tuning Approaches for DLN Combustor Performance and Reliability 1005037. Technical Update, March 2005.
2. Алгоритм системы автоматического управления ГТД ДГ90Л2.1 Г90108003 ДЗ
3. *Булысова Л.А.* Численное моделирование при испытаниях и наладке малоэмиссионных камер сгорания ГТУ: автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., 2014.

УДК 621.438.082.2

КЛЮЧЕВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, РАЗРАБОТАННЫЕ ООО НПФ «ТЕПЛОФИЗИКА» ПРИ СОЗДАНИИ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ С ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫМ СМЕШЕНИЕМ ТОПЛИВА ДЛЯ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ СТАНЦИЙ, ПРОВЕРЕННЫЕ НА КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ПСТ 25ИР И ПСТ MS3002 В ХОДЕ ОПЫТНО-ПРОМЫШЛЕННОЙ И СЕРИЙНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Скиба Д.В., ООО «НПФ «Теплофизика», г. Уфа, d.skiba@teplophysics.ru
Кашапов Р.С., ООО «НПФ «Теплофизика», г. Уфа
Максимов Д.А., ООО «НПФ «Теплофизика», г. Уфа

Успешное внедрение малоэмиссионных камер сгорания в рабочий процесс ГТД требует наличия ряда ключевых технологий, освоение которых сдерживается крайне скудной информацией об их применении. К таким ключевым технологиям относятся:

- алгоритм управления малоэмиссионной камерой сгорания в составе ГТД;
- система охлаждения жаровой трубы конвективного типа;
- система надежного запуска камеры сгорания с защитой свечей зажигания от перегрева продуктами сгорания;
- система подавления пульсаций давления в камере;
- система подачи пилотного топлива обеспечивающая отсутствия нагара на поверхностях камеры сгорания, подавляющая возбуждение автоколебаний в камере сгорания, исключая наличие паразитных течений продуктов сгорания в топливных контурах камеры сгорания;
- система саморегуляции концентрации топливовоздушной смеси.

Результаты эксплуатации газоперекачивающих агрегатов Балтика-25, Ладога-32, ДГ-90 показывают, что даже известные зарубежные двигателестроительные фирмы не всегда могут показать владения данными ключевыми технологиями в полном объеме.

ООО НПФ «Телофизика» на основе анализа собственного опыта разработки и известных конструктивных решений зарубежных фирм разработала свою реализацию ключевых технологий создания малоэмиссионных камер сгорания, на основе которых были разработаны камеры сгорания ПСТ 25И и ПСТ MS3002 для газоперекачивающих агрегатов ГТК-25ИР, ГТНР-25И, ГТК-10И. Опыт промышленной эксплуатации данных камер сгорания показал, что такие проблемы как: внезапный рост пульсаций давления на неисследованном режиме работы ГТД, образование нагара на втулках горелочных устройств, узкий диапазон устойчивой малоэмиссионной работы камеры сгорания требующий применения ненадежных систем перепуска воздуха с подвижными элементами, могут быть преодолены.

УДК 621.45.022

ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЙ В ЦИРКУЛЯЦИОННЫХ ЗОНАХ ПРИ ДОПОЛНИТЕЛЬНОМ ВДУВЕ СТРУЙ

Ярмаш А.Д., ОКБ им. А. Люльки, г. Москва, аспирант МАИ
Онищик И.И., МАИ, г. Москва

Процессы смешения в циркуляционных зонах имеют большое значение для стабилизации процессов горения, так как они определяют время пребывания смеси в циркуляционной зоне t_z . При экспериментальном определении значений t_z применяется метод, основанный на подводе в циркуляционную зону трассирующего газа и измерение его средней кон-

центрации C_{cp} в пределах зоны. Тогда среднее время пребывания t_z может быть оценено из формулы:

$$t_z(x, y) = \frac{C_{cp} \cdot V_{цз}}{G_{ист}},$$

где $V_{цз}$ – это объем циркуляционной зоны, $G_{ист}$ – секундный расход стационарного источника.

Такие исследования проводились при отсутствии горения и позволили оценить по величине t_z циркуляционные зоны при различных способах их организации. Наиболее распространенным способом является помещение в поток плохообтекаемых тел различных формы.

Однако определенный интерес представляет использование для этого различных струйных течений. Этот способ может обладать (по предположению) рядом преимуществ (уменьшение потерь давления, теплозащита стабилизатора и др.)

В данном докладе приведены некоторые результаты применения метода трассирующего газа, моделируемого с помощью численных расчетных методов, представляемых комплексом ANSYS, при стационарной и нестационарной постановке задачи. Исследовались течения за уступами, уголковыми стабилизаторами в полуоткрытом потоке, а также при различной степени загромождения канала.

Было проведено сопоставление расчетов по указанным методам с некоторыми экспериментальными данными [1], которое показало, что с помощью расчета можно приблизительно (с точностью 5%) моделировать основные особенности циркуляционных течений (структура течения, поля скоростей, характерные размеры)

В докладе даются результаты расчетов для циркуляционных зон, возникающих за уголковыми стабилизаторами и за уступами. Расчеты проводились при давлении набегающего потока $p = 101325 \text{ Па}$, температуре $T = 25 \text{ }^\circ\text{C}$ и скорости $U = 30 \text{ м/с}$.

Показано, что за одиночными стабилизаторами могут возникать нестационарные течения, характеризующиеся периодическим срывом вихрей с кромок стабилизатора. Расчет по осредненным параметрам дает для этого случая меньшие значения времени пребывания t_z по сравнению со стационарным течением.

Течение за уступом всегда является стационарным и время пребывания t_z в этом случае оказывается большим по сравнению с нестационарным случаем при одинаковых значениях характерного размера уступа h и стабилизаторов.

Так, при $h = 30 \text{ мм}$ и $U = 30 \text{ м/с}$ время $t_z = 0,02 \text{ сек}$ для стабилизатора и $t_z = 0,085$ для уступа.

При вдуве плоских струй с кромок уступа под углом 90° к направлению основного потока течение осуществлялось при скоростях набегающего потока $U = 30$ м/с и вдува струи $U_{\text{вдува}} = 60$ м/с.

Результаты показали, что вдув струи воздуха с кромки стабилизатора увеличивает объем циркуляционной зоны примерно в два раза, однако, при этом увеличивается скорость в зоне, что приводит к сокращению времени пребывания.

Список литературы

1. Гагаринские чтения – 2017: XLIII Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017.
2. *Щетинков Е.С.* Физика горения газов. М.: Наука, 1978. 740 с.
3. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей / *Б.В. Раушенбах, С.А. Белый, И.В. Беспалов, В.Я. Бородачев, М.С. Волынский, А.Г. Прудников.* М.: Машиностроение, 1964.
4. *Winterfeld G.*, Zs. Flugwissenschaft 8, 219, 1960.

УДК 629.735.03:62/43.056

АНАЛИЗ МИРОВОГО ОПЫТА РЕГУЛИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С НИЗКОЭМИССИОННОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ ПО РЕЖИМАМ МОЩНОСТИ И В КЛИМАТИЧЕСКОМ ДИАПАЗОНЕ

Нугуманов А.Д., АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь
Сипатов А.М., АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь
Назукин В.А., АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь

Ключевые слова: низкоэмиссионная камера сгорания (НКС), оксид азота (NOx), двуокись углерода (CO), коэффициент избытка воздуха (альфа), перепуск воздуха, многоколлекторная подача топлива, поворотный ВНА, газотурбинная установка (ГТУ).

НКС имеют очень узкий диапазон устойчивой работы по коэффициенту избытка воздуха. Данный коэффициент может очень сильно меняться при изменении температуры окружающего воздуха T_n . Как правило, в таких НКС зона реакции настроена максимально «горячо» при темпера-

туре МСА (+15 °С), а с понижением или повышением T_n происходит ее забеднение сопровождающееся ростом выбросов СО, появлением виброгорения и падением полноты сгорания особенно на низких режимах работы ГТУ. Для регулирования НКС при изменении температуры окружающего воздуха используются те же механизмы, что и для регулирования при дросселировании, поскольку и в том, и в другом случае необходимо поддерживать постоянной температуру в зоне горения:

1. Различные сбросы и перепуски воздуха из/внутри камеры сгорания.
2. Многоколлекторная стадийная подача топлива.
3. Поворотные лопатки ВНА.

Ниже будут рассмотрены основные способы регулирования, используемые различными производителями ГТД.

В авиапроизводных ГТД компании Rolls-Royce (Industrial RB211, Industrial Trent), которые в настоящее время выпускаются компанией Siemens, реализовано стадийное подключение топливных коллекторов. В двигателе RB211 – 2 стадии, разнесенные по длине жаровой трубы, в двигателе Trent – 3.

Согласно опубликованным данным, использование стадийного подключения коллекторов и управление подачей топлива в каждую из зон горения позволяет работать в широком диапазоне мощности и температуры окружающей среды без изменяемой геометрии и перепусков. Тем не менее, в двигателе RB211 присутствует перепуск воздуха из компрессора за турбину высокого давления. В статье, посвященной камере сгорания Industrial Trent также было упомянуто, что контролируется расход воздуха в жаровую трубу, чтобы поддерживать температуру в зоне горения, а оставшийся воздух сбрасывается ниже по потоку от камеры сгорания [1].

В ГТУ Titan 130 компании Solar используется система управления расходом воздуха во фронт жаровой трубы. В зависимости от параметров двигателя, которые зависят от температуры наружного воздуха, автоматика регулирует расход воздуха во фронтное устройство с помощью регулирующего клапана, чтобы поддерживать во фронте жаровой трубы требуемую температуру. В случае необходимости лишний воздух сбрасывается в выхлопную шахту ГТУ через клапан перепуска. В систему управления также включено непосредственное измерение эмиссии СО, на основании которого также настраивается расход воздуха в жаровую трубу [2].

В промышленных двигателях компании GE с камерой сгорания DLN1 наряду с поворотными лопатками ВНА используется система перепуска воздуха на вход двигателя. Поворотные лопатки ВНА позволяют снижать режим работы ГТУ примерно до 80 % от номинального с сохранением приемлемого уровня эмиссии, затем используется перепуск воз-

духа, который позволяет сохранять малоэмиссионный режим работы до 50 - 60 %, а при определенных внешних условиях и до 40 %.

Одной из последних модификаций КС DLN1 является внедрение технологии «позднего стадийного горения», предполагающей подачу части топлива через основные отверстия в газосборнике [3].

В ГТУ фирмы Mitsubishi Heavy Industries для поддержания необходимой температуры в жаровой трубе используются поворотные лопатки ВНА и перепуск воздуха в газосборник с использованием регулировочного клапана. Высокой неравномерности поля температур, возможно, удастся избежать за счёт того, что перепускаемый воздух подаётся в средней части жаровой трубы на значительном удалении от лопаток соплового аппарата первой ступени. Стоит отметить тот факт, что в следующем поколении ГТУ (J-класс) клапан перепуска воздуха отсутствует. Характеристики на режимах частичной нагрузки обеспечиваются за счет поворотного ВНА и НА первых 3-х ступеней [4].

В ГТУ малой мощности фирмы Siemens Industrial Turbomachinery без регулирования обеспечивается работа в низкоэмиссионном режиме в диапазоне мощности от 70 до 100% при температуре окружающего воздуха от - 20 °С до + 40 °С. Для его расширения помимо поворотных лопаток ВНА используется перепуск воздуха из-за компрессора в выхлопную шахту или на вход двигателя, что приводит к росту эмиссии оксидов азота, но позволяет расширить диапазон работы с приемлемой эмиссией CO.

В ГТУ большой мощности компании Siemens в настоящее время предлагается многомодульная камера сгорания с ультранизкой эмиссией NOx, которая благодаря регулируемому ВНА, 5-ти коллекторной системе подачи топлива и системе управления расходом воздуха обеспечивает эмиссию NOx и CO ниже 10 ppm в диапазоне мощности от 30 % до 100 % в широком диапазоне условий окружающей среды. Точные цифры для температуры воздуха и величины перепусков не приводятся, однако, согласно приведённой схеме, можно увидеть, что предусмотрен перепуск воздуха из-за последних ступеней компрессора и из корпуса камеры сгорания на вход в двигатель, на выход и к промежуточным ступеням турбины [5].

Таким образом, в большинстве ГТУ, эксплуатируемых в настоящее время, для обеспечения работы в низкоэмиссионном режиме при изменении параметров ГТУ (за счёт дросселирования или внешних условий) поддерживается температура в зоне горения. Это обеспечивается за счёт поворотного ВНА и перепуска воздуха либо на вход в двигатель, либо в газосборник, либо в выхлопную шахту. Перепуск воздуха имеет недостаток, связанный с существенным уменьшением перепада давления на стенке жаровой трубы при открытии перепуска. Конкретные цифры о величинах перепуска воздуха в зарубежных ГТУ отсутствуют, однако, для

поддержания коэффициента избытка воздуха в зоне горения в заданном диапазоне перепуск на вход в двигатель или в выхлопную шахту требует значительно меньшего количества воздуха, в сравнении с перепуском в газосборник. Это говорит о том, что с точки зрения поддержания постоянных параметров в камере сгорания и предотвращения ухудшения охлаждения ТВД, перепуск на вход в двигатель является более привлекательным решением, чем перепуск в газосборник. Кроме того, единственная фирма, применявшая в своих ГТУ перепуск в газосборник (МНИ), в своих последних разработках отказалась от этого решения.

Список литературы

1. *C. Barkey, S. Richards, N. Harrop, P. Kotsiopriftis, R. Mastroberardino, D. Squires, T. Scarinci.* Rolls-Royce Industrial Trent: combustion and other technologies. Proceedings of International Symposium of Air Breathing Engines 1999, paper No. ISABE 99-7285.
2. *K.O. Smith, D.C. Rawlins, R.C. Steele.* Developments in dry low emissions systems. Preceedings of 2000 International pipeline conference, V.2, paper No. IPC2000-267.
3. *C.E. Romoser, J. Harper, M.B. Wilson, D.W. Simons, J.V. Citeno, M. Lal.* E-class late fuel staging technology delivers flexibility leap. Proceedings of ASME Turbo Expo 2016 conference, paper No. GT2016-57964, June 13-17, 2016, Seoul, South Korea.
4. *M. Yuri, J. Masada, K. Tsukagoshi, E. Ito, S. Hada.* Development of 1600° C-class high efficiency gas turbine for power generation applying J-type technology. Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, V.50, No.3, September 2013.
5. *A. Foust.* Siemens SGT6-5000F Gas turbine technology update. Proceedings of POWER-GEN International conference, Las Vegas, NV, USA, December 8-10, 2015.

УДК 621.43

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ПЛАМЕНИ ИОНИЗАЦИОННЫМ ЗОНДОМ

Шайкин А.П., Тольяттинский государственный университет, г. Тольятти
Галиев И.Р., Тольяттинский государственный университет, г. Тольятти

Создание двигателей внутреннего сгорания и энергетических установок нового поколения, которые при низкой токсичности отработавших газов, обеспечивали высокую эффективность работы, требует глубокого изучения процесса сгорания топлива. В средствах диагностирования процесса сгорания получили широкое распространение ионизационные зонды (ИЗ). В настоящее время существует множество работ [1], посвященных методологии оценки температуры пламени с использованием

пика термоионизации с сигнала ИЗ. Однако данный метод обладает сложностью и низкой точностью. Поэтому нами предлагается использовать величину тока химической ионизации пламени, поскольку температура пламени определяется, в том числе и процессами горения.

Целью работы является определение температуры пламени с использованием химической ионизации турбулентного пламени, оцениваемой величиной электронного тока.

Согласно традиционным представлениям электродинамики электронный ток пламени описывается следующей формулой (1):

$$I = n_e \cdot e \cdot \sqrt{T_b \cdot \frac{8 \cdot k}{\pi \cdot m_e}} \cdot S_{уд} \quad (1)$$

где n_e – концентрация электронов в зоне контакта ИЗ с зоной химических реакций пламени, штук/м³; e – заряд электрона, Кл; T_b – температура пламени, К; k – постоянная Больцмана, Дж/К; m_e – масса электрона, кг; $S_{уд}$ – площадь контакта ИЗ с зоной химических реакций пламени, м²;

Концентрация электронов в зоне контакта ИЗ с зоной химических реакций пламени зависит от: 1) количества углеродсодержащих частиц топлива в камере сгорания двигателя [2]; 2) количества частиц проникающих из зоны подогрева в зону химических реакций пламени; 3) доли частиц с энергией достаточной для вступления в химическую реакцию; 4) вероятности, что химическая реакция будет сопровождаться выделением электронов; 5) доли электронов попадающих на ИЗ. Таким образом, концентрация электронов описывается формулой (2):

$$n_e = \frac{M_m}{M_{mi}} \cdot g_c \cdot \frac{V_{уд}}{V_{кc} \cdot V_{зxp}} \cdot \exp\left[-\frac{a}{D_m + D_t}\right] \cdot \exp\left[-\frac{E_a}{R \cdot T_b}\right] \cdot P_{хем} \quad (2)$$

где M_t – масса топлива в КС, кг; M_{ti} – масса одной молекулы топлива, кг; g_c – массовая доля углерода в топливе; $V_{зxp}$ – объем зоны химических реакций пламени, м³; $V_{кc}$ – объем КС, м³; $V_{уд}$ – объем зоны химических реакций пламени, контактирующей с ИЗ, м³; E_a – энергия активации, Дж/моль; R – универсальная газовая постоянная, Дж/(моль·К); $P_{хем}$ – вероятность хемионизации.

По формулам 1 и 2, была найдена температура пламени, формула (3):

$$T_b = 0,5 \cdot \left(\frac{I}{N_e \cdot A}\right)^2 + \frac{E_a}{R} + \frac{I}{2 \cdot N_e \cdot A} \cdot \sqrt{\left(\frac{I}{N_e \cdot A}\right)^2 + 4 \cdot \frac{E_a}{R}} \quad (3)$$

$$N_e = \frac{M_m}{M_{mi}} \cdot g_c \cdot \frac{V_{уд}}{V_{кc} \cdot V_{фн}} \cdot \exp\left[-\frac{a}{D_m + D_t}\right] \cdot P_{хем} \quad (4)$$

$$A = e \cdot \left(\frac{8 \cdot k}{\pi \cdot m_e}\right)^{0,5} \cdot S_{уд} \quad (5)$$

На рис. 1 представлена зависимость температуры пламени в камере сгорания поршневого двигателя от коэффициента избытка воздуха и добавок водорода в ТВС.

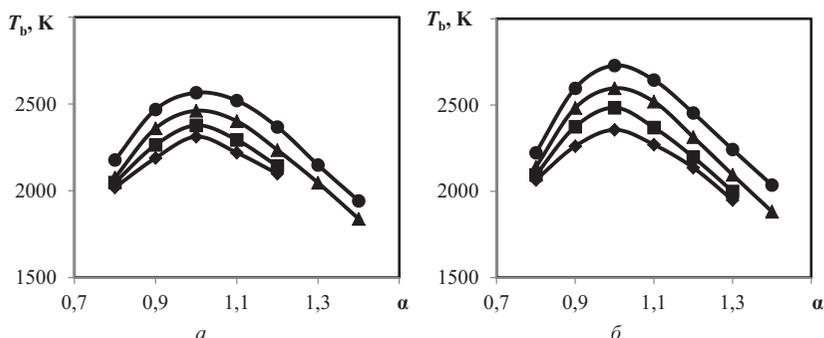


Рис. 1. Зависимость температуры пламени от коэффициента избытка воздуха и добавок водорода в ТВС:

а) $n_{\text{квд}} = 600 \text{ мин}^{-1}$, б) $n_{\text{квд}} = 900 \text{ мин}^{-1}$;
 $r_n = 0\%$ – \blacklozenge ; $r_n = 29\%$ – \blacksquare ; $r_n = 47\%$ – \blacktriangle ; $r_n = 58\%$ – \bullet

На рисунке видно, что использование стехиометрических смесей и добавок водорода приводит к повышению температуры пламени. Так, например, при $n_{\text{квд}} = 900 \text{ мин}^{-1}$ и $\alpha = 1$ добавка водорода в количестве 58% приводит к росту температуры на 22%. Данный эффект качественно схож с результатами отечественных и зарубежных ученых [3], и объясняется промотирующим влиянием водорода на процесс сгорания и повышением теплоты сгорания топлива.

Таким образом, предложенный метод расчета температуры пламени углеводородного топлива, основанный на использовании ионизационного датчика дает адекватные результаты и может быть применен на этапе проектирования и доводки малоэмиссионных и энергоэффективных камер сгораний двигателей и энергоустановок.

Список литературы

1. Molina D., Restrepo F., Bedoya I. Combustion monitoring system on anatural gas fuelled spark ignition engine with high compression ratio using ionization current sensors // WIT Transactions on Ecology and The Environment. 2015. Vol. 195. P. 209-218.
2. К вопросу о взаимосвязи турбулентной скорости распространения и ионизации метановодородного пламени / А.П. Шайкин, П.В. Ивашин, И.Р. Галиев, А.Д. Дерячев // Вектор науки Тольяттинского государственного университета. 2015. № 1(31). С. 51-54.
3. Гельфанд В.Е., Попов О.Е., Чайванов Б.Б. Водород: параметры горения и взрыва. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 288 с.

УДК 621.45.022

СОВМЕСТНЫЙ АНАЛИЗ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА И ХАРАКТЕРИСТИК ПО СОСТАВУ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

Диденко А.А., Самарский университет, г. Самара
Абрашкин В.Ю., Самарский университет, г. Самара
Соколов А.Б., Самарский университет, г. Самара
Чечет И.В., Самарский университет, г. Самара
Ахтерьяков А.В., Самарский университет, г. Самара

В рамках НИР по договорам с ФГАОУ ВО «СПбПУ» (2015 г.), АО «ОДК-Климов» (г. Санкт-Петербург, 2017 г.) выполнено детальное исследование характеристик по составу и температуре газа на выходе из одnogорелочной трубчатой камеры сгорания (КС) авиационного газотурбинного двигателя (ГТД). Температура газа измерялась одноточечной хромель-алюмелевой термопарой и девятиточечной поворотной гребённой термопар. Отбор проб для определения химического состава осуществлялся с помощью одноточечного пробоотборника, а также с помощью восьмиточечного интегрального пробоотборника. Измерения выполнялись в научно-образовательном центре газодинамических исследований Самарского университета на экспериментальном стенде для испытаний КС.

Одноточечной термопарой температура газа T_G^* измерялась в 105 точках в сечении на выходе из КС. Для корреляции с данными химического анализа определялась гистограмма распределения по площади (по числу замеров) полученных значений T_G^* , затем выбирались такие 16 точек в пространстве, чтобы они в статистическом смысле равноценно представляли «среднемассовые» \bar{T}_G^* и неравномерность $\Delta\bar{T}_G$ как и все 105 точек в сумме. В этих точках производился отбор проб на химический анализ. Эксперименты по измерению температуры и отбор проб на химический анализ проводились также для варианта КС с пропускной площадью отверстий смесителя, составляющей 50 % и 25 % от полностью открытых отверстий.

Проведён совместный анализ характеристик по составу продуктов сгорания и температуре газа, проанализирована взаимосвязь локальных значений (в 16 точках поля) концентраций химических компонентов (в массовых долях Y_i) с локальными значениями температуры $T_{G_i}^*$ (в этих же 16 точках). По измеренным в 16 точках поперечного сечения концентрациям химических компонентов Y_i подсчитывались

восстановленные концентрации общих количеств воздуха и топлива, общий коэффициент избытка воздуха, коэффициент полноты сгорания топлива. По данным химического состава определялась температура газа $T_{Г\ XA_i}$, которая сопоставлялась с измеренной $T_{Г_i}^*$. В совместном анализе перечисленных характеристик оценена достоверность и точность измерения Y_i и $T_{Г_i}^*$.

Подсчитывались восстановленные концентрации количеств воздуха и топлива, непосредственно участвующих в горении, соответствующие им местные (локальные) коэффициенты избытка воздуха и полноты сгорания топлива.

УДК 621.3.002.3(076.5)

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

Александров Ю.Б., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, Alexwischen@rambler.ru
Мингазов Б.Г., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, [BGMingazov@kai.ru](mailto:BG Mingazov@kai.ru)

Ключевые слова: камера сгорания, процесс горения, оптимизация.

Методика моделирования процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей в составе газотурбинных установок основывается на теоретических положениях, разработанных при изучении отдельных физических явлений, из которых складывается рабочий процесс. Сложность явлений, протекающих в камере, заставляет в ряде случаев прибегать к упрощенным зависимостям, использовать статистические данные предыдущего опыта проектирования.

На начальном этапе для формирования исходных параметров и конструктивных особенностей камер сгорания производится предварительный расчет облика камеры сгорания с помощью разработанной программы Combustion chamber 1D-2D [1], для упрощения именованная далее, как программа «Камера». В этой компьютерной программе имеется возможность проводить анализ камеры сгорания по квази-одномерной и 2D постановке и выполнять автоматизированные сопоставления с 3D расчетами. Графические зависимости осреднённых по сечениям температур и других параметров, показывают их достаточную сходимость в ходе проведенных тестов для различных конструкций камер. Пример работы программы и сопоставления по многомерным расчетам преде-

монстрирован на примере расчета камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-38СТ.

Создание расчётной модели начинается с ввода геометрических размеров анализируемой камеры сгорания в программу «Камера». Для этого существуют два варианта. Первый вариант предполагает ручной ввод координат характерных точек стенок и элементов камеры сгорания, а второй полуавтоматический путем обрисовки чертежа в интерфейсе программы. После ввода геометрических размеров, в программу прописываются данные о расходах воздуха и топлива, давления и температуры за компрессором. Вводятся данные о количестве и типе завихрителей, варианты подвода вторичного воздуха через стенки жаровой трубы, количество отверстий и их координаты относительно продольного направления камеры сгорания. Программа автоматически показывает облик камеры сгорания и распределение параметров в продольном направлении, данные на выходе, а так же цветное схематическое представление температурных полей в области жаровой трубы. При изменении параметров работы камеры сгорания, программа автоматически пересчитывает все полученные данные за доли секунд.

Для получения дополнительной информации о внутрикамерных процессах производится двухмерный расчет. Программа автоматически строит сетку и производит расчеты в области камеры сгорания. По итогам расчета автоматически формируется выходной файл отчета, который подгружается в программу «Камера» и в меню «графики» становится доступным выбор графических зависимостей для сравнения с одномерным режимом работы программы. Графические зависимости вдоль камеры сгорания осредненные по поперечному сечению для значений температуры (T), скорости потока (W), полноты сгорания (η), местных значений коэффициента избытка воздуха по остаточным компонентам (α), а также относительной площади подвода вторичного воздуха (FF) показаны на рис. 1, а.

По результатам одномерного расчета цветовым полем показано распределение температуры от синего до красного, соответственно от минимальных до максимальных значений температур газового потока. Синий фон во внешней зоне жаровой трубы – соответствует температуре воздуха, не участвующего в процессах горения и смешения. Цветами показана область жаровой трубы, где равномерно перемешаны воздух, топливо и продукты сгорания. На основании графических зависимостей можно сделать вывод о достаточно хорошей сходимости результатов по одномерному и двухмерному расчетам, отличия по температуре наблюдаются в области подвода первичного воздуха в зоне горения для 1D и это можно объяснить упрощенной схемой смеси образования в модели. По скоростям потока от-

личия проявляются в большей степени в области фронтального устройства (горелочное устройство) и объясняются упрощением 1D и 2D моделей по сравнению с моделью выполненной в 3D постановке.

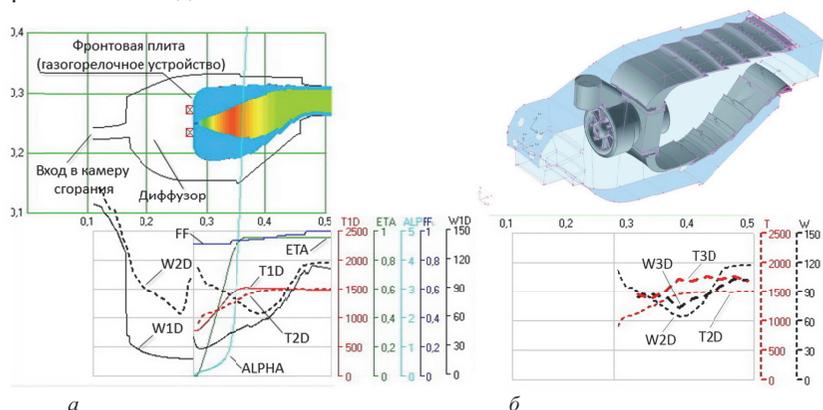


Рис. 1. Сопоставление по многомерным расчетам

На заключительном этапе работ проводится анализ и сопоставление расчетных данных по 1D, 2D моделям полученных с помощью программы «Камера» с результатами численного расчета по 3D модели. На рис. 1, б. показано такое сопоставление по двумерному и трехмерному расчету. Расчёты по одномерному расчету на график не включались во избежание его перегруженности по параметрам.

Использование созданной программы «Камера» значительно ускоряет расчеты внутри камерных процессов, что позволяет проводить оптимизацию конструкции камеры сгорания по различным режимным и конструктивным параметрам в кратчайшие сроки. Это является весьма важным преимуществом программы при проведении практических расчетов камер сгорания. Разработанная программа «Камера» может быть успешно применена на стадии предварительного проектирования для прогнозирования характеристик камеры сгорания.

Список литературы

1. Александров Ю.Б., Мингазов Б.Г., Токмовцев Ю.В. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2016611770 Программа одно- и двух- мерного расчета и оптимизации камер сгорания газотурбинных двигателей (Combustion chamber 1D-2D), заявка № 2015662645, поступл. 22.12.2015, регистр. 10.02.2016., г. Москва.

УДК 621.534

О ПРОГРАММЕ RUDIP ДЛЯ РАСЧЁТА ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗОНДОВ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ

Гимадиев А.Г., Самарский университет, г. Самара, gimadiev_ag@mail.ru
Быстров Н.Д., Самарский университет, г. Самара
Устинов А.В., Самарский университет, г. Самара

Ключевые слова: пульсации давления, измерение, динамическая погрешность, корректирующий элемент, частотная характеристика, методика расчёта, программа расчёта, диалоговый режим.

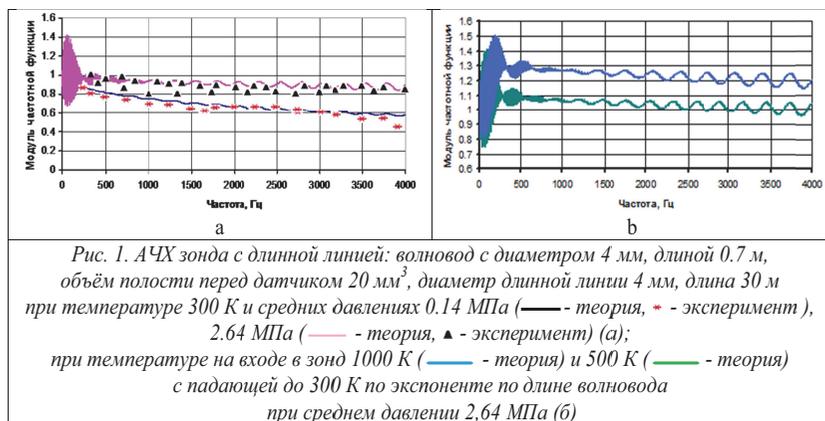
Пульсации давления газа являются одними из основных параметров, учитываемых при доводке газотурбинных двигателей и других энергетических установок [1,2]. Для получения достоверной информации о пульсационном состоянии узлов двигателей необходимо, чтобы динамическая погрешность измерения пульсаций давления не превышала 5...10 % в частотном диапазоне 5...5000 Гц. Ряд фирм поставляют высокотемпературные датчики пульсаций давления, но часто температура газа в объектах контроля превышает допустимые для датчиков величины, а их чувствительность иногда недостаточна для регистрации слабых пульсаций давления. Поэтому возникает необходимость в присоединении датчика к процессу при помощи волноводного канала (волновода). Известно, что в волноводе происходят резонансные колебания, обуславливающие дополнительную динамическую погрешность измерения пульсаций давления. Для повышения достоверности информации в структуре измерительного канала применяют корректирующие элементы (КЭ). Устройство, состоящее из датчика пульсаций давления, волновода, присоединенного к процессу, и КЭ в технической литературе получило название акустического зонда (АЗ). В докладе рассмотрены КЭ с распределенными и сосредоточенными параметрами, указаны их преимущества и недостатки. Анализ проводится без учёта погрешности самого датчика пульсаций давления.

Программа RUDIP для расчета частотных характеристик АЗ разработана на основе импедансного метода с учётом высокочастотных энергетических потерь по длине каналов [3]. В соответствие с указанным методом построен алгоритм расчета частотных характеристик акустических зондов с корректирующими элементами, разработанными авторами. Программа RUDIP построена на алгоритмическом языке C++ Builder. Программный набор RUDIP содержит 21 файл: исполняемый файл RUDIP1.EXE и 20 файлов изображений. Программа позволяет рассчитывать АЧХ,

ФЧХ, модуль и аргумент акустической входной проводимости АЗ, выбрать параметры подводящего канала и корректирующих элементов, обеспечивающих измерение в требуемом диапазоне частот с допустимой динамической погрешностью.

В программе расчёта частотных характеристик АЗ RUDIP учтены: тип датчика (давления, перепада давления); тип волновода (однородный, неоднородный по температуре, неоднородный по площади поперечного сечения, неоднородный по температуре и площади поперечного сечения); наличие КЭ (без КЭ, с КЭ); схема коррекции АЧХ зонда (с длинной линией, с пучком капиллярных каналов, с пористым поглотителем колебаний, с сосредоточенными дросселями, с автоматически регулируемым дросселем); предусмотрено графическое построение характеристик, хранение данных в виде графиков и таблиц; обеспечивается диалоговый ввод и изменение параметров АЗ.

Результаты расчёта АЗ с длинной линией подтверждаются многочисленными экспериментальными данными, например, заимствованными из работы [4] (рис. 1).



Остаточную динамическую погрешность зонда, обусловленную несогласованностью КЭ с волноводом, предлагается компенсировать цифровой коррекцией по разработанной авторами программе на основании расчётных или экспериментальных полученных на стенде данных его АЧХ.

Анализ коррекции частотных характеристик АЗ при помощи RUDIP позволил сделать следующие выводы:

- в общем случае динамическая погрешность АЗ зависит от параметров объекта контроля на его входе (среднего давления и спектра его пульсаций, температуры газа), от диаметра, длины и неоднородности волновода, объёма полости на входе в датчик и объёмной подагливости

его чувствительного элемента, степени согласованности параметров КЭ с волноводом;

- длинная «бесконечная» линия, несмотря на её массу и габариты, является одним из эффективных КЭ АЗ, длина которой, в зависимости от среднего давления, может достигать 20-50 м, причём, чем выше давление, тем больше должна быть длина согласованной линии;

- при применении длинной линии всё таки возникает динамическая погрешность в области низких частот, обусловленная четверть-волновым резонансом самой длинной линии с волноводом, а также резонансом волновода с полостью на входе в датчик;

- в случае применения коротких волноводов и стабильного среднего давления в качестве корректирующего элемента АЗ целесообразно применять малогабаритные акустические РС-фильтры;

- температурная неоднородность волновода приподнимает амплитудно-частотную характеристику зонда в степени $\frac{1}{4}$ от отношения температур на входе в зонд и датчик давления.

Список литературы

1. Акустические методы и средства измерения пульсаций давления / *В.П. Шорин, Е.В. Шахматов, А.Г. Гимадиев, Н.Д. Быстров*. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 132 с.
2. *Zinn H., Habermann, M.* Developments and experiences with pulsation measurements for heavy-duty gas turbines (2007) Proceedings of the ASME Turbo Expo, 1, pp. 639-648.
3. *Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Устинов А.В.* Разработка методики и программы расчёта неоднородных газовых измерительных цепей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), №3 (34), часть 2, 2012. С. 263-268.
4. *Фурлетов В.И., Дубовицкий А.Н., Ханян Г.С.* Определение частотной характеристики измерительной системы «датчик колебаний давления-волновод» при повышенных параметрах газа // Развитие средств и методов испытаний авиационных двигателей (Сборник статей). Колл. авторов М.: ЦИАМ, 2010. 252 с.

РАСЧЕТ И МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Юсеф В.М., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, wyasen@mail.ru
Сыченков В.А., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань
Давыдов Н.В., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань

В настоящей работе используется накопленный опыт моделирования рабочего процесса в зоне горения камер сгорания газотурбинного двигателя с применением реакторных схем.

Упомянутый опыт описывается в работах Ланския А.М. и Лонгвелла – Вейся [1], Дорошенко В.Е. [2], Янковского В.М. [3] и других авторов [4, 5, 6, 7]. В этих работах первичная зона моделируется реактором идеального смешения, в котором происходит мгновенное перемешивание горючего и воздуха, а зона догорания - реактором вытеснения. Математическая модель для определения основных параметров: T – температура, C_p – теплоемкость, η – полнота сгорания описана в частности в работах [2, 3]. В нашей работе исследованию подвергались модели зоны горения. Таким образом, используемая в расчете процессов реакторная модель имеет гибкий подход к решению проектирования камер сгорания различных типов.

В первичной зоне определялись следующие параметры: T_{n3} – температура горения, η_{n3} – полнота сгорания топлива, C_p^{n3} – теплоемкость смеси, \bar{g}_m^{n3} , \bar{g}_e^{n3} – массовые концентрации реагентов (топлива и воздуха) и α_{n3} – коэффициент избытка воздуха. Доля рециркулирующих в первичной зоне газов определяются: $G_{pec} = R \cdot G_e^{эж} = \frac{n^2}{1-n} \cdot G_{cmp}$; G_{cmp} – смесь или воздух поступающие через пояс отверстий, n и m – доли воздуха от I пояса отверстий наружной и внутренней обечайки соответственно, попадающего в первичную зону

В зоне догорания определялись: T_{cm} – температура смеси и T_x – температура горения, \bar{g}_m^{cm} , \bar{g}_e^{cm} – концентрации реагентов, α_{32} – коэффициент избытка воздуха в зоне догорания, W_{xp}^{cm} – скорость химической реакции горения, η_x – полнота сгорания топлива.

Рассмотрим основные уравнения математической модели для каждого из трех случаев:

$$\alpha_{n3} = \frac{G_{en3}}{g_m L_o} = \frac{nG_{an}^1 + mG_{ea}^1 + G_{of}}{g_m L_o}$$

при $\alpha_{n3} < 1.0$

$$T_{n3} = T_k * 1 + \varepsilon_{n3}(T_{n3,meop} - T_k * 1)$$

при $\alpha_{n3} \geq 1.0$

$$T_{n3} = T_k * 1 + \frac{H_u \eta_{n3}}{(1 + \alpha_{n3} L_o) C_p}$$

при $\alpha_{n3} < 1.0$

$$\eta_{n3} = \varepsilon_{n3} \alpha_{n3}$$

при $\alpha_{n3} \geq 1.0$

$$\eta_{n3} = 1$$

при $\alpha_{n3} < 1.0$

$$\alpha_{32} = \frac{G_{632}}{g_{m32} L_o} = \frac{(1-n)G_{61}^1 + (1-m)G_{66}^1}{(g_m \frac{G_{613}}{L_o}) L_o}$$

при $\alpha_{n3} \geq 1.0$

$$\frac{d}{dx} \eta_x(x) = Bl \frac{D_{жс} F_{жс}}{G_o \alpha_{cm}} \left(\frac{\alpha_{\Sigma} L_o}{\alpha_{\Sigma} L_o + 1} \right)^2 \left(\frac{P_k H_{cm}}{R_o} \right)^2 \times$$

$$\times \frac{(1 - \eta_x(x)) [(\alpha_{\Sigma} - \varepsilon_{n3} y) - (1 - \varepsilon_{n3} y) \eta_x(x)]}{\left[T_k + \frac{H_u}{(1 + \alpha_{\Sigma} L_o) 265 - \frac{0.021435 T_k}{1000}} [\varepsilon_{n3} y + (1 - \varepsilon_{n3} y) \eta_x(x)] \right]^{\frac{3}{2}}} e^{\left(\frac{E}{R_1 T_{n3}} \right)}$$

Значения полноты сгорания $\eta_{\Sigma} = f(\bar{X})$ в зоне догорания, рассчитанные с учетом $\eta_{x0} = \eta_{n3}$, а также значений теплоемкости C_p и температуры T_x .

По результатам $\eta_{\Sigma} = f(\bar{X})$ и с учетом T_{n3} , определялись значения выбросов NO_x по методике приведенной в работе Б.Г. Мингазова [8]:

$$O_2 = \frac{0.232 \left(\frac{\alpha_{cm}}{\eta} - 1 \right)}{1 + \alpha_{cm} L_o}; N_2 = \frac{0.768 \left(\frac{\alpha_{cm}}{\eta} - 1 \right)}{1 + \alpha_{cm} L_o};$$

$$NO_x = 37 * 10^{11} \sqrt{O_2} N_2 e^{\frac{-65000}{T_{n3}}} \sqrt{\frac{P_k}{T_{n3}}} \tau_{np}.$$

Далее в развитии работы оптимизировали параметры рабочего процесса в петлевой КС. Вначале провели расчет для определения геометрии по методике [8], затем для определения структуры течения в этой камере провели расчет в ПК Ansys Fluent. При обработке результатов (поля температуры) получили совпадение с экспериментальными данными рис. 1. что говорит о правильности численного расчета и возможности использовать результаты этого расчета для определения картины течения в камере сгорания после чего рассчитали по реакторной модели.

По результатам работы сделан вывод, что модель расчета характеристик может быть использована для доводочных испытаний камер сгорания так как по ней можно рассчитать значения полноты сгорания, температуры горения, коэффициента избытка воздуха и выбросы окислов азота NO_x , по длине жаровой трубы и на выходе из нее.

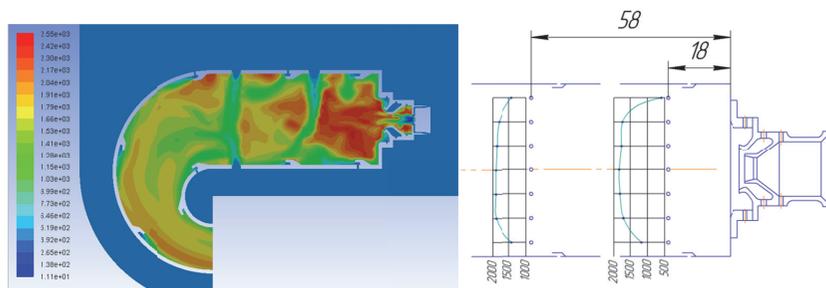


Рис. 1. Поля температур внутри камеры сгорания, $\alpha_{\Sigma}=2,8$ и экспериментальные данные замера температуры в 2-х сечениях камеры сгорания

Для определения характеристик горения КС петлевого типа можно применять реакторную модель их расчета с использованием структуры течения полученной с применением AnsysFluent.

Список литературы

1. Longwell J.P., Weiss A.A. High temperature reaction rates in hydrocarbon combustion // Ind. and Eng. Chem. 1955. Vol. 47. № 8. P. 1634 – 1643.
2. Дорошенко В.Е. О процессе горения в камерах ГТД //Тр. ЦИАМ. 1959. С. 25 – 28.
3. Янковский В.М. Моделирование зоны горения камер сгорания ГТД. //Изв. вузов. Авиационная техника. 1986. № 1. С. 73 – 76.
4. Кузнецов В. Р. Аналитические методы определения концентрации окиси азота в камерах сгорания авиационных ГТД: Обзор. // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. 1973. № 8. P. 1634 – 1643.
5. Osgerby J.T. Literature review of turbine combustor modeling and emission // AIAA Journal. 1974. Vol. 12. № 6. P. 743 – 754.
6. Янковский В. М., Сыченков В. А., Фархутдинов Р. И. Влияние места подачи топлива в камеру сгорания на характеристики горения // Рабочие процессы в камерах сгорания ВРД: межвузовский сборник. Казань, 1987.
7. Харитонов В.Ф. Проектирование камер сгорания: учеб.пособие. Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. Уфа: УГАТУ, 2008. 138 с.
8. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан.гос. техн. ун-та, 2004. 220 с.

УДК 621.45

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕТЛЕВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Давыдов Н.В., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ»,

г. Казань, davnik91k2008@yandex.ru

Мингазов Б.Г., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань

Мухаметгалеев Т.Х., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань

В настоящее время все больше внимания уделяется малогабаритным двигателям малой мощности с петлевой камерой сгорания, применение которой позволяет значительно сократить продольные размеры и получить более компактные двигатели. Однако рабочий процесс в петлевых камерах сгорания имеет свои особенности, а именно уменьшение объема зоны горения, необходимость увеличения степени охлаждения стенок жаровой трубы, затруднения в формировании температурных полей [1,2,3].

С целью экспериментальной доводки камеры сгорания и выявления физической картины рабочего процесса были созданы специальные стенды для испытания камерного отсека. Исследования проводятся в следующем диапазоне изменения режимных параметров: расход газозвдушного потока до 1 кг/с, избыточное давление в потоке до 5кПа, температура потока 350...516 К, давление топлива 0,8 МПа.

Для исследования была взята петлевая камера, основные размеры которой представлены на рис. 1. Камера представляет собой сектор полно-размерной камеры, в котором размещены 4 горелочных устройства.

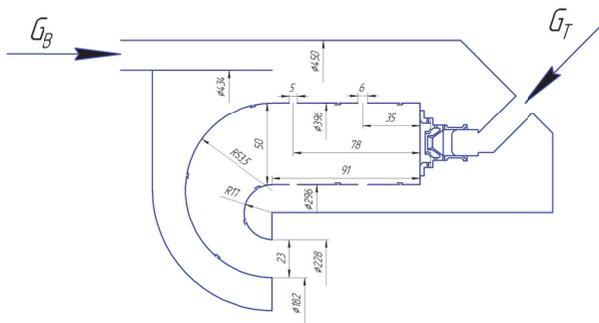


Рис. 1. Схема камеры сгорания с основными размерами

На модели были проведены замеры температуры и полноты сгорания по длине в 4х сечениях. Составлена математическая модель расчета такой камеры сгорания согласно работ [4, 5], имеющая хорошую сходимость, результаты представлены на рис. 2.

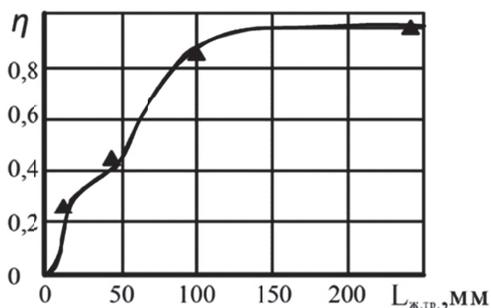


Рис. 2. Изменение полноты сгорания топлива по длине

Список литературы

1. Маркушин А.Н. и др. Усовершенствование конструкции камер сгорания традиционных схем в целях улучшения экологических показателей ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 1. С. 41–44.
2. Ильяшенко С.М., Талантов А.В. Теория и расчет прямоточных камер сгорания. М.: Машиностроение, 1964. 306 с.
3. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, 2006. 220 с.
4. Мингазов Б.Г. Моделирование процессов в камерах сгорания на основе теории турбулентного горения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 3. С. 47–51.
5. Третьяков В.В., Свириденков А.А., Токталиев П.Д. Моделирование нестационарности течения и смесеобразования в камерах // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. № 1. С. 33–37.

УДК 621.452.322.034

ПОВЫШЕНИЕ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Новиков В.А., Самарский университет, г. Самара, vladislav_novyi@mail.ru

Ключевые слова: газотурбинные энергетические установки, каталитическое окисление, тканевые катализаторы, растворный синтез сжиганием

Газотурбинные энергетические установки имеют очень широкое применение в современной промышленности: транспортировка природного газа, генерация электроэнергии, морской транспорт, железнодорож-

ный транспорт. Обладая очень высокой эффективностью данные установки обладают и определенными недостатками – главные из них: шум и выброс вредных компонентов (оксиды углерода и азота – CO и NO_x) в окружающую среду. Проблема шума решается установкой шумоглушителей на выходе выхлопной шахты, а снижение выбросов CO и NO_x в настоящее время достигается путем окисления CO до CO_2 и очисткой раствором мочевины (NH_2CONH_2) выхлопных газов от NO_x . Очистка выхлопных газов газотурбинной установки от вредных примесей (CO , углеводородов, NO_x) проводится в две стадии. В первой стадии газ очищают в реакционной камере от CO и углеводородов путем воздействия на поток газа электромагнитным излучением плазмы стримерного разряда. Во второй стадии активизированный газ очищают от NO_x путем воздействия на него водным раствором мочевины (NH_2CONH_2) в зоне подачи его форсунками в распыленном виде. Мочевина (NH_2CONH_2) в условиях выхлопного тракта газотурбинной установки ($T_r > 400^\circ\text{C}$) под воздействием температуры и излучения разлагается с образованием радикалов NH_2 , которые реагируют с NO_x и O_3 . Продуктами реакции являются N_2 и H_2O . Возможные остатки окиси углерода после первой стадии окисляются озоном до CO_2 . Также при поглощении оксидов азота раствором мочевины происходит восстановление их до N_2 и H_2O по уравнению (1):



Недостатком известного способа и устройства является невозможность одновременной очистки газов от всех примесей и ненадежность работы при высоких температурах, ухудшаются условия работы обслуживающего персонала.

Одним из перспективных направлений по очистке выхлопных газов газотурбинных энергоустановок является каталитическое окисление CO и NO_x на катализаторах обладающих низким гидравлическим сопротивлением.

Одним из современных методов получения высокоэффективных катализаторов низкотемпературного окисления CO , не содержащих в своем составе дорогостоящих компонентов, является растворный синтез сжиганием (РСС). Растворный синтез сжиганием позволяет получить оксидные катализаторы в виде наноразмерных порошков (размер частиц менее 100 нм), которые обладают очень высокой каталитической активностью при температуре окружающей среды. В проведенной работе каталитически активное соединение (сложные оксиды меди и никеля общего состава NiCr_xO_y и CuCr_xO_y) наносилось методом РСС на ткань, которая используется на газоперекачивающих установках в качестве материала при изготовлении шумоглушителя, затем из этой ткани

изготавливался каталитический блок, который размещался в лабораторной установке для изучения режимов горения. На данной установке воссоздавались условия горения соответствующие условиям горения на газотурбинных установках, и газоанализатором измерялись показания вредных выбросов до каталитического блока и после. Изготовленный из ткани с катализатором каталитический блок обладал низким гидравлическим сопротивлением и высокой каталитической активностью, и в связи с чем может быть рекомендован к испытанию на реальных газотурбинных энергетических установках. В проведенной работе была проведена оценка степени закрепления каталитически активных частиц на тканевом носителе и степень распределения частиц по площади носителя.

Список литературы

1. A.A. Gokhale, J.A.Dumesic, M.J. Mavrikakis, Am. Chem. Soc. 130:1402 (2008)
2. L.L. Wang, L.M. Yang, Y.H. Zhang, W. Ding, S.P. Chen, W.P. Fang, Y.Q. Yang, Fuel Process Technol, 91:723 (2010)
3. M. Shelef, and R. W.McCabe, Catal. Today 62:35 (2000)
4. G. Lenaers, Sci. Total Environ. 139: 189 – 190 (1996)
5. R.C. Rijkeboer, Catal. Today 11:141 (1991)

УДК 621.45

ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ПОТОКЕ НА ВСТРЕЧНОЙ ЗАКРУЧЕННОЙ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СТРУЕ

Мухаметгалеев Т.Х., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ»,
г. Казань, TKhMukhametgaliev@kai.ru

Мингазов Б.Г., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, [BGMingazov@kai.ru](mailto:BG Mingazov@kai.ru)

В настоящее время стал актуальным вопрос снижения гидравлических потерь в форсажных камерах сгорания, что обусловило продолжение, проводившихся ранее исследований газодинамической стабилизации пламени [1, 2].

Стабилизация пламени в скоростном потоке с помощью плообтекаемых тел и струйных экранов обусловлена образованием характерной газодинамической структуры течения с зоной циркуляции в приосевой части потока.

Газодинамической основой рассматриваемого способа стабилизации пламени является противонаправленная закрученная струя двухфазной топливо-воздушной смеси. В отличие от известных струйных течений

в потоке (встречная, веерная, плоскопараллельная) данная схема взаимодействия струи с потоком имеет свои специфические особенности, которые требуют детального изучения.

Струя, истекающая из завихрителя форсунки, благодаря своей закрутке, обладает углом атаки по отношению к закрученному потоку. Поэтому кольцевая закрученная струя под действием встречного потока разворачивается и изгибается, образуя осесимметричный купол (см. рис. 1а)

При этом предварительная закрутка струи гасится потоком и дальнейшее ее развитие в нем происходит так же как прямоточной.

Обладая определенной упругостью, газодинамический купол в передней его части является препятствием по отношению ко встречному потоку. В результате отрывного обтекания потоком, за этим препятствием, как за плохообтекаемым телом, образуется циркуляционная область с зоной обратных токов (ЗОТ) в приосевой части.

Распространение закрученной струи во встречном потоке со скоростью W можно рассматривать как развитие эквивалентной прямоточной кольцевой струи со скоростью равной скорости в межлопаточных каналах V_0 , с эквивалентной начальной толщиной b_3 и углом атаки β_0 . Поэтому появляется возможность использования гидродинамического параметра $q_v = \rho v^2 / \rho_w W^2$ для обобщения полученных экспериментальных данных. Согласно [1] параметр q_v можно привести к виду:

$$\bar{q}_v = \frac{P_v^* \lambda_v^2}{P_w \lambda_w^2} \varepsilon(\lambda_v) \tau(\lambda_w),$$

где P_v^* – полное давление перед завихрителем; P_w – статическое давление газа в потоке; λ_v – коэффициент скорости на выходе из завихрителя; λ_w – коэффициент скорости встречного потока. В результате анализа полученных экспериментальных данных по изменению максимального радиуса от газодинамического параметра q_v при различных соотношениях скоростей и температур струи и потока при постоянном угле крутки $\varphi=60^\circ$ была получена обобщающая зависимость (рис. 1б).

Можно отметить, что все экспериментальные точки группируются вокруг общей кривой, которая аппроксимируется эмпирическим уравнением вида:

$$R_1 = k_\varphi \bar{q}_v^{0.5}.$$

Окончательное выражение для определения диаметра газодинамического купола:

$$D_k = d_n + k_\varphi b_3 \bar{q}_v^{0.5}$$

Здесь коэффициент k_φ зависит от угла крутки струи. Максимальное значение k_φ , а, следовательно, и диаметра D_k , достигается при $\varphi = 60^\circ$ в этом случае $k_\varphi = 14.0$.

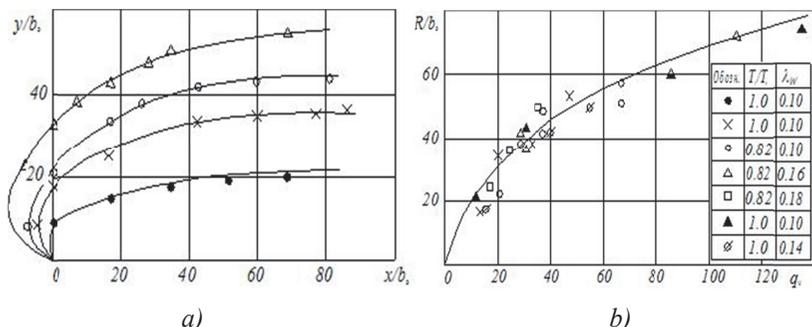


Рис. 1. $T_v=283K, T_w=350K; b_3 = 1,2$
 а) траектории струй при различных q_v ; $\Delta-q_v=47$ $\circ-q_v=33$ $\times-q_v=20$;
 ● $q_v=11, W=30m/c$.
 б) Изменение максимального радиуса траектории струи по q_v .

В результате обобщения опытных данных было получено следующее эмпирическое уравнение для подсчета диаметра зоны обратных токов при вдуве закрученной двухфазной струи во встречный поток:

$$\frac{D_{зот}}{b_3} = 0,6 \left(\frac{d_0}{b_0} + k_\varphi b_3 \bar{q}_v^{0.5} \right) \Theta^{0,12}, \text{ где } \Theta = T_{зот} / T_w \text{ - степень по-}$$

догрева, зависит от $\alpha_{зот}$.

На рис. 2 приведены «бедные» срывные характеристики, полученные в виде зависимости состава в струе α_v от параметра \bar{q}_v при различных скоростях набегающего потока. Как видно, эти срывные характеристики также протекают с максимумом, причем для каждой скорости потока существует свое оптимальное значение параметра \bar{q}_v , при котором достигаются наиболее широкие пределы устойчивого горения двухфазной смеси.

Приведенная на этом же графике срывная кривая для однородной паровоздушной струи, показывает, что в области малых \bar{q}_v преимущественно в диапазоне устойчивого горения обладает паровоздушная смесь, а в области больших \bar{q}_v – двухфазная смесь.

При стабилизации пламени с помощью газодинамического стабилизатора происходит более быстрое смесеобразование за счет воздушного распыливания топлива, поэтому срывные характеристики более близки к соответствующим характеристикам гомогенной смеси. Следовательно, для обобщения данных по срыву пламени можно применить общеизвестные критерияльные соотношения и состав смеси в ЗОТ.

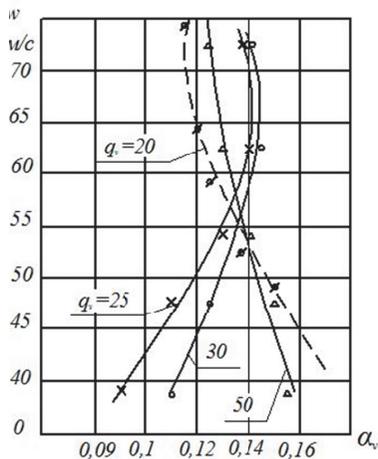


Рис. 2. «Бедные» границы срыва пламени при различных значениях параметра \bar{q}_v ;
 ----- гомогенная смесь; ————— двухфазная смесь;
 $T_v = 283\text{K}, T_w = 350\text{K}; P_w = 0,1\text{Mpa}$

Список литературы

1. Костерин В.А. и др. Обобщение экспериментальных данных по пределам стабилизации пламени на струях // Известия ВУЗов. Сер. «Авиационная техника». 1967. № 3.
2. Мингазов Б.Г. и др. О механизме стабилизации пламени в потоке двухфазной топливо воздушной смеси // Известия ВУЗов. «Авиационная техника» 1979. № 3. С. 68-74.

УДК 621.45.022

АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ В ГОМОГЕННОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ ТУРБУЛЕНТНОГО ГОРЕНИЯ

Вахитов А.Р., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань
 Мингазов Б.Г., ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», г. Казань, [BGMingazov@kai.ru](mailto:BG Mingazov@kai.ru)

Предполагая, что в камерах сгорания происходит горение в турбулентном потоке однородной смеси, можно применить закономерности теории турбулентного горения. В частности, для определения полноты сгорания можно применить модель поверхностного сгорания осредненного

«моля» смеси, на основе которого в работе [1] получена зависимость для определения локальной полноты сгорания топлива на рассматриваемом участке, где «i» – номер участка:

$$\eta = \frac{3U_{i0}^3}{W'^3} \left\{ \frac{1}{3} \left[1 - \exp\left(-\frac{3\Delta x \mathcal{E}}{l_i}\right) \right] - \frac{U_{i0}}{U_{i0}'} \left[1 - \exp\left(-\frac{2\Delta x \mathcal{E}}{l_i}\right) \right] + \frac{U_{i0}^2}{U_{i0}'^2} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta x \mathcal{E}}{l_i}\right) \right] \right\}, \quad (1)$$

В (1): W' – пульсационная скорость; U_{i0} – скорость сгорания с поверхности «моля»; Δx – ширина зоны горения; \mathcal{E} – интенсивность турбулентности – степень пульсации; l_i – радиус моля; U_{i0}' – нормальная скорость горения.

Данная зависимость позволяет определить полноту сгорания осредненного объема смеси с коэффициентом избытка воздуха a_i за время пребывания на участке камеры сгорания (КС) длиной и сгорающей с поверхности с турбулентной скоростью $U_{i0} = U_{i0}' + W'$.

Нормальная скорость горения определяется по параметрам смеси на входе в расчетный участок КС с помощью эмпирического соотношения [2]:

$$U_{i0}' = U_{i0}' \left(\frac{T_{ci}}{500} \right)^{1.8} \left(\frac{P_i}{10^5} \right)^{-0.5} \left(1 - \overline{G}_{r.n.} \right)^3, \quad (2)$$

где T_{ci} – температура газа в i -ом сечении; P_i – давление газа в i -ом сечении; $\overline{G}_{r.n.}$ – расход продуктов сгорания; U_{i0}' – нормальная скорость горения, определенная по многочисленным экспериментальным данным и обобщенная в виде зависимости $U_{i0}' = f(\alpha)$.

Пульсационная скорость определяется соотношением:

$$W' = \varepsilon W, \quad (3)$$

где W – скорость истечения потока за горелочным устройством, ε – интенсивность турбулентности.

Параметры турбулентности, входящие в расчетные зависимости, можно оценить по эмпирической зависимости [3]:

$$\varepsilon = 0.041 \left(1 + \beta^2 \operatorname{tg}^2 \varphi \right)^{0.5} \left(\frac{x}{r_n} \right)^{-0.5}, \quad (4)$$

где r_n – наружный радиус завихрителя; $x = X + \Delta x$ (X – расстояние от фронтального устройства; Δx – расстояние от устья струи до фронта), β – коэффициент, учитывающий конструктивные особенности завихрителя.

Для определения масштаба турбулентности l_0 необходимо провести ряд преобразований.

Из теории турбулентности известна зависимость для определения коэффициента турбулентного обмена D_T :

$$D_T = l_{cm} W', \quad (5)$$

где l_{cm} – лагранжев масштаб турбулентности; W' – пульсационная скорость.

С другой стороны, в литературе [3] приведена зависимость для определения коэффициента турбулентной диффузии на начальном участке закрученной струи:

$$D_T = 0,00294(1 + \beta^2 \operatorname{tg}^2 \varphi)^{0,5} W_{cp} R_{mp}, \quad (6)$$

где φ – угол закрутки в струе; W_{cp} – средняя по расходу скорость струи; β – коэффициент, учитывающий конструктивные особенности завихрителя; R_{mp} – радиус трубы.

Приравняв правые части в уравнениях (5) и (6) и учитывая, что масштаб турбулентности $l_0 = 0,5l_{cm}$, можно получить выражение для расчета масштаба турбулентности в жаровой трубе КС:

$$l_0 = 0.014 R_{mp} \left(\frac{x}{r_n} \right)^{0.5}, \quad (7)$$

Полученное значение локальной полноты сгорания характеризует полноту сгорания по отношению к топливу на входе в рассматриваемую зону горения.

Для расчета по представленной выше модели, использовались данные на входе камеры сгорания ГТД НК-38СТ.

Здесь давление на входе и температура на входе в камеру сгорания $P_k = 25,6 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $T_c = 700 \text{ К}$, расход воздуха на входе в КС и расход топлива $G_k = 52 \text{ кг/с}$, $G_m = 0,95 \text{ кг/с}$ соответственно.

Конструктивно камера сгорания содержит жаровую трубу кольцевого типа, с 23-мя горелочными фронтowymi устройствами из жаростойкого сплава. Наружная и внутренняя стенки жаровой трубы имеют особый профиль с изгибами, в которых выполнены отверстия для подвода охлаждающего воздуха. В расчетах были заложены данные по геометрии и распределению воздуха по отверстиям реальной камеры сгорания.

Из графика распределения воздуха по длине жаровой трубы видно, что большая часть воздуха поступает в камеру сгорания через фронтное устройство, при этом в зоне горения преобладает зона невысоких температур (не выше 1800 К). Это способствует снижению выхода оксидов азота. Также стоит отметить малые габариты жаровой трубы, а значит, уменьшение времени пребывания газов в зоне горения, что также снижает уровень выбросов NO_x . Предложенная модель позволяет оперативно прогнозировать изменения параметров процессов камер сгорания и их величин на выходе.

Видно, что расчетные значения параметров хорошо согласуются с экспериментальными данными, это свидетельствует о возможности применения предложенной модели в практике доводки камер сгорания ГТУ.

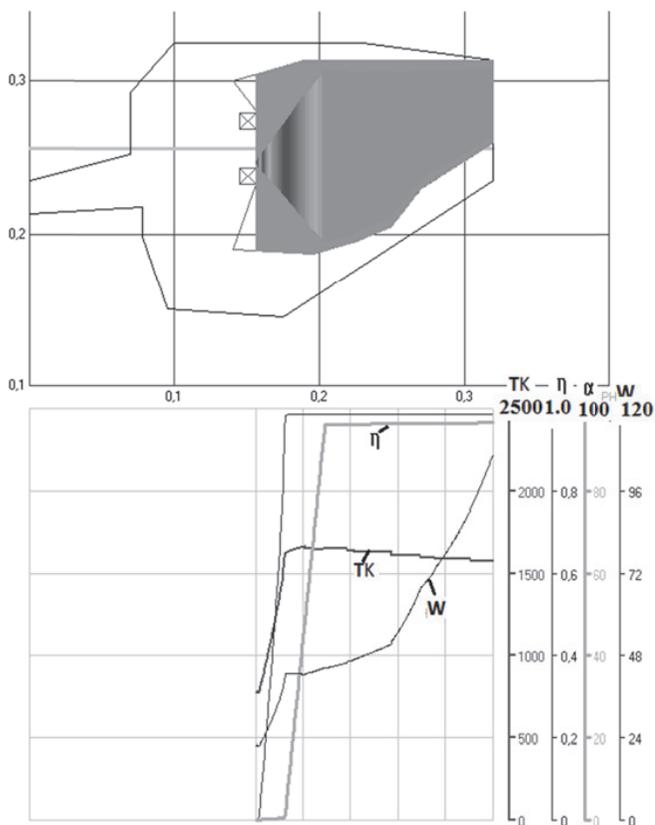


Рис. 1. Облик камеры сгорания и графики распределения параметров (средние значения температуры T (K), полноты сгорания η , скорости потока W (м/с) и распределения коэффициента избытка воздуха α) по длине жаровой трубы (параметры камеры сгорания: $P_k^* = 2,414 \text{ МПа}$, $T_k^* = 791 \text{ К}$, $G_k = 46,15 \text{ кг/с}$, $\alpha = 2,85$, $\eta = 0,9858$, $T_z^* = 1580 \text{ К}$, концентрация $\text{NO}_x = 64 \text{ мг/нм}^3$)

Список литературы

1. Ильяшенко С.М., Талантов А.В. Теория и расчет прямоточных камер сгорания. М.: Машиностроение, 1964. 306 с
2. Хакер Д.С. Модель стабилизации пламени в закрученном потоке, основанная на упрощенной теории пути смешения // Ракетная техника и космонавтика. 1974. № 1. С. 78–86.

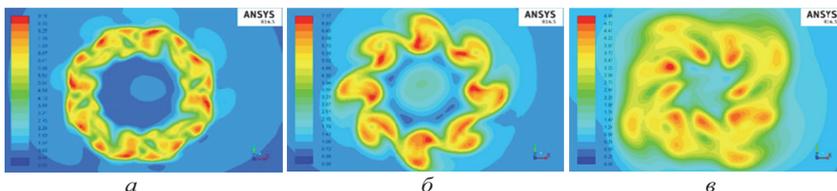
3. Мингазов Б.Г., Бакланов А.В. Математическая модель образования NO_x в камерах сгорания ГТД // Современные технологии – ключевое звено в возрождении отечественного авиастроения: Материалы Международной научно-практической конференции, 12-13 августа 2008 года. Т.1. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2008. 438 с.

УДК 621.45.056:66

РАЗРАБОТКА ПОДХОДОВ К ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ МИКРОВИХРЕВОЙ ГОРЕЛКИ

Горшкалев А.А., Самарский университет, г. Самара, agorsh@bk.ru
Половинщикова М.В., Самарский университет, г. Самара, pomashi@mail.ru

При проектировании камер сгорания малоразмерных ГТД, так же как и для камер высокомошных двигателей, возникают проблемы обеспечения известного комплекса требований: высокая полнота сгорания, благоприятное распределение температуры газа перед турбиной, пусковые и срывные характеристики и другие. В последние годы возрастает внимание к таким новым для ГТД направлениям как рекуперация тепла в предпламенные зоны в системах фильтрационного горения [1], или использования аддитивных технологий лазерного сплавления для выращивания сверхжаропрочных конструкций фронтных устройств [2]. В этом же ряду находятся и проводимые в Самарском университете [3] поиски новой технологии организации процессов горения, основанной на сжигании топлива в микровихревых структурах компланарного типа.



а

б

в

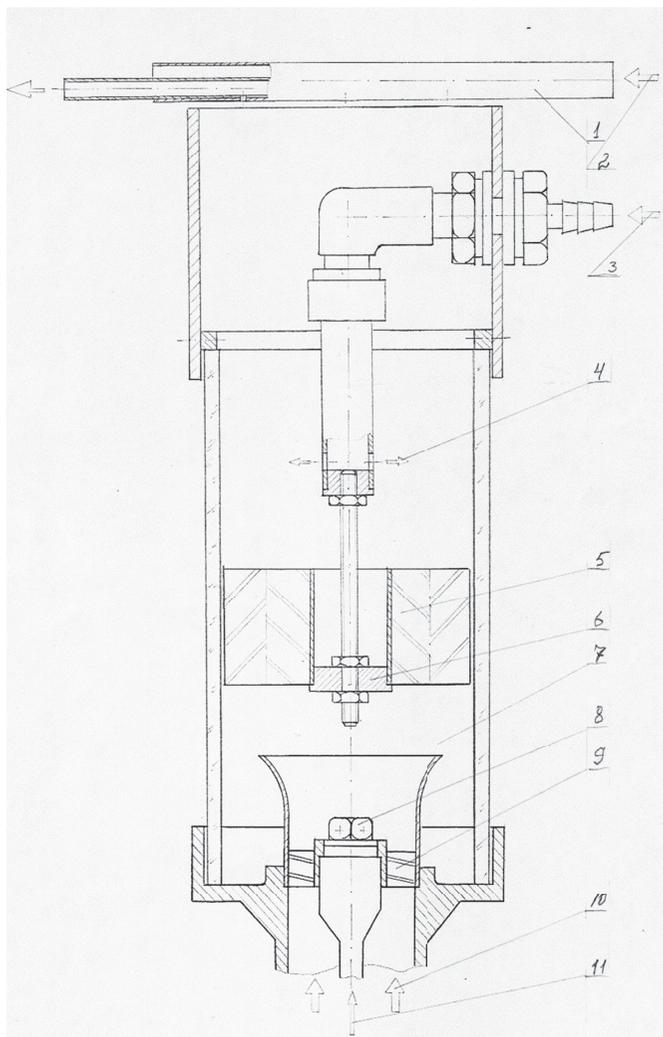
а – удаление 10 мм от среза КБ,

б – удаление 3 калибра канала от среза КБ,

в – удаление 5 калибров канала от среза КБ

Рис. 1. Скалярное поле полной составляющей скорости на выходе из КБ с размером ячейки канала 12x12, режим работы ($G_g = 30 \text{ г/с}$)

Микровихревая система сильно закрученных струй с одной стороны имеет ряд принципиальных преимуществ: она обладает высокой интен-



1 – Пробоотборник, 2 – Воздух на охлаждение пробоотборника,
3 – воздух 2-го контура, 4 – воздух для дожигания, 5 – микровихревая
матрица, 6 – заглушка, 7 – форкамера, 8 – форсунка топливная,
9 – завихритель, 10 – воздух первичный, 11 – топливо

Рис. 2. Схема установки для испытаний микровихревой горелки

сивностью перемешивания продуктов сгорания со свежей смесью, высокой теплопроводностью корпуса матрицы для передачи тепла в предпламенные зоны, возможностью инициации горения каталитическими по-

крытиями, высокий уровень тепло – массопереноса в поле действия массовых сил. Однако с другой стороны компактная система закрученных струй несет в себе высокий запас устойчивости сохранения формы при движении продуктов сгорания от фронтального устройства камеры сгорания к турбине. Это может затруднять организацию процессов перемешивания микровихревых струй со струями вторичного воздуха, подаваемыми через крупные отверстия жаровой трубы с целью выравнивания температурного поля. Для построения расчетных моделей процессов смешения и горения во вторичной зоне необходимо иметь экспериментальные данные о динамике данных процессов.

На рис. 1 представлены выполненные ранее расчеты развития многоструйной формы при ее движении от среза сопла микровихревой горелки в условиях отсутствия боковых струй вторичного воздуха. На рис. 2 изображена схема экспериментальной установки для исследования влияния радиальных боковых струй вторичного воздуха на изменение формы многоструйного течения. Воздух 10 от сети подается через завихритель 9 форкамеры 7. Топливо 11 к форсунке 8 подается из топливной магистрали. Микровихревая матрица 5 устанавливается в цилиндре из кварцевого стекла в целях наблюдения и фото- киносъемки процессов горения и взаимодействия многоструйного факела с боковыми струями вторичного воздуха 4. Струи 4 истекают из центрально расположенной трубки через радиальные отверстия. Подача вторичного воздуха 3 осуществляется от сети сжатого воздуха.

Предварительный цикл экспериментов, выполненный на описанной установке, подтвердил возможность экспериментального определения расхода вторичного воздуха, который позволяет получить заданный в техническом задании профиль температурного поля и почти 100%-ю полноту сгорания.

Список литературы

1. *Шмелев В.М., Марголин А.Д.* О горении газовой смеси над поверхностью перфорированной матрицы. Химическая физика. 2000. Т.19. № 5. С. 36–42.
2. *Доброго К.В., Жданок С.А.* Физика фильтрационного горения газов // Мн.: Ин-т тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАНБ. 2002. 203 с.
3. Формирование в каналах блочного катализатора микровихревых потоков газа с интенсивной закруткой / *Ю.А. Кныш, Ю.И. Цыбизов, Д.Н. Дмитриев, А.А. Горшкалев* // Вестник СГАУ. 2012. № 3(34). Часть 3. С.121-126.

УДК 621.45.034.3

ОБОСНОВАНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В МГТД КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ТОРОИДАЛЬНОЙ ЗОНОЙ РЕЦИРКУЛЯЦИИ

Коломзаров О.В., Самарский университет, г. Самара
Орлов М.Ю., Самарский университет, г. Самара

Применение малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) постоянно расширяется, потребность в них испытывают в таких отраслях, как: судостроение, танкостроение, авиастроение и энергетика. Все возрастающие требования к этим двигателям требуют и уменьшения их габаритных размеров, которые лимитируются размерами основных узлов двигателя и в особенности камеры сгорания (КС).

Однако уменьшение размеров камеры сгорания имеет свои пределы, определяющиеся конструкцией фронтального устройства, типом диффузора, пространством необходимым для организации процесса горения и выгорания топлива. Обычно, для организации рабочего процесса в первичной зоне камеры сгорания МГТД используются лопаточные завихрители или подача топлива испарительными трубками. Эти способы смешения топлива и формирования зоны горения обладают существенным недостатком – между форсунками образуется объем, который не используется для горения.

В данной работе рассматриваются теоретические основы организации рабочего процесса с использованием закрученной тороидальной зоны рециркуляции. Проведено сравнение зон горения кольцевых камер сгорания с тороидальной зоной рециркуляции и традиционными горелочными устройствами. Выполненный анализ показывает, что тороидальная зона рециркуляции позволяет более полно использовать располагаемый объем, а отсутствие завихрителей и других громоздких систем расширяет диапазон возможностей по уменьшению размеров камеры сгорания.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

**X МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ, ТЕПЛООБМЕНА
И ЭКОЛОГИЯ ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ»**

Сборник трудов

Компьютерная верстка С.С. Мещеряков

Подписано в печать 18.09.2017.

Формат 60x84 1/16. Бумага офсетная. Гарнитура Times New Roman

Печать оперативная. Печ. л. 7,0. Заказ № 000. Тираж 80 экз.

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»**

Издательство Самарского университета
443086, Самара, Московское шоссе, 34.