

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ, ТЕПЛООБМЕНА И ЭКОЛОГИИ ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Сборник тезисов XI Всероссийской научно-технической
конференции с международным участием,
г. Самара, 26-27 сентября 2019 г.*

Одобрено редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

САМАРА
Издательство Самарского университета
2019

Отв. редактор: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теплотехники и тепловых двигателей Самарского университета С.В. Лукачѳв

Процессы горения, теплообмена и экологии тепловых двигателей: сб. тезисов XI Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием, г. Самара, 26-27 сентября 2019 г. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. – 92 с.

ISBN 978-5-7883-1433-4

В сборнике опубликованы материалы докладов, включенных в программу XI Всероссийской научно-технической конференции с международным участием “Процессы горения, теплообмена и экологии тепловых двигателей” (г. Самара, 26-27 сентября 2019г). Тематика работ охватывает наиболее актуальные вопросы гидродинамики и теплообмена, процессов горения и современных технологий обеспечения малоэмиссионного сжигания топлива в современных промышленных ГТУ и ГТД.

Материалы конференции разделены на 2 секции:

Секция №1 «Рабочий процесс камер сгорания ГТД и ГТУ».

Секция №2 «Физико-химические и теплотехнические основы рабочего процесса энергетических установок».

Все материалы публикуются в авторской редакции.

Научное издание

ПРОЦЕССЫ ГОРЕНИЯ, ТЕПЛООБМЕНА И ЭКОЛОГИИ ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Сборник тезисов

Публикуется в авторской редакции

Подписано в печать 20.09.2019. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 5,75. Тираж 80 экз. Заказ 198.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ "САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА" (САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе,34

Изд-во Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе,34

ISBN 978-5-7883-1433-4

© Самарский университет, 2019

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ №1 РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД И ГТУ

Булысова Л.А., Васильев В.Д., Гутник М.Н., Пугач К.С. РАЗВИТИЕ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТУ	7
Логинова А.А., Свириденков А.А., Челебян О.Г. ВЛИЯНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФАКЕЛА РАСПЫЛА ЗА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ СТАБИЛИЗАТОРОМ	8
Бадерников А.В., Пиралишвили Ш.А., Гурьянов А.И. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ЗАКРУЧЕННОГО ПОТОКА В ВИХРЕВОЙ КАМЕРЕ	11
Харисов Т.С., Скиба Д.В., Кашанов Р.С., Максимов Д.А. МЕТОДОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ СОВРЕМЕННОЙ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ВЫСОКИМИ ПАРАМЕТРАМИ РАБОЧЕГО ЦИКЛА НА ПРИМЕРЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД ДГ-90.....	12
Маркушин А.Н., Бакланов А.В. ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ И ДОВОДКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ НА БАЗЕ КОНВЕРТИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	15
Ведешкин Г.К. УПРАВЛЕНИЕ ГОРЕНИЕМ И ДЕТОНАЦИЕЙ ГАЗОВ ХИМИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ ...	17
Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д. ТЕХНОЛОГИЯ МАЛОЭМИССИОННОГО СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА И КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ	20
Третьяков В.В. МОДЕЛИРОВАНИЕ НАГРЕВАНИЯ И ИСПАРЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ КАПЕЛЬ В НЕСТАЦИОНАРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ	22
Гураков Н.И., Моралес М.Э., Зубрилин И.А., Якушкин Д.В., Шафрова В.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЛОТНОСТИ РАСЧЁТНОЙ СЕТКИ ВБЛИЗИ СОПЛА ЦЕНТРОБЕЖНОЙ ФОРСУНКИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТА УГЛА РАСПЫЛА В ТРЁХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ	25
Бакланов А.В., Маркушин А.Н. ЭВОЛЮЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НК-16СТ	27
Панкратов С.А., Воробьев П.А. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ В СТАЦИОНАРНОМ ГТД.....	30
Нгуен Т.Д., Александров Ю.Б., Сулаиман А. И. АНАЛИЗ РАДИАЛЬНОГО ПОЛЯ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ВЫХОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ	31

<i>Александров Ю.Б., Нгуен Т.Д., Мингазов Б.Г.</i> СРАВНИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЕТ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПО ОДНО- И ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ С РАЗНЫМИ МОДЕЛЯМИ ГОРЕНИЯ.....	35
<i>Дубовицкий А.Н., Свердлов Е.Д., Пьянков К.С., Валиев Х.Ф., Чепрасов С.А.</i> ПРИМЕНЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПОГЛОТИТЕЛЕЙ ДЛЯ ПОДАВЛЕНИЯ НЕУСТОЙЧИВОГО ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ГТУ	38
<i>Тихонов О.А., Сабирзянов А.Н., Бакланов А.В.</i> ИЗМЕНЕНИЕ ПРОФИЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ВЫХОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД ПРИ ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ С УЧЕТОМ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА ЧЕРЕЗ СТЕНКУ	40
<i>Зубрилин И.А., Гураков Н.И., Семенихин А.С., Моралес М.Э., Матвеев С.Г.</i> ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОСТОЙ РЕАКТОРНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА ОБРАЗОВАНИЯ СО В ПЕРВИЧНОЙ И ВТОРИЧНОЙ ЗОНАХ МАЛОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ	42
<i>Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Анисимов В.М.</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ В МАЛОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ СЖИГАНИИ ПРИРОДНОГО ГАЗА ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ	43
<i>Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е., Жерелов Д.А., Смелов В.Г., Сотов А.В., Агаповичев А.В.</i> НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, РЕАЛИЗОВАННЫЕ В КОНСТРУКЦИИ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ	44
<i>Орлов М.Ю., Коломзаров О.В., Анисимов В.М., Анисимов М.Ю., Абрашкин В.Ю.</i> КАМЕРА СГОРАНИЯ С ТОРОИДАЛЬНОЙ ЗОНОЙ РЕЦИРКУЛЯЦИИ	46
<i>Анисимов В.М., Коломзаров О.В., Анисимов М.Ю., Григорьев Е.М.</i> ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОКРАСОК ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ СТЕНОК ЖАРОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД.....	50

СЕКЦИЯ №2
ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ И ТЕПЛОТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

<i>Попков А.Н., Кретицин А.В., Федий Г.Л.</i> УПРАВЛЕНИЕ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЯМИ ПРИ РОБАСТНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ И ОХЛАЖДЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	53
<i>Ряжских В.И., Николенко А.В., Ерин О.Л.</i> МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОМАССОПЕРЕНОСА В ТЕПЛООБМЕННОМ АППАРАТЕ С ПОРИСТОЙ АНИЗОТРОПНОЙ ВСТАВКОЙ ДЛЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	56

Матвеев С.С., Идрисов Д.В., Матвеев С.Г., Чечет И.В., Семенихин А.С., Анисимов М.Ю., Лукачев С.В. ИССЛЕДОВАНИЕ НОРМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛЕВОДОРОДОВ	59
Мигалин К.В., Бирюк В.В., Цыбизов Ю.И., Глебов Г.А., Сиденко К.А. РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ ПУВРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЛНОВОГО МЕХАНИЗМА ГОРЕНИЯ.....	60
Богомолов М.А., Минайлов А.В., Грасько Т.В. ВОЗМОЖНЫЕ СХЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ.....	62
Кулешов П.С., Савельев А.М. ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ НАНОЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ ПРИ ИХ ДИСПЕРГАЦИИ ЗА УДАРНОЙ ВОЛНОЙ	65
Шайкин А.П., Галиев И.Р. ВЛИЯНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА СКОРОСТЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ В ДВС	67
Довгялло А.И., Шестакова Д.А. ОСОБЕННОСТИ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В ДВИГАТЕЛЕ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА В ЦИКЛЕ	70
Зверков И.Д. ПОВЫШЕНИЕ ВЫСОТНОСТИ РАБОТЫ ДВУХТАКТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗК-2000 «МОДУЛЬ-Д»	71
Ибатулин Р.К. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЖАРА ПРОЛИВА БЕНЗИНА НА СЛИВОНАЛИВНОЙ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОЙ ЭСТАКАДЕ ПРИ ВЕТРОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ.....	72
Лукачев С.В., Бирюк В.В., Анисимов М.Ю., Горшкалев А.А., Благин Е.В., Шиманов А.Ю. К ВОПРОСУ О ПРОЕКТИРОВАНИИ ДИСТИЛЛЯЦИОННЫХ ОПРЕСНИТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК СРЕДНЕЙ И БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ.....	73
Николаев А.А., Галимова Г.Р., Аязов В.Н., Мебель А.М. ЭНЕРГИИ И МОЛЕКУЛЯРНЫЕ ПАРАМЕТРЫ СОЕДИНЕНИЙ, ЗАДЕЙСТВОВАННЫХ В РЕАКЦИИ $\text{C}_4\text{H}_6 + 1,3\text{-C}_4\text{H}_6$	75
Семенихин А.С., Идрисов Д.В., Григорьев Е.М., Матвеев С.С., Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Чечет И.В., Матвеев С.Г. КИНЕТИЧЕСКИЙ МЕХАНИЗМ ГОРЕНИЯ СУРРОГАТА КЕРОСИНА	77
Красноухов В.С., Порфирьев Д.П., Загидуллин М.В., Мебель А.М. ИЗУЧЕНИЕ МЕХАНИЗМА РЕАКЦИИ ГОРЕНИЯ ИНДЕНИЛ И ЦИКЛОПЕНТАДИЕНИЛ РАДИКАЛОВ	78
Болычев С.А., Диденко А.А., Ломова Ю.В. РАСЧЕТ СПЕКТРА ФЛУОРЕСЦЕНЦИИ МОЛЕКУЛ ОН В МЕТОДЕ LIF-ДИАГНОСТИКИ МЕТАНО-ВОЗДУШНОГО ПЛАМЕНИ КАЛИБРОВОЧНОЙ ГОРЕЛКИ	81

<i>Семенухин А.С., Савченкова А.С., Чечет И.В., Матвеев С.Г., Мебель А.М.</i> ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РЕАКЦИИ АЦЕНАФТИЛЕНА С НАФТАЛИНОМ	82
<i>Воробьев П.М., Савченкова А.С., Мебель А.М., Чечет И.В., Матвеев С.Г.</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ХРИЗЕНИЛА ИЗ 2-ФЕНАНТРИЛА ПОСРЕДСТВОМ НАСА-МЕХАНИЗМА.....	84
<i>Галимова Г.Р., Красноухов В.С., Аязов В.Н., Мебель А.М.</i> РЕАКЦИЯ 1-ПРОПИНИЛА С БЕНЗОЛОМ В УСЛОВИЯХ ГОРЕНИЯ.....	85
<i>Пивоваров П.С., Порфирьев Д.П., Аязов В.Н., Мебель А.М.</i> ДИАГРАММА ПОВЕРХНОСТИ ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ЭНЕРГИЙ РЕАКЦИИ РАДИКАЛОВ БЕНЗИЛА И ПРОПАРГИЛА	88
<i>Зубрилин И.А., Матвеев С.С., Идрисов Д.В., Моралес М.Э., Матвеев С.Г.</i> ПРИМЕНЕНИЕ СУРРОГАТОВ КЕРОСИНА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ.....	90
<i>Лазарев И.С., Кочетова Ж.Ю., Базарский О.В.</i> ПРОГНОЗ И ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФОРСАЖНОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЕТОВ НА ЗАГРЯЗНЕНИЕ ПОЧВ.....	92

26 сентября 2019 г.

СЕКЦИЯ №1

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД И ГТУ

УДК 621.45

**РАЗВИТИЕ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ
ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТУ**

Булысова Л.А., Васильев В.Д., Гутник М.Н., Пугач К.С.

ОАО "Всероссийский теплотехнический институт", г. Москва, vti@vti.ru

Ключевые слова: малоэмиссионная камера сгорания, газотурбинная установка, топливовоздушная смесь, оксиды азота, расчетные исследования, экспериментальные исследования.

При разработке камер сгорания (КС) современных газотурбинных установок (ГТУ) приходится одновременно решать несколько внутренне противоречивых задач, из которых определяющей является организация устойчивого процесса сгорания с низким уровнем эмиссий оксидов азота NO_x на рабочих режимах. Эта задача становится все более актуальной в связи с постоянным повышением параметров ГТУ – давления в КС свыше 20 бар и температуры выше 1600 С.

Рассмотрены способы снижения эмиссий NO_x при сжигании природного газа в камерах сгорания газовых турбин, связанные с уменьшением содержания кислорода в факеле. Проанализированы технические решения мировых фирмы-производителей ГТУ большой мощности. Коэффициенты полезного действия (КПД) ГТУ этих фирм достигают от 40% до 43% в простом и 61%-63,5% в парогазовом циклах при мощностях 350 - 500 МВт и 600-800 МВт, соответственно. Увеличение КПД достигается при степени сжатия 20 – 24 и повышении температуры на выходе из камеры сгорания перед турбиной до 1600 С. Соответственно, повышается и температура в зоне горения, при этом проблема борьбы с вредными выбросами решена.

Изучен опыт фирм лидеров производителей современных ГТУ большой мощности, таких как Мицубиси, Ансальдо, по созданию МЭКС с температурой на выходе более 1600 С. Отмечено, как наиболее перспективное, последовательное сжигание, реализованное в МЭКС GT36 [1].

Создана модель МЭКС с последовательным сжиганием на базе масштабированного горелочного устройства ГТ-110, разработанного ОАО "ВТИ".

Проведены многовариантные расчетные и экспериментальные исследования позонного сжигания топливовоздушной смеси на экспериментальном стенде ОАО "ВТИ". Построены зависимости, позволяющие оптимизировать зоны горения и за счет этого снижать эмиссии NOx на ~ 35- 50% относительно одной зоны [2; 3].

Список литературы

1. Douglas A. Pennell, Mirko R. Bothien, Andrea Ciani, Victor Granet, Ghislain Singla, Steven Thorpe, Anders Wickstroem, Khalid Oumejjoud, Matthew Yaquinto " AN INTRODUCTION TO THE ANSALDO GT36 CONSTANT PRESSURE SEQUENTIAL COMBUSTOR" Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 26-30, 2017, Charlotte, NC, USA, GT2017-64790
2. Булысова Л. А., Берне А. Л., Пугач К.С. Параметрические расчетные исследования по снижению эмиссий NOx при последовательном сжигании идеальной топливовоздушной смеси // Электрические станции, 2018. - №2. - С. 25-32
3. Булысова Л.А., Васильев В.Д., Гутник М.М., Гутник М.Н., Берне А.Л., Пугач К.С. Экспериментальные исследования эмиссий NOx при сжигании топлива в одной и двух последовательно расположенных ступенях сгорания // Электрические станции, 2018. - №11. - С.15-23

УДК 621.43

ВЛИЯНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ФАКЕЛА РАСПЫЛА ЗА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Логинова А.А., loginova@ciam.ru

Свириденков А.А., aasviridenkov@ciam.ru

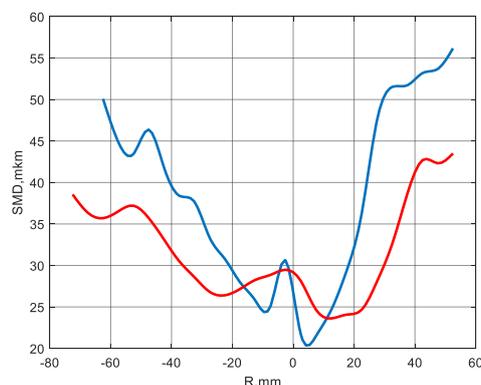
Челебян О.Г., oganes@ciam.ru

ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова», г. Москва,

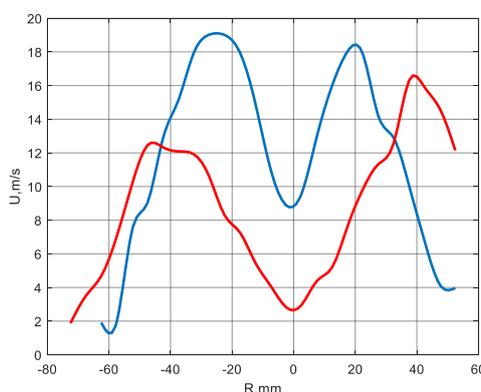
Ориентации закрутки газа относительно направления закрутки топлива оказывает влияние на характеристики факела распыления пневматическими форсунками. Тем не менее, механизм образования факела распыла в таких

конфигурациях форсунок до сих пор не полностью понятен, и, следовательно, необходим дальнейший анализ таких течений. Настоящее исследование направлено на изучение влияния конфигурация вихревого течения при совместной и встречной закрутке, при сохранении всех остальных параметров, на распыление за газодинамическим стабилизатором [1]. Измерения характеристик факела распыла проводились системой бесконтактного метода измерения Particle Master system фирмы La Vision. Расчёты мелкости распыла проводились с применением теории устойчивости жидких плёнок и струй, с учётом траектории их движения. Конфигурация вихря для противоположной закрутки характеризуется более высокой концентрацией капель вблизи оси горелки [2]. Результаты экспериментов, приведённые в этой статье, показывают, что распыление более тонкое и распределено на большем пространстве в конфигурации встречной закрутки. Первый эффект связан с явлениями разрушения жидких струй, выходящих из форсунки, а второй - из-за высокого дополнительного уровня турбулентности, создаваемого в этой конфигурации, приводящей к усиленному смешиванию топлива и воздуха. В свою очередь это приводит к более легкому воспламенению и более широкому диапазону горения, что способствует повышению эффективности сгорания и, следовательно, более низким выбросам загрязняющих веществ. Проведённое нами исследование показало, что противоположная закрутка потоков уменьшает размеры капель топлива, особенно на периферии факела. Также с противоположной закруткой наблюдалась более интенсивная зона возвратного течения. Эти факторы способствуют воспламенению горючей смеси. В тоже время противоположная закрутка усиливает неравномерность распределения топлива в поперечном сечении факела распыла. Также при противоположной закрутке усиливаются колебания потока, что с одной стороны увеличивает интенсивность перемешивания топлива с воздухом, а с другой стороны может вызывать неустойчивость горения топливовоздушной смеси.

На рис.1 представлено распределение размеров капель по диаметру факела распыла на расстоянии 30 мм от топливного насадка для совместной и противоположной закрутки. Осреднённый по диаметру факела размер капель для противоположной закрутки равнялся 30 мкм и соответственно для совместной 38 мкм. Распределения осевой компоненты скорости показаны на рис.2. Расчёты траектории жидкой струи в сносящем потоке проводились по методике [3]. Расчёты траектории струи и её последующий распад на капли показал удовлетворительное совпадение результатов расчётов с экспериментальными данными по размерам капель и форме факела распыла топлива.



*Рис.1 Распределение размеров капель по диаметру факела распыла
Красная кривая противоположная закрутка, синяя – закрутка в одном направлении*



*Рис.2 Распределение осевой компоненты скорости по диаметру факела распыла
Красная кривая противоположная закрутка, синяя – закрутка в одном направлении*

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

Список литературы

1. AA Sviridenkov, PD Toktaliev, VV Tretyakov Modeling of atomization and distribution of drop-liquid fuel in unsteady swirling flows in a combustion chamber and free space.//Heat and Mass Transfer and Hydrodynamics in Swirling Flows IOP Publishing/IOP Conf.Series: Journal of Physics: Conf. Series 980 (2018) 012042/ doi:10.1088/1742-6596/980/1/012042/- 6P.
2. Hadeif R., Lenze B. Effects of co- and counter-swirl on the droplet characteristics in a spray flame. Chemical Engineering and Processing 47 2209–2217 (2008) Mohsen Broumand Phenomenological investigation of a round liquid jet injected transversely into a subsonic gaseous crossflow, PhD Thesis, 2017.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ЗАКРУЧЕННОГО ПОТОКА В ВИХРЕВОЙ КАМЕРЕ

Бадерников А.В., ПАО «ОДК-Сатурн»

Пиралишвили Ш.А., Гурьянов А.И., ФГБОУ ВО РГАТУ

На протяжении десятков лет закрученные течения широко применяются для эффективного смешивания гомогенных смесей, стабилизации горения и интенсификации теплообмена в каналах. Одним из перспективных, но малоизученных ввиду сложности, направлений является использование встречно направленных, закрученных потоков для организации устойчивого горения в вихревых противоточных горелочных устройствах. Это определяет необходимость расчётного и экспериментального исследования процессов горения в устройствах такого типа.

Исследование скорости продуктов сгорания, распределения температуры внутри и на выходе из вихревой камеры проведено в работе [1]. Вихревая камера диаметром $D_k=152,5$ мм ($\bar{F}_c=0.12$, $\bar{R}_d=0.511$, $\bar{L}_k=2$) оборудована окном из кварцевого стекла для проведения лазерно-оптических измерений скорости потока и отверстиями для ввода платино-родиевых термопар. В качестве топлива использовалась заранее перемешанная смесь воздуха и природного газа. В процессе испытаний варьировалось как соотношение компонентов топлива, так и их расход.

Простота геометрии и достаточно большой объём экспериментальных данных работы [1] позволяют использовать её в качестве модельной задачи для настройки физико-математической модели, позволяющей корректно отразить характерные особенности, присущие течениям закрученного потока в вихревом противоточном горелочном модуле с учётом реакций горения.

В настоящей работе приведены расчёты процесса горения в вихревой камере [1]. Расчёты проведены как на классических моделях турбулентности k - ϵ , k - ϵ *RNG*, k - ω *SST* без поправки и с поправкой на кривизну линий тока [2], так и на моделях рейнольдсовых напряжений. Для расчётов применялась модель горения *Burning Velocity Model (BVM)* [3], с детальным кинетическим механизмом, содержащим 28 веществ и 100 реакций. Расчёты проведены как в предположении адиабатности стенок вихревой камеры, так и в постановке сопряжённого теплообмена со стенками с учётом излучения для нескольких режимов работы вихревой камеры.

Анализ результатов расчётов показал следующее:

1) Учёт неадиабатности стенок вихревой камеры играет значительную роль в формировании поля температур в торцевой части вихревой камеры.

2) Применение поправки на кривизну линий тока позволяет более точно предсказать окружную компоненту скорости и расположение фронта пламени в вихревой камере.

3) Расчёты показали, что в зависимости от начального приближения, можно получить в расчёте несколько возможных устойчивых решений.

Список литературы

1. Najim S.E., Styles A.C., Syred N. Flame movement mechanisms and characteristics of gas fired cyclone combustors/ Eighteen Symposium (International) on Combustion. The Combustion Institute, 1981
2. Spalart, P.R., and Shur, M. On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature, Aerospace Sci. Tech., 1(5), pp. 297-302, 1997.
3. ANSYS CFX-Solver Modelling Guide. / ANSYS Inc.– ANSYS CFX Release 17.– 2016.

УДК 621.438.082.2

МЕТОДОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ СОВРЕМЕННОЙ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ВЫСОКИМИ ПАРАМЕТРАМИ РАБОЧЕГО ЦИКЛА НА ПРИМЕРЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД ДГ-90

Харисов Т.С., Скиба Д.В., Кашапов Р.С., Максимов Д.А.
ООО «НПФ «Теплофизика», г.Уфа, kharisov_ts@mail.ru

Ключевые слова: малоэмиссионная камера сгорания; предварительное смешение топлива; розжиг; виброгорение; оксиды углерода; оксиды азота.

Разработка малоэмиссионных камер сгорания для уже существующих ГТД с высокими параметрами рабочего цикла, разработанными до появления современных требований к эмиссиям вредных веществ осложняется двумя основными проблемами:

- недостаточный объем зоны горения затрудняет обеспечение работы камеры сгорания в малоэмиссионном режиме работы при работе ГТД на пониженных нагрузках;

- отсутствие управляющих элементов в проточной части ГТД не позволяет снизить вариацию среднemasсовой температуры продуктов сгорания в первичной зоне камеры сгорания при дросселировании ГТД;

- возникновение пульсаций давления в зоне горения заранее смешанных газов (виброгорение).

Кроме этих основных проблем возникают дополнительные проблемы, связанные с особенностями розжига малоэмиссионной камеры сгорания и необходимостью организации нескольких коллекторов подачи топлива, в отличие от одноколлекторных диффузионных камер сгорания применявшихся ранее на этих типах ГТД.

В данной работе представлены результаты исследований и инженерные решения, предложенные ООО «НПФ «Теплофизика», для преодоления данных проблем на примере широко применяемого в наземных энергетических установках ГТД ДГ-90, работающего на природном газе.

В настоящее время штатные камеры сгорания ГТД ДГ-90 обладают следующими недостатками:

- Ненадежный розжиг;
- Прогар горелочных устройств и жаровых труб, что приводит к малому фактическому ресурсу камеры сгорания;
- Высокие уровни выбросов продуктов неполного окисления топлива и оксида углерода II и (или) высокие уровни выбросов оксидов азота.

В ПАО «Газпром» оборотный фонд двигателей производства ГП НККТ «Зоря» – «Машпроект» составляет 963 единицы, в т.ч. 309 двигателей серии ДГ-90 (ДГ-90Л2, ДГ-90Л2.1, ДГ-90П, ДГ-90П2), в которых установлены 11 вариантов конструкций камер сгорания – результат поэтапного изменения разработчиком конструкции элементов камеры сгорания для борьбы с вышеуказанными недостатками, которые, в результате, так и не были решены разработчиком в полном объеме.

Основой методологии ООО «НПФ «Теплофизика» для создания малоэмиссионной камеры сгорания является идентификация линии рабочих режимов камеры сгорания в зависимости от нагрузки ГПА и условий окружающей среды. В ходе данного этапа работ на основе экспериментальных данных была идентифицирована модель двигателя. Дополнительно были проведены экспериментальные работы на агрегате, позволившие определить расходы воздуха и топлива через камеры сгорания в зависимости от нагрузки двигателя и верифицировать полученную модель ГПА.

Разработка МЭКС для ДГ-90 осложнялась отсутствием подвижных частей в газоздушном части двигателя, за исключением входного направляющего аппарата, который независимо управляется гидравлической системой для облегчения запуска и в работу ВНА вмешиваться через САУ невозможно.

В соответствии с ранее наработанным опытом ООО «НПФ «Теплофизика», полученными параметрами рабочего цикла ДГ-90, разработанной математической моделью двигателя и расчёта температур пламени на различных режимах его работы, была выбрана следующая концепция малоэмиссионной камеры сгорания для ДГ-90: одnogорелочная компоновка фронтального устройства с многоканальной подачей топливного газа, и установкой запальных устройств в каждой индивидуальной камере сгорания; с применением внешнего конвективного и (или) ударно-конвективного охлаждения жаровой трубы и без пламяперехватных патрубков. При этом управление работой камеры сгорания по расчётному значению температуры пламени.

Для решения проблемы недогорания топлива на режимах пониженной нагрузки было апробировано шесть вариантов горелочных устройств. Были разработаны и испытаны варианты двухзонного сжигания топлива с переключением зон горения, аксиальные и тангенциальные горелочные устройства с одной и несколькими зонами смешения топливовоздушной смеси. Результаты экспериментальных исследований показали, что наибольшее значение при решении задачи многофакторной оптимизации горелочного устройства связаны с обеспечением большого объема зоны рециркуляции продуктов сгорания и обеспечением равномерного поля скорости в зоне смешения.

Использование многозонных камер сгорания и горелочных устройств, несмотря на все положительные стороны этих инженерных решений, ведет к уменьшению объема зон рециркуляции продуктов сгорания и тем самым не приводит в конечном итоге к снижению эмиссии продуктов неполного сгорания на режимах пониженной мощности ГТД. Данный эффект подтверждается результатами аналитических исследований процесса горения, которые показывают, что в зонах рециркуляции при низких среднemasсовых температурах в первичной зоне горения может обеспечиваться объемная нагрузка на порядок больше, чем на турбулентном фронте пламени в основном потоке. Выравнивание поля скорости в зоне смешения позволяет уменьшить скорость потока на выходе из горелочного устройства без проскока внутрь горелочного устройства. Снижение скорости потока на выходе из горелочного устройства уменьшает длину факела и тем самым увеличивает время пребывания продуктов сгорания в первичной зоне горения.

Малоэмиссионные камеры сгорания, как хорошо известно, требуют установки систем пассивного подавления колебаний. Из-за ограниченности объема камеры сгорания потребовалась разработка оригинальной конструкции двухчастотного резонатора Гельмгольца для подавления двух основных мод колебаний.

Одной из проблем при создании камеры сгорания стала разработка системы розжига. Камера сгорания ДГ-90 имеет четное количество переходных патрубков (16штук), что, при наличии пламяперебросных патрубков, может приводить к возбуждению так называемых *push-pull* колебаний, когда в соседних жаровых трубах попеременно возникают пульсации давления с разным знаком. Для предотвращения данного вида колебаний необходимо обеспечить независимый розжиг каждой жаровой трубы, однако, для такого розжига, из-за ограниченности в габаритах камеры сгорания необходима система розжига со свечой зажигания малого диаметра. В ходе исследований ООО «НПФ «Теплофизика» разработала две новые системы розжига, в одной из которых применяется свеча накаливания оригинальной конструкции, а в другой системе зажигания используется искровая свеча зажигания с новой оригинальной системой герметизации свечи зажигания.

ООО «НПФ «Теплофизика» на основе анализа собственного опыта разработки, известных конструктивных решений зарубежных фирм и результатов экспериментальных и аналитических исследований разработала свою реализацию малоэмиссионной камеры сгорания для ГТД с высокими параметрами рабочего цикла. Данные инженерные решения были признаны патентоспособными и защищены патентом на изобретение. В этом году планируется начать промышленные испытания разработанной конструкции камеры сгорания.

УДК 621.452.3

ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ И ДОВОДКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ НА БАЗЕ КОНВЕРТИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Маркушин А.Н., Бакланов А.В.

АО «Казанское моторостроительное производственное объединение»,
andreybaklanov@bk.ru

Ключевые слова: камера сгорания, выбросы вредных веществ, конструкция, доводка

Процесс создания нового образца камеры сгорания газотурбинного двигателя, в том числе и конвертированного [1], состоит из нескольких этапов:

Этап 1. На этом этапе вырабатывается требование по созданию новой камеры сгорания или модификации серийной.

Этап 2. На основании выбранных по 1 этапу, требуемых заказчиком, основных данных, предприятие-разработчик двигателя разрабатывает и выпускает техническое предложение (ТП) с обоснованием выбранных основных данных камеры сгорания (параметры, габариты, вес, основные особенности). На основании ТП предприятие-разработчик двигателя проводит маркетинговое исследование и разрабатывает технико-экономическое обоснование (ТЭО) целесообразности создания новой камеры сгорания или модификации существующей и затрат на ее создание [2].

Этап 3. После проведения маркетингового исследования с положительными результатами и обсуждения ТП и ТЭО с заинтересованными ведомствами, предприятиями, компаниями и при получении от них опционного соглашения или решения по созданию новой камеры или модификации существующей, начинается этап проектирования, заканчивающийся выпуском технического проекта. Проектирование производится с использованием существующих методик выбора геометрии камеры сгорания, а затем производится многоуровневое моделирование внутрикамерных процессов с целью подтверждения ее работоспособности [3]. Расчеты и моделирование включают в себя оценку устойчивости запуска [4], температурное состояние стенок жаровой трубы, неравномерность температурного поля на выходе из камеры сгорания, уровень выбросов вредных загрязняющих веществ.

Перед началом проектирования создается подробный сетевой график проектирования. По результатам проектирования камеры сгорания создается план-график НИР и ОКР по ее доводке, а также определяется создание необходимых для доводки новых стендов и установок. Параллельно с план-графиком составляется подробный бизнес-план создания и реализации проекта.

Этап 4. На этом этапе в соответствии с планом-графиком проводятся НИР и ОКР по доводке элементов и камеры сгорания в целом с целью получения заявленных параметров, а также ресурса и надежности. Элементы конструкции камеры сгорания, опытные горелки изготавливаются с применением аддитивных технологий и испытываются на стендовом оборудовании.

Этап 5. Сертификационные испытания, включая и специальные испытания, конвертированного двигателя с новой камерой в составе агрегата (установки) либо на специальном стенде (в зависимости от договоренности с заказчиком). Эти испытания являются заключительным этапом в создании головных опытных образцов конвертированного двигателя с новой камерой сгорания. К концу 5 этапа выпускается окончательный технический проект двигателя, в котором приводятся все последние технические решения по конструкции двигателя с внедрением в его конструкцию новой камеры сгорания [5].

Этап 6. Серийное производство конвертированного двигателя с новой камерой сгорания.

Список литературы

1. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев и др. – Самара, СНЦ РАН, 2004. – 266 с.
2. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Обеспечение надежности камеры сгорания на стадии проектирования и на всех этапах жизненного цикла ГТД. Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики АНТЭ-2013. Сб. докл. Меж-дунар. науч.-техн. конф., Казань, 19–21 ноября 2013 г., Казань, КГТУ им. А.Н. Туполева, 2013, с. 383–395.
3. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камеры сгорания ГТД. Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева №2, 2014, с 62-70.
4. Мингазов Б.Г., Бакланов А.В. Исследование стабилизации пламени в модельной камере сгорания ГТД. Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. - 2016. - № 3. - С. 106-110.
5. Бакланов А.В., Маркушин А.Н. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 81-89.

УДК.621.452.3.034.022.5

УПРАВЛЕНИЕ ГОРЕНИЕМ И ДЕТОНАЦИЕЙ ГАЗОВ ХИМИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

Ведешкин Г.К.

главный научный сотрудник ФГУП Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, vedeshkin@ciam.ru.

В работе рассматриваются примеры эффективного управления процессами газофазного горения химическими методами применительно к камерам сгорания ВРД.

Как известно, различают два принципиально разных типа факторов, приводящих к воспламенению и горению. Один тип факторов – это прогрессирующее накопление в реакционной системе тепловой энергии,

выделяющейся в ходе реакции, и положительная обратная связь этого саморазогрева со скоростью процесса. Условием теплового воспламенения является одновременное выполнение условия превышения скорости тепловыделения скорости теплоотвода.

Другим типом факторов является лавинообразное размножение активных промежуточных продуктов – свободных атомов и радикалов в их быстрых реакциях с исходными реагентами, а иногда также и между собой. Регенерация и размножение активных промежуточных частиц в этих реакциях означает протекание процесса по разветвленно-цепному пути. Цепное воспламенение происходит в условиях, обеспечивающих лавинообразное размножение активных промежуточных частиц и, соответственно, лавинообразное разветвление реакционных цепей. Реализации этих условий происходят при превышении скорости разветвления цепей скорости их обрыва.

Для однозначного выяснения того, являются ли воспламенение, горение и взрыв результатом только саморазогрева, или эти процессы в существенной мере определяются реакционными цепями и их разветвлением, были выбраны такие характеристики процесса, которые присущи только цепному механизму и должны при этом механизме обязательно проявляться и вместе с тем не должны наблюдаться, если процесс «чисто» тепловой. В качестве такой характеристики было выбрано действие очень малых количеств специальных молекулярных добавок, ингибиторов, способных обрывать реакционные цепи и тем самым эффективно подавлять процесс.

Сотрудниками Института Структурной Макрокинеки РАН предложена и испытана серия высокоэффективных, экологически безопасных, недорогих ингибиторов. В лабораторных условиях показано, что эти соединения эффективно предотвращают не только воспламенение и горение водорода и метана, но и переход в режим цепно-теплого взрыва. Кроме этого, они регулируют горение в этих режимах. Малые добавки предложенных ингибиторов также предотвращают переход дефлаграционного горения водорода в детонацию.

Экспериментальное исследование влияния ингибитора на предотвращение перехода дефлаграционного горения в детонацию и взрыв водородо-воздушной смеси проводилось применительно к условиям выхлопного тракта стенда для испытаний водородных ВРД. Выхлопной тракт имитировался трубой длиной 4 метра и диаметром 100 мм. Водородо-воздушная смесь подавалась в трубу при давлении 1 бар., воспламенение смеси производилось электросвечой. В диапазоне концентраций водорода 18-55% в трубе возникала детонация. Добавление ингибитора АКМ-3 с концентрацией более 2.5% детонационное

горение не возникало во всем диапазоне концентраций водорода. При меньшей концентрации ингибитора, например при 1.5%, диапазон детонационного горения уменьшился до 25-40%. Эти результаты убедительно показывают высокую эффективность предотвращения детонационного горения с помощью малых добавок экологически чистого газа, подача которого привела к обрыву реакционных цепей. Следовательно, возникновение детонационного горения водородо-воздушных смесей определяется цепным характером воспламенения и лавинообразным размножением активных промежуточных частиц.

Также проведено исследовано влияние промотирующих добавок для интенсификации кинетических характеристик процессов горения метано-воздушных смесей. В качестве таких добавок использовались продукты неполного окисления углеводородных топлив.

В экспериментальной камере сгорания сжигалась гомогенная метано-воздушная смесь при стехиометрической концентрации горючего. Обоedнение смеси приводило к бедному срыву при $a=1.6$. Добавление 5% пилотного, диффузионного горючего расширяло границу бедного срыва до $a=2.0$. В контрольном случае в камеру сгорания подавался не чистый метан, а продукты окислительной конверсии, полученные при предварительном сжигании стехиометрического расхода метана в богатой смеси. В этом случае граница бедного срыва расширилась до $a=3$, а критерий Михельсона увеличился в 7 раз по сравнению с первым случаем. Что говорит о значительном увеличении скорости нормального распространения пламени. И такой рост скорости горения, произошедший без изменения тепловых характеристик горения, свидетельствует о значительном влиянии цепных реакций промежуточных радикалов типа атомарного водорода, окиси углерода на скорость реакции окисления метана. Таким образом, введение в реакцию горения промотирующих добавок, ускоряющих процесс разветвления цепных реакций и уменьшающий период индукции, показывает определяющую роль цепных механизмов в реакциях горения метано-воздушных смесей.

Проведенные экспериментальные исследования показали сильное, в ряде случаев, определяющее влияние цепных процессов горения. Управление скоростями размножения или замедления развития цепей путем добавления промотирующих или ингибирующих добавок позволяет эффективно влиять на процессы дефлаграционного и детонационного горения, предотвращая развитие детонационного горения и ускоряя процесс дефлаграционного горения. Это дает исследователям эффективный механизм химического управления процессом горения.

ТЕХНОЛОГИЯ МАЛОЭМИССИОННОГО СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА И КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ

Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д.

Самарский университет, г. Самара, tyulkin.dmitriy@gmail.com

Ключевые слова: газотурбинная установка, малоэмиссионная камера сгорания, «ультрабедная» топливо воздушная смесь, малоэмиссионная система горения,

В настоящее время основное направление совершенствования камер сгорания (КС) наземных ГТУ связано с уменьшением концентрации вредных веществ в отработанных газах при обеспечении топливной экономичности и эксплуатационной эффективности. В качестве новой прорывной технологии рассматривается **концепция создания малоэмиссионной камеры сгорания (МКС), выполняющей требования экологической безопасности**. Проблему создания МКС в основном обуславливают отсутствие завершенной теории горения и расчета рабочего процесса, подобно методу расчета лопаточных машин, в результате чего большинство ведущих ОКБ развивают свои концепции создания МКС и вынуждены развивать собственную методологию и экспериментальную базу отработки горения. Негативным фактором также является отсутствие централизованной кооперации по вопросам отработки малоэмиссионной системы горения ГТУ и целевого финансирования. При этом следует отметить, что представления о конструктивном облике МКС в виде руководства для конструкторов весьма далеки от идеала, в связи с чем необходимы дальнейшие исследования и обобщения результатов эксплуатации.

Из детального анализа современных требований следует, что проектируемая вновь МКС для перспективных ГТД и ГТУ должна сопровождаться увеличением температуры газов на 200...300 К, увеличением долговечности жаровой трубы в 3...4 раза при 2-х кратном снижении доли воздуха на охлаждение стенок, 2-х кратным и более снижением эмиссии вредных веществ по сравнению с достигнутыми уровнями сегодняшнего дня.

Принятая сегодня методология организации рабочего процесса малоэмиссионного горения - **концепция LPP (Lean-premixed and prevaporized)** «ультрабедная, перемешанная, испаренная смесь».

Основные задачи создания современной МКС с горением «ультрабедной» заранее перемешанной топливовоздушной смеси:

1. Создание эффективного смесителя – гомогенизатора с уровнем пульсаций концентраций горючего $\leq 5\%$.
2. Расширение границ «бедного» срыва горения до $\alpha_{фр} \geq 2.5 - 3$ без подпитки пилотным топливом зоны рециркуляции.
3. Интенсификация турбулентного горения для сжигания «ультрабедной» топливовоздушной смеси на приемлемой длине.
4. Снижение уровня термоакустической неустойчивости горения и величины пульсаций давления $\leq 0.5 - 1\%$.
5. Организация эффективного конвективного охлаждения стенок жаровой трубы (без подачи охлаждающего воздуха в зону горения).
6. Решение проблем «проскока» пламени в смеситель в условиях повышенных давлений и температур газа.

На выбор облика конструкции КС ГТУ влияют следующие факторы, к основным из которых относятся:

- назначение, размерность и параметры термодинамического цикла ГТУ (степень сжатия – π_k , температура за компрессором – T^*_k , температура газа перед турбиной – T^*_g , эффективный КПД – $\eta_{эф}$);

- тип ГТУ (стационарные, как правило, - одновальные и авиапроизводные – двух и трехвальные);

- приобретенный опыт создания и эксплуатации (научно-технический задел), производственная и экспериментальная база, квалификация конструкторского и технологического кадрового состава фирмы-разработчика;

- необходимое финансирование и умелое руководство процессом проектирования и отработки рабочего процесса.

Определились направления конструирования МКС стационарных и авиапроизводных ГТУ, имеющие как общие сходства, так и кардинальные различия. Наибольшее распространение получили следующие виды конструкций КС:

- **трубчатые**, состоящие из набора жаровых труб малого диаметра, расположенных в пространстве между компрессором и турбиной;

- **трубчато-кольцевые, включая выносные жаровые трубы (ВЖТ)**, расположенных на корпусе турбины под углом к оси ГТУ и заканчивающихся индивидуальным либо общим кольцевым газосборником в пространстве между компрессором и турбиной, соединяемые обычно друг с другом патрубками газопереброса;

- **кольцевые**, имеющие одну жаровую трубу;

- **нетрадиционные** (башенные, керамические и т.д.)

В докладе рассматриваются преимущества и недостатки указанных видов МКС по результатам отработки рабочего процесса и эксплуатации ГТУ.

Представленные результаты используются при проектировании МКС вновь разрабатываемых или модернизируемых ГТУ.

УДК 621.45.022.2

МОДЕЛИРОВАНИЕ НАГРЕВАНИЯ И ИСПАРЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ КАПЕЛЬ В НЕСТАЦИОНАРНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКАХ

Третьяков В.В.

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, tretjak@ciam.ru

Из баланса массовых потоков топливного пара через поверхность капли радиуса r_k и равенства тепловых потоков через поверхность капли и сферическую поверхность радиуса r получаются следующие уравнения для определения скорости испарения капли и изменения её температуры по времени:

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{4\pi \cdot r_k \lambda}{C_p} \ln \left[1 + \frac{C_p(T - T_d)}{L_{\Pi} + \frac{Q_H}{dm/dt}} \right]; \quad (1)$$

$$\frac{dT_d}{dt} = \frac{1}{C_{km}} \left[4\pi \cdot r^2 \lambda \frac{\partial T}{\partial r} - \frac{dm}{dt} L_{\Pi} \right]. \quad (2)$$

Здесь m – масса капли, T_d – ее температура, T – температура газа в окружающем пространстве, C_p – коэффициент удельной теплоемкости газа при постоянном давлении, λ – коэффициент теплопроводности газа, L_{Π} – скрытая теплота испарения, Q_H – тепловой поток, идущий на нагрев капли, C_k – удельная теплоемкость жидкости капли.

Для получения рабочих формул расчета температуры и массы капель из соотношений (1) и (2) обычно делается ряд упрощающих предположений. Так, при преобразовании уравнения (2) его интегрирование по радиусу r от r_k до ∞ и по температуре - от T_d до T проводится в предположении о постоянстве параметров, описывающих процесс испарения капель, т.е. пренебрегается зависимостями соответствующих величин от температуры. В результате получается следующая приближенная формула:

$$\frac{dT_d}{dt} = \frac{1}{C_{km}} \left[4\pi \cdot r_k \lambda (T - T_d) - \frac{dm}{dt} L_{\Pi} \right]. \quad (3)$$

Используются и другие упрощающие предположения, которые связаны, как правило, со следующими основными аспектами: в уравнении теплового баланса во время нагрева капли пренебрегается теплом, идущим на ее испарение, и предполагается равенство коэффициентов тепло- и массообмена, что соответствует равенству единице числа Льюиса: $\rho D_{\Pi} = \lambda / C_p$. Это число

определяется как $\kappa = D_{\text{П}} \rho C_p / \lambda$, где ρ , C_p и λ – плотность, коэффициент удельной теплоемкости при постоянном давлении и коэффициент теплопроводности газовой смеси (воздуха и пара), $D_{\text{П}}$ – коэффициент диффузии пара. В получающейся после преобразований системе уравнения испарения и нагревания капель могут быть проинтегрированы по отдельности.

Данная работа является продолжением исследований [1] - [3]. В работе [1] для расчета нестационарных течений и распределений топлива в камере сгорания ГТД использована обобщенная модель теплообмена при числе Льюиса, равном единице. Отметим, что равенство единице числа Льюиса отвечает классической теории явлений переноса в идеальных газах. Вместе с тем, эксперименты указывают на отличие этого параметра от единицы. Исследование, аналогичное [1], проведено в работе [2], которая посвящена исследованию влияния на нагревание и испарение капель наличия в окружающем пространстве топливных паров. В этой работе приведены также соотношения, описывающие характеристики нагревания и испарения отдельных топливных капель при числах Льюиса, не равных единице. Полученные в [2] формулы представляют собой дальнейшее развитие концепций работы [3].

Целью данного исследования является установление степени влияния сделанных в работах [2] и [3] допущений на результаты расчетов характеристик топливных факелов. При этом число Льюиса κ считается независимым варьируемым параметром, отличным от единицы.

Для выполнения поставленной задачи в данном исследовании рассматривается течение в следе за газодинамическим стабилизатором. При этом расчеты течения воздуха, конфигурации вытекающих в воздушный поток жидких струй и характеристики их распада проводятся по методике [4]. Согласно этой методике вначале рассчитываются распределения концентраций капельножидкого S_k и парообразного S_p топлива, а также скорости испарения капель dS_k/dt в мгновенных полях скоростей газового потока, а искомые распределения концентраций получаются в результате осреднения полученных соответствующих «мгновенных» полей. На данном этапе для простоты в использованных моделях пренебрегается влиянием на распределения концентраций топлива давления насыщающих паров у поверхности капли.

В качестве практического результата проведенного исследования в работе рассматриваются две различные модели нагревания капель. Согласно первой модели считается, что происходит «мгновенный» прогрев всей капли, то есть температура капли в любой момент времени равна температуре её поверхности. Во второй модели предполагается, что внешний тепловой поток прогревает лишь некоторый слой капли вблизи её поверхности. Считается, что тепловой поток, идущий на нагрев капли,

$$Q_H = C_{ж} m d T_S / dt, \quad (4)$$

где m – масса прогреваемого слоя капли, T_S – температура поверхности капли, α – коэффициент теплообмена капли с окружающей средой:

$$Q_H = 4\pi r_k^2 \alpha (T - T_d). \quad (5)$$

По описанной методике проведены расчеты характеристик факелов распыливания и распределений капельножидкого и парообразного топлива в следе за газодинамическим стабилизатором при различных температурах окружающего воздуха. Получены зависимости структур топливных факелов при температурах окружающего воздуха в диапазоне $300 \div 2000$ К. Показано, что на распределение топлива в рабочем объеме и горение топливовоздушной смеси существенное влияние оказывает нестационарный характер воздушного потока, поступающего из завихрителя. Проведены также предварительные опыты по зажиганию топливовоздушной смеси, стабилизации пламени и устойчивости процесса горения.

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

Список литературы

1. Погребная Т.В. Свириденков А.А., Третьяков В.В. Моделирование процессов тепло- и массо-обмена между воздушным потоком и топливными каплями в нестационарных течениях // Модели и методы аэродинамики: материалы Восемнадцатой международной школы-семинара. – М.: ЦАГИ, 2018. - С.117-118.
2. Sviridenkov A.A., Toktaliev P.D. and Tretyakov V.V. Numerical simulation of heat and mass transfer, mixture formation in combustion chamber of gas turbine engine // *Mathematica Montisnigri*. Vol.XL (2017). Mathematical modeling. P. 127 – 139.
3. Раушенбах Б.В. и др. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей. М: Машиностроение, 1964. - 526 с.
4. Третьяков В.В., Свириденков А.А., Токталиев П.Д. Распыливание топлива и смесеобразование в нестационарных закрученных течениях за газодинамическим стабилизатором // *Известия вузов. Авиационная техника*, 2017. - №3. - С.106-112.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЛОТНОСТИ РАСЧЁТНОЙ СЕТКИ ВБЛИЗИ СОПЛА ЦЕНТРОБЕЖНОЙ ФОРСУНКИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТА УГЛА РАСПЫЛА В ТРЁХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Гураков Н.И., Моралес М.Э., Зубрилин И.А., Якушкин Д.В., Шафрова В.А.
Самарский университет, г. Самара, nikgurakov@gmail.com

Ключевые слова: шнекоцентробежная форсунка, метод объёма жидкости, угол конуса распыла.

Качество процесса распыла жидкого топлива оказывает значительное влияние на протекание процессов горения в камерах сгорания ГТД. Следовательно, определение параметров процесса распыла, таких как расход топлива, угол конуса распыла, средний диаметр капель по Заутеру (D_{32}), является важной задачей. Для определения данных параметров центробежной топливной форсунки могут быть использованы экспериментальные исследования или полуэмпирические методы. Полуэмпирические методы в основном требуют задания значений угла распыла топлива и расходную характеристику форсунки в качестве граничных условий. Для их определения в данной работе предлагается использование численных, в частности метод объёма жидкости (Volume of Fluid, VOF).

Одним из важных параметров при использовании модели VOF для получения достоверных результатов является размер элементов сеточной модели в зоне распыла. Кроме этого необходимо учитывать, что при использовании данной модели в нестационарной постановке необходимо соблюдать требование по числу Куранта ($C < 1$). Это означает, что шаг по времени не должен превышать пространственный шаг. Также, для экономии временных и вычислительных ресурсов целесообразно использовать функцию локальной адаптации сеточной модели в процессе расчета.

В данной работе проведено исследование влияния плотности сеточной модели вблизи сопла шнекоцентробежной форсунки на результаты расчета угла конуса распыла жидкого топлива и расходной характеристики. Локальный размер элемента сеточной модели в зоне распыла варьировался от 100 мкм до 3,125 мкм. Расчёты выполнены в трёхмерной нестационарной и стационарной постановках, модель турбулентности k - ω . На входе в расчётную область задано избыточное давление 10 кПа, расход топлива 2 г/с. Предметом

исследования в данной работе является топливная центробежная форсунка с трёхзаходным шнеком и диаметром сопла форсунки $d_{\text{сопл.}} = 350$ мкм.

В результате работы получено, что минимального локального размера элемента 50 мкм недостаточно для образования конуса распыла для случая, где он экспериментально был получен. При изменении минимального локального размера элемента от 25 мкм до 3,125 мкм, угол конуса распыла увеличивается с 54° до 74° соответственно. При этом, разница в значении угла конуса распыла между случаями с минимальным локальным размером элемента 6,25 мкм и 3,125 мкм не превышает 5%. Исходя из результатов исследования можно сделать вывод, что при начальном разрешении сеточной модели 100 мкм необходимо, чтобы минимальный локальный размер элементов в расчётной области составлял 25 мкм для образования конуса распыла, наблюдаемого в эксперименте на данном режиме, и, с точки зрения независимости результатов расчётов от размера элементов сеточной модели, достаточно чтобы минимальный локальный размер элементов в расчётной области составлял 6,25 мкм.

27 сентября 2019 г.
СЕКЦИЯ №1
РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД И ГТУ

УДК 621.452.3

**ЭВОЛЮЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НК-16СТ**

Бакланов А.В., Маркушин А.Н.
АО «Казанское моторостроительное производственное объединение»
andreybaklanov@bk.ru.

Ключевые слова: камера сгорания, выбросы вредных веществ, конструкция, доводка

За весь период серийного выпуска на АО «КМПО» ведутся работы по модернизации серийных камер сгорания ГТД НК-16СТ. Данные работы проводятся с целью снижения выбросов токсичных веществ в выхлопных газах ГТУ. На рис.1 представлена серийная камера сгорания НК-16СТ, в которой реализовано однозонное диффузионное горение.

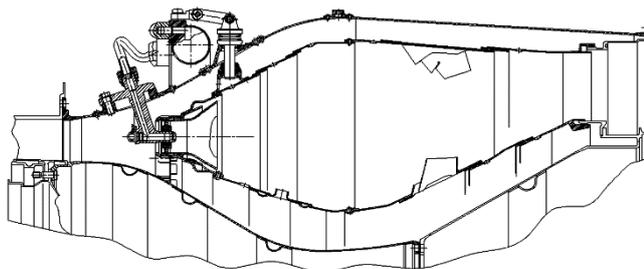


Рис.1. Конструктивная схема серийной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Камера состоит из корпуса, жаровой трубы, патрубков смесителей, газового коллектора для подачи топлива к форсункам. Фронтное устройство содержит 32 горелки. Жаровая труба — кольцевая, многосекционная обеспечивающая конвективно-пленочное охлаждение [1]. Во фронтном устройстве камеры сгорания, вихревые газовые горелки устанавливаются равномерно по окружности, между внутренней и наружной стенками жаровой трубы.

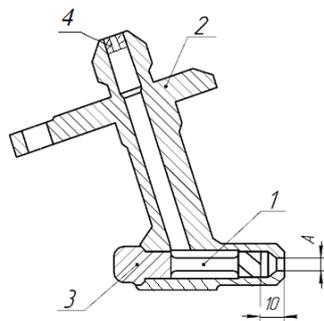


Рис. 2 Центробежная газовая форсунка. 1-шпек, 2-корпус форсунки, 3-гайка (заглушка)

Изначально в конструкции камеры сгорания были установлены центробежные газовые форсунки (ЦБГФ) (рис.2), которые приводили к образованию завышенной концентрации оксида углерода в продуктах сгорания [2]. По результатам проведенных исследований применена форсунка со струйной подачей топлива, (СГФ). Данное мероприятие подтвердило, что организация такой подачи газообразного топлива позволят сжигать его наиболее эффективно. Постановка данной форсунки позволила на 35% снизить концентрацию оксида углерода в продуктах сгорания двигателя НК-16СТ, тем самым обеспечить уровень концентрации оксидов углерода, соответствующий нормам [3].

Следующие работы заключались в испытании горелок с различной формой насадка для выявления конструкции обеспечивающей наименьшее содержание выбросов токсичных веществ. Испытаны четыре типа горелок. Проведены огневые испытания и выявлена оптимальная горелка, которая установлена в камеру сгорания. Постановка данной горелки в состав камеры сгорания позволила в четыре раза снизить концентрацию оксида углерода в продуктах сгорания двигателя НК-16СТ [4].

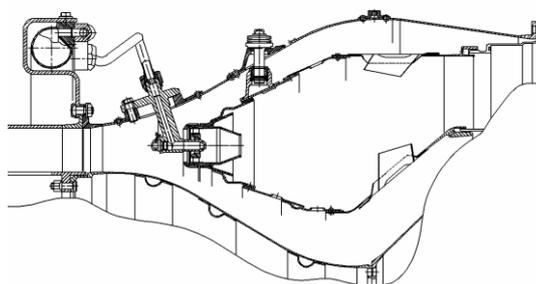


Рис.3. Конструктивная схема модернизированной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Ее модернизированный вариант представлен на рис.3. Это кольцевая камера сгорания малой длины, технология снижения NO_x и CO которой, заключается в усовершенствовании кольцевой камеры сгорания путем изменения формы фронтного устройства, приводящей к «обеднению» первичной зоны. Горелка

частичного смешения обеспечила интенсивное выгорание топлива, что позволило укоротить жаровую трубу с 575 до 347 мм. Это привело к снижению выбросов NOx до 40% по сравнению с серийным вариантом камеры сгорания [5]. Однако современные тенденции в области экологической безопасности обязывают разработчиков принимать кардинальные решения для обеспечения низкого выброса токсичных веществ.

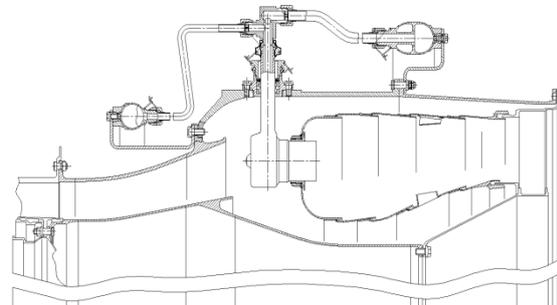


Рис.4. Конструктивная схема малоэмиссионной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

В результате на предприятии была разработана малоэмиссионная камера сгорания (рис.4), работающая по принципу "LPP" - Lean Prevaraporized Premixed (дословно: "бедная" предварительно испаренная, перемешанная смесь). Двигатель с камерой сгорания, выполненной в рамках данного подхода позволяет достигнуть выбросов NOx $\leq 50 \text{ мг/м}^3$ [6].

Список литературы

1. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев и др. – Самара, СНЦ РАН, 2004. – 266 с.
2. Бакланов А.В. Влияние способа подачи газообразного топлива в камеру сгорания на образование оксидов углерода в продуктах сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института, 2019. - Т. 26. - № 1. - С. 111-125.
3. ГОСТ 28775-90. Агрегаты газоперекачивающие с газотурбинным приводом. Общие технические условия. М.: Стандартинформ, 2005. - 12 с.
4. Бакланов А.В. Управление процессом сжигания топлива путем изменения конструкции горелки в камере сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института, 2018. -Т. 25. -№ 2. - С. 73-85.
5. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бышин В.М., Бакланов А.В. Организация низкоэмиссионного горения в кольцевой камере сгорания ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника, 2009. - № 3. - С. 70-72.
6. Бакланов А.В. Маркушин А.Н. Особенности проектирования и доводки LPP-камеры сгорания // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н.Туполева, 2017. - Т.73.- №2.- С.56-61.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ В СТАЦИОНАРНОМ ГТД

Панкратов С.А., Воробьев П.А.

CompMechLab, г. Санкт-Петербург, pankratov.bmstu@gmail.com

Ключевые слова: камера сгорания, горение, газотурбинный двигатель, выбросы вредных веществ

В данной работе рассматривается моделирование горения и образования вредных веществ в газотурбинных двигателях. В качестве объекта исследования выбрана силовая установка мощностью 16 МВт, предназначенная для газоперекачивающих станций.

На данном двигателе используется кольцевая камера сгорания. Через завихритель горелки подается бедная предварительно-перемешанная смесь, также в камеру сгорания подается пилотная порция топливного газа через центральное тело горелки. В качестве топлива используется природный газ.

При проектировании таких камер сгорания серьезной проблемой является получение низких выбросов CO , особенно на частичных режимах и при низких температурах окружающей среды.

Моделирование проводилось методом конечных объемов в программном комплексе ANSYS CFX. Для моделирования турбулентности использовался метод *RANS* (модели турбулентности $k-\epsilon$ и *SST*), также проведен расчет гибридным методом *DES*.

Для моделирования химических реакций использовались следующие модели горения: модель диссипации вихря, модель микроламинарного пламени и *Burning Velocity Model*. Расчетная область включала в себя сектор камеры сгорания с одной горелкой.

Поле температур в камере сгорания приведено на рис. 1.

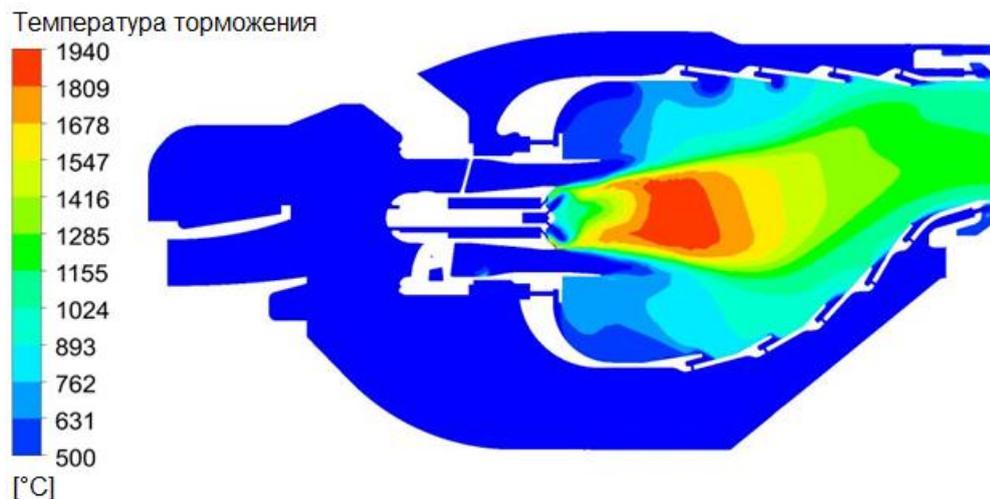


Рис.1 – Поле температур в камере сгорания

На основе полей температур и концентраций, полученных в ANSYS CFX, посчитаны выбросы CO в программном комплексе ANSYS CHEMKIN/ENERGICO. Данный программный пакет представляет камеру сгорания в виде группы связанных между собой одномерных реакторов, для которых вычисляется детальная химическая кинетика. Это позволяет быстро и точно получить выбросы вредных веществ.

Выполнено исследование возможности снижения выбросов CO . Проведено совершенствование формы горелки с целью снижения выбросов CO . Также расчетным путем показано, что снижение выбросов CO может быть достигнуто путем перепуска воздуха мимо камеры сгорания на требуемых режимах.

УДК 629.7.036.3:621.43.056

АНАЛИЗ РАДИАЛЬНОГО ПОЛЯ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ВЫХОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Нгуен Т.Д., Александров Ю.Б., Сулаиман А. И.

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева-КАИ (КНИТУ-КАИ), Казань, Armin.wrya@mail.ru

Ключевые слова: камера сгорания, процесс горения, радиальное поле неравномерности температуры

Работа посвящена анализу радиального поля неравномерности температуры на выходе из камеры сгорания (КС) авиационного двигателя с помощью расчетного метода.

Постановка проблемы. В настоящее время одним из основных требований, предъявляемых к камере сгорания любого газотурбинного двигателя или газотурбинной установки, является обеспечение требуемого уровня неравномерности температурного поля на входе в турбину. Как известно, выходное поле температуры количественно характеризуется параметрами максимальной окружной и радиальной неравномерности. Максимальная окружная неравномерность должна быть доведена до уровня, обеспечивающего ресурс сопловых и рабочих лопаток турбины. Радиальная неравномерность формируется исходя из требуемого распределения температуры газа по высоте рабочей лопатки турбины. Для обеспечения работы лопаток соплового аппарата турбины задается радиальная эпюра максимальных относительных избыточных температур газа на выходе из КС [1], которая определяется как:

$$\theta_{i\max} = (T_{\Gamma i\max}^* - T_K^*) / (T_{\Gamma}^* - T_K^*),$$

где: $\theta_{i\max}$ - максимальная относительная избыточная температура газа на i -м радиусе выходного сечения КС; $T_{\Gamma i\max}^*$ - максимальное значение температуры газа на i -м радиусе выходного сечения КС. T_K^* - температура воздуха за компрессором, T_{Γ}^* - температура газа перед турбиной.

С целью определения характеристик камеры сгорания при расчете параметров двигателя были созданы одномерная модель и программа «камера», позволяющие построить зависимости коэффициента полноты сгорания, NO и CO, неравномерность при различных параметрах на входе которые меняются в зависимости от режимов работы двигателя на разных высотах и скорости полета.

Данная программа основана на теории «поверхностного» распространения пламени в турбулентном потоке. Привлекательным в использовании теории турбулентного горения в расчетах камеры сгорания является то, что определяющие параметры (интенсивность и масштаб турбулентности) позволяют кроме кинетических параметров дополнительно учитывать в расчетах влияние гидродинамических факторов на процессы сгорания в КС.

Программа позволяет построить облик кольцевой камеры сгорания, а также графики зависимости полноты сгорания от скорости полета на различных высотах. При проектировании определялись основные геометрические характеристики камеры: количество форсунок и завихрителей, расположение поясов подвода воздуха, а также распределением подводимого воздуха по поясам. С учетом всех вышеперечисленных характеристик, программа рассчитывает процессы в камере сгорания и отображает их в виде графического изображения, на котором представлен облик камеры сгорания, а также цветное изображение отдельных зон. Кроме того, программа рассчитывает графики полноты сгорания, температуры, коэффициента избытка воздуха и другие

параметры, изменяющиеся вдоль тракта жаровой трубы. В качестве примера на рис. 1, а представлены облик камеры и графики изменения температуры газа, полноты сгорания и радиальной неравномерности на выходе КС на взлетном режиме при $H=0$ км, $M=0$.

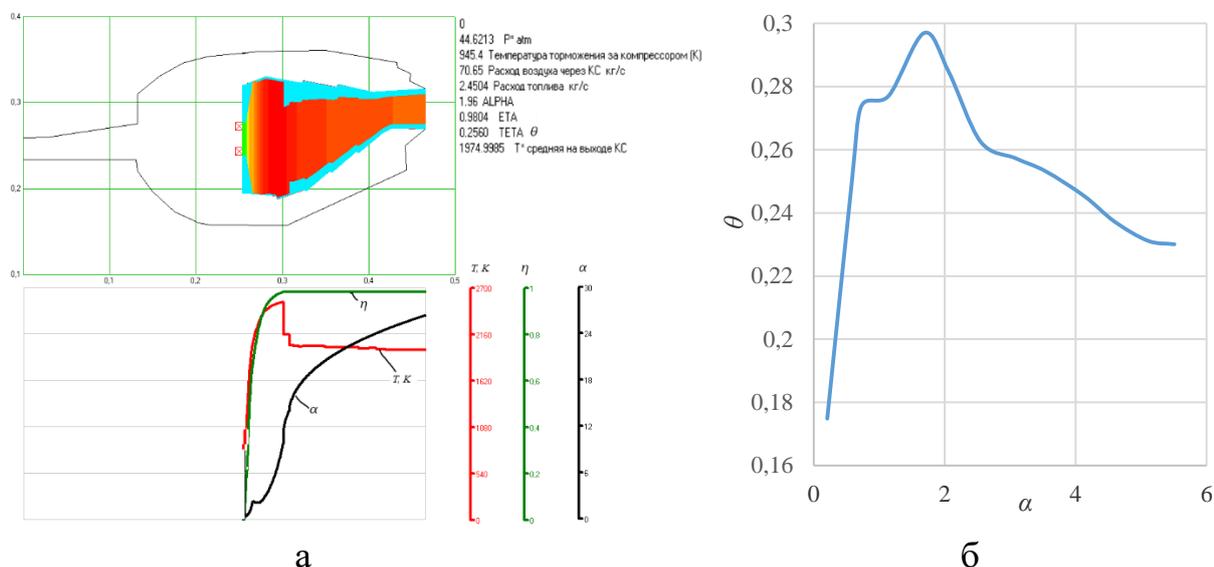


Рис. 1 – Пример расчета процесса сгорания в КС (а) и изменения параметров неравномерности температурного поля в зависимости от режима работы КС (б): T, K – средняя температура по сечению жаровой трубы; η – полнота сгорания; θ – коэффициент радиальной неравномерности температуры; α – коэффициент избытка воздуха

С помощью данной программы были также проведены расчеты выходных характеристик при разных расходах топлива (разных значений α), т.е., при разных режимах работы двигателя. На рис. 1, б представлены графики зависимости θ от α . Видно, что наибольшее значения θ при работе камеры с коэффициентом избытка воздуха $\alpha=1,5-2,5$. Наименьшие значения θ достигается при работе камеры сгорания на «бедных» смесях при $\alpha>5,0$.

Расчеты высотно – скоростных характеристик ТРД при разных условиях полета позволяют получить изменение параметров на входе в КС двигателя [2, 3]. Это позволяет определить с помощью программы «Камера, ver.8 plus, от 28.02.18» зависимости радиальной неравномерности температуры на выходе КС от высоты и скорости полета [4].

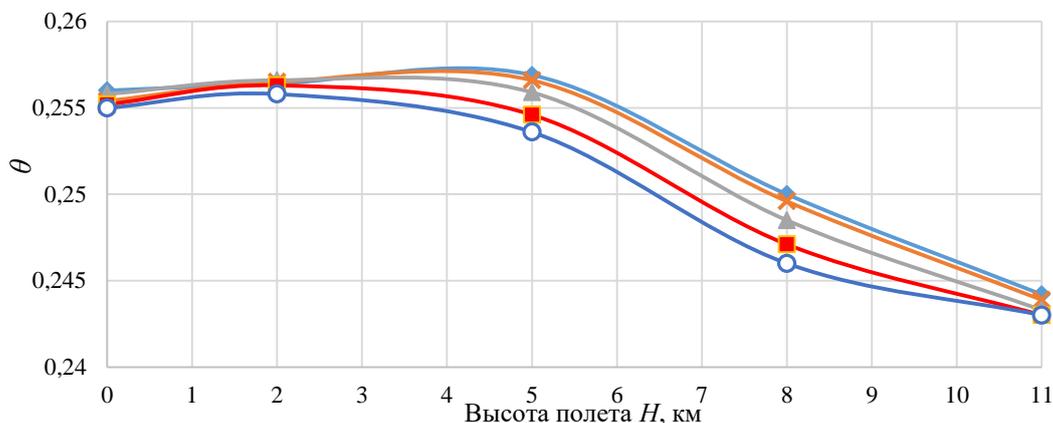


Рис. 2 – Изменение радиальной неравномерности температурного поля на выходе КС по высоте полета H при разных значениях скорости полета M :

—◆— $M=0$ —✕— $M=0,2$ —▲— $M=0,4$ —■— $M=0,6$ —○— $M=0,8$

Из рис. 2 видно, что изменение высоты полета H незначительно влияет на неравномерность температурного поля за КС, а скорость полета M вносит еще меньший вклад. Наибольшее влияние на неравномерность температуры (θ от 0,17 до 0,3) выявлено при изменении суммарного коэффициента избытка воздуха α от 0 до 5,5.

Список литературы

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: учебное пособие. - Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. - 220с.
2. Булавкин А.А., Рогожин Б.А. Выбор параметров, термогазодинамический расчет и расчет ВСХ ТРД, ДТРД и ТВД: учебное пособие. - Казань: КАИ, 1985. - 67с.
3. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ТЗЗ ред. С. М. Шляхтенко: учебник для вузов – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1987 – 568 с.: ил.
4. Мингазов Б.Г, Александров Ю.Б., Костерин А.В., Токмовцев Ю.В. Процессы горения и автоматизированное проектирование камер сгорания ГТД и ГТУ: учебное пособие. - Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2015. - 160с.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ РАСЧЕТ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПО ОДНО- И ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ С РАЗНЫМИ МОДЕЛЯМИ ГОРЕНИЯ

Александров Ю.Б., Alexwischen@rambler.ru

Нгуен Т.Д., Nguyenthedat1609@gmail.com

Мингазов Б.Г., BGMingazov@kai.ru

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ), Казань,

Ключевые слова: камера сгорания, процесс горения, модели горения.

Работа посвящена сравнительному трехмерному численному анализу термогазодинамических и эмиссионных параметров работы камеры сгорания (КС) перспективного авиационного двигателя, работающего на жидком топливе и сопоставление с данными, полученными по упрощенной одномерной модели.

Описание и математическое моделирование процессов, происходящих в камере сгорания ГТД в виду его разнообразия и взаимного влияния отдельных процессов друг на друга, представляется сложной задачей. Для решения этой задачи используют статистические подходы описания турбулентного течения и горения, реализуемые на основе численного расчета.

Объектом исследования являлась камера сгорания авиационного двигателя, работающая на жидком топливе. Для реализации сопоставительного анализа моделей горения были выбраны: основанная на распаде турбулентного вихря Eddy Dissipation (ED); модель химии с конечной скоростью Finite-Rate (FR); комбинированная Finite-Rate/ Eddy Dissipation (FR-ED); модель ламинарных микропламён для неперемешанной смеси (flamelet), где в качестве набора химических реакций для окисления керосина использовался химический механизм Jet-A (17 компонентов смеси и 28 химических реакций) [1, 2].

Нужно отметить, что все модели горения имеют зависимость от используемой моделей турбулентной вязкости. В расчетах была применена модель вязкости k-ε RNG [3], которая обеспечивает высокую точность расчетов для течений с закруткой потока [4, 5].

Для определения граничных параметров КС был проведен термогазодинамический расчет по методике описанной в [6], а для расчета геометрических размеров камеры сгорания был использован подход изложенный в [7]. По итогам этих расчетов был определен облик камеры сгорания, посчитанный в программе одномерного расчета [8], основные принципы и

алгоритмы такого расчета изложены в [7]. Результаты были сопоставлены с трехмерным расчетом 2/48 сектора камеры сгорания, выполненным в соответствии с обликом КС в одномерном расчете. Двухсекторная геометрическая модель КС была выбрана в соответствии с полученными результатами в работе [9], где показано, что погрешности гидравлических, газодинамических и термических параметров моделирования при таком подходе не превышают 0,2 %. По границам сектора использованы условия периодичности, на входе задавался массовый расход и температура воздуха за компрессором, на выходе контролировалось постоянство статического давления.

Для расчета горения жидкого топлива было выбрано газофазное приближение (стационарное) в виду того, что в современных камерах сгорания с высокими давлениями за компрессором преобладают высокие температуры воздуха на входе в КС, которые практически мгновенно испаряют жидкое топливо. Это упрощение позволяет сильно сэкономить на времени, по сравнению с нестационарным, который учитывает распыл и испарения жидкого топлива. К тому же стационарный расчет по данным работы [10] имеет наилучшее соответствие с экспериментальными результатами замеров температур.

Были проанализированы среднеинтегральные параметры по длине жаровой трубе КС. Эмиссионные характеристики не рассматривались, это является отдельной темой для анализа и сопоставления. Решение поставленной задачи проводилось средствами программного продукта ANSYS-Fluent.

Результаты расчетов показали завышенные температуры для моделей горения основанные на распаде турбулентного вихря. Расхождения между трехмерными моделями с разными моделями горения по среднемассовой температуре на выходе из КС составляло не более 4%, а рассогласование с расчетом одномерного расчета для Jet-A –4,4%; ED – 3,0%; FR-ED – 7,0%; FR – 8,5%.

Для моделей горения ED наблюдалось горение внутри горелочного устройства, чуть меньше этот эффект проявлялся при использовании и механизма Jet-A. В моделях FR и FR-ED такое горение не проявлялось.

Для различных моделей горения наблюдалось сходство по гидравлическим сопротивлениям (расхождения среди разных моделей горения не более 3,5 %) и коэффициенту восстановления полного давления (расхождения не более 1%).

Довольно хорошее сходство полученных результатов по одномерной модели, позволяет порекомендовать ее в качестве быстрого предварительного метода для анализа и оптимизации конструкции камеры сгорания по основным параметрам ее работы. Трехмерные расчеты позволяют получить более детальные проработки на окончательном этапе работ, однако трудоемкие и затратные по времени.

Список литературы

1. Варнатц Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл; пер. с англ. Г.Л. Агафонова под ред. П.А. Власова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 352 с.
2. Molnar M., Marek C. Reduced Equations for Calculating the Combustion Rates of Jet-A and Methane Fuel. NASA/TM–2003-212702
3. Orszag, S. A. Renormalization Group Modeling and Turbulence Simulations / S. A. Orszag, V. Yakhot, W. S. Flannery, F. Boysan, D. Choudhury, J. Maruzewski, and B. Patel., In International Conference on Near-Wall Turbulent Flows, Tempe, Arizona. 1993.
4. Куценко Ю.Г. Численные методы оценки эмиссионных характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей. Екатеринбург-Пермь: УрО РАН, 2006. 140 с.
5. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2014. С.62-70.
6. Булавкин А.А., Рогожин Б.А. Выбор параметров, термогазодинамический расчет и расчет ВСХ ТРД, ДТРД и ТВД: Учебное пособие. - Казань: КАИ, 1985. - 67с.
7. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Теория, конструкция, испытание и расчет: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2015. 197с.
8. 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.
9. Александров Ю.Б., Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б. Влияние упрощения геометрической модели камеры сгорания ГТД на результаты численного моделирования // Известия вузов Авиационная техника, 2017. - №4 – С. 90-96.
10. Сабирзянов А.Н., Тихонов О.А., Александров Ю.Б., Явкин В.Б., Малышев Ф.А. Математическая модель рабочего процесса камеры сгорания малоразмерного ГТД с вращающейся форсункой. Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием, 8-10 августа 2018 г.: Материалы конференции. Материалы докладов. Казань: Том 1. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018. С. 192–196

ПРИМЕНЕНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПОГЛОТИТЕЛЕЙ ДЛЯ ПОДАВЛЕНИЯ НЕУСТОЙЧИВОГО ГОРЕНИЯ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ ГТУ

Дубовицкий А.Н., Свердлов Е.Д., Пьянков К.С.,
Валиев Х.Ф., Чепрасов С.А.

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва, dubovitsky@ciam.ru

Ключевые слова: малоэмиссионная камера сгорания, эмиссия вредных веществ, неустойчивое горение, акустические поглотители, перфорация

Для снижения уровня эмиссии NO_x в малоэмиссионных камерах сгорания (МЭКС) газотурбинных установок (ГТУ) используют сжигание обедненных, предварительно перемешанных топливовоздушных смесей, что приводит к повышению вероятности возникновения режимов неустойчивого горения. Режимы неустойчивого горения в МЭКС сопровождаются увеличением механических нагрузок на конструкцию всей газотурбинной установки и тепловых нагрузок на стенки МЭКС. Это может привести к быстрому разрушению ГТУ даже при небольшой амплитуде колебаний давления газа в камере сгорания. Подавление режимов неустойчивого горения наиболее сложная проблема, ограничивающая внедрение технологии сжигания бедных заранее перемешанных смесей. Сложность этой проблемы в значительной степени определяется многообразием механизмов, вызывающих высокочастотные и низкочастотные режимы неустойчивого горения и отсутствия единых рекомендаций по подавлению этих режимов. Цель данной работы показать, что для подавления высокочастотных режимов неустойчивого горения могут успешно применяться акустические поглотители.

В ЦИАМ были проведены исследования МЭКС, отличающейся от большинства МЭКС промышленных ГТУ отсутствием закрутки потока. Для стабилизации горения используется зона обратных токов, размеры которой в 2-3 раза больше обычно реализуемых в промышленных МЭКС. Кроме того, для существенного снижения выбросов вредных веществ используется горелка с высокой степенью гомогенизации топливовоздушной смеси (ТВС).

Испытания проводились при натуральных условиях: давление на входе в МЭКС 29,5 бар, температура воздуха на входе 828 К, расход воздуха 4,5 кг/с, топливо – метан.

В процессе испытаний измерялось более 100 параметров технологических стендовых систем и объекта исследования – давление, перепад давления, колебания статического давления, температура воздуха и элементов МЭКС, расходы компонентов.

Основные результаты испытаний МЭКС приведены в Табл.1, где показан тип применяемых поглотителей пульсаций давления, граница возникновения режима неустойчивого горения в зависимости от PFR – доли вспомогательного (диффузионного) топлива, основные частоты колебаний давления на режиме неустойчивого горения, доля воздуха, идущего через поглотители ($G_{\text{перф}}$).

Табл.1 – Границы устойчивого горения для разных вариантов МЭКС

Поглотители	PFR, %	Частота, Гц	$G_{\text{перф}}$, %
Нет	~40	2700	0
Поглотители со слабой продувкой	7	400	3
Поглотители с сильной продувкой	3	345	10
Перфорация, 15% площади ЖТ	7	2000, 2700	10
Перфорация, 30% площади ЖТ	3	2000, 2700	20

Для исследованной МЭКС характерны режимы с частотами от 2 до 3 кГц. Для подавления высокочастотных режимов неустойчивого горения были применены резонансные поглотители типа резонаторов Гельмгольца. Поглотители представляли собой перфорированные участки стенки ЖТ, расположенные на её цилиндрической части, вблизи зоны горения, являющейся источником возбуждения пульсаций тепловыделения. Площадь перфорированного участка составляла от 15 до 30 % от общей площади ЖТ. Проницаемость перфорации ~2 %. При этом было реализовано два варианта резонансного объема: в первом случае создавался единый объем для каждых 2х рядов отверстий со слабой продувкой (3-4% от суммарного расхода воздуха через МЭКС) и с сильной продувкой (~10% от суммарного расхода воздуха); во втором случае в качестве такого объема выступала система охлаждения ЖТ, при этом в зону горения через перфорацию попадало от 10 до 20 % от общего расхода воздуха, в зависимости от площади перфорированного участка.

Для варианта МЭКС с диаметром ЖТ 180 мм применение поглотителей первого типа позволило сдвинуть границу возникновения высокочастотных режимов неустойчивого горения от $PFR \approx 40\%$ до $PFR \approx 3-7\%$ (в зависимости от интенсивности продувки), для поглотителей второго типа также до $PFR \approx 3-7\%$ (в зависимости от площади перфорированного участка).

Сложность определения характеристик поглотителей пульсаций давления связана с несколькими факторами. Зависимостью скорости звука от температуры газа, изменяющейся вдоль поглотителей в процессе развития горения и зависящей от расхода охлаждающего поглотителя воздуха, а также наличием перепада давления на перфорированном экране и наличием потока воздуха по обе стороны экрана. Расчет характеристик был проведен по оригинальной методике, разработанной в ЦИАМ. Методика позволяет рассчитывать коэффициент отражения акустических волн различной амплитуды и частоты, падающих на препятствие, например, перфорированный экран, отстоящий от внешней стенки корпуса КС. При этом выполняется моделирование нестационарного пространственного течения в приближении URANS с моделью турбулентности v_t-90 . В расчёте учитывался поток в системе охлаждения с числом Маха $M \approx 0.2$, температура в потоке охлаждения $T = 700$ К, что близко к условиям проведения эксперимента. В ходе работы выполнена оценка влияния на коэффициент отражения скорости потока в тракте охлаждения и перепада давления на перфорированном экране. Также было определено влияние амплитуды падающей волны на поглощающие свойства. Показано, что для увеличения максимального значения коэффициента поглощения акустической энергии необходимо уменьшать скорость охлаждающего потока и перепад давления на отверстиях перфорации.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №19-08-01045.

УДК 621.454.3+536.8+519.6

ИЗМЕНЕНИЕ ПРОФИЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ВЫХОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД ПРИ ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ С УЧЕТОМ СОПРЯЖЕННОГО ТЕПЛООБМЕНА ЧЕРЕЗ СТЕНКУ

Тихонов О.А., Сабирзянов А.Н., Казанский национальный
исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева – КАИ
(г. Казань), OLATikhonov@kai.ru

Бакланов А.В., Казанское моторостроительное производственное
объединение (г. Казань)

Ключевые слова: камера сгорания ГТД, конвективный сопряженный теплообмен, неадиабатная задача, моделирование

Наиболее точное определение рабочих параметров в камерах сгорания ГТД требует учета сопряженного теплообмена со стенками жаровых труб. Теплопередача через стенку увеличивает энтальпию вторичного воздуха и перераспределяет ее по протяженности камеры сгорания, что позволяет иметь требуемые рабочие параметры и эмиссионные характеристики на выходе из двигателя. Как правило, вопрос учета сопряженного теплообмена при проектировании и создании ГТД рассматривается при прогнозировании температуры стенок жаровых труб.

В литературных источниках не содержится универсальной зависимости, определяющей влияние сопряженного теплообмена через стенку на распределение температуры на выходе из камеры сгорания для различных типов ГТД. В связи с этим, в данной работе ставилась задача определения на основе численных исследований влияния сопряженного теплообмена на профиль температуры на выходе из камеры сгорания для малоразмерного ГТД с вращающейся форсункой и полноразмерного ГТД с разными геометрическими формами горелочных устройств.

Решение поставленной задачи проводилось средствами программного продукта ANSYS-Fluent. Численные исследования проводились на секторных и полноразмерных геометрических моделях камер сгорания. Турбулентный поток во внутрикамерном пространстве камеры сгорания ГТД описывался, различными моделями, основанными на гипотезе о турбулентной вязкости Буссинеска. Для моделирования горения применялись модели распада турбулентного вихря (Eddy Dissipation Model), тонкого фронта пламени для диффузионного горения (Flamelet), конечной скорости химической реакции (Finite Rate). В качестве набора химических реакций окисления горючего рассматривался механизм Gri-Mesh 3.0, включающий 53 компонента и 325 реакций. Для оценки теплового состояния стенок жаровых труб камер сгорания ГТД ставилась конвективная сопряженная задача теплообмена и получение результата следовало из решения уравнений энергии для реагирующего газа и теплопроводности для стенки. Для решения системы уравнений применялись решатели по давлению «Simple» или совместный решатель «Coupled».

Результаты проведенных численных экспериментов показали, что в малоразмерных камерах сгорания учет тепломассообмена со стенками жаровых труб и фронтальной плиты приводит к изменению профиля температуры на выходе из камеры сгорания в пределах погрешности вычислений. Для полноразмерных камер сгорания учет сопряженного теплообмена является обязательным, так как отклонение профиля температуры может достигать до 300 К от результатов, полученных в адиабатной постановке.

Список литературы

1. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД // Вестник КГТУ имени А.Н. Туполева, 2014. - №2. - С.62-70.

УДК 621.45.022

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОСТОЙ РЕАКТОРНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА ОБРАЗОВАНИЯ СО В ПЕРВИЧНОЙ И ВТОРИЧНОЙ ЗОНАХ МАЛОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Зубрилин И.А., Гураков Н.И., Семенихин А.С., Моралес М.Э., Матвеев С.Г.
Самарский университет, г. Самара, nikgurakov@gmail.com

В работе исследовалось влияние различных параметров первичной и вторичной зон малоразмерной камеры сгорания на ее экологические характеристики. Исследование экологических характеристик камеры сгорания проводилось двумя способами. Первый способ состоял из двух этапов: моделирование процессов горения в трехмерной постановке с использованием модели сгорания FGM и расчет сети реакторов, реализованной в программном обеспечении Ansys Fluent 18.2 на основе результатов первого этапа. Построение сети реакторов в этом подходе происходит автоматически в зависимости от температуры и доли смеси. Количество реакторов в результате составляет порядка 500. Второй способ представляет собой простую модель сети реакторов, в которой первичная зона моделируется реактором идеального смешения, а вторичная зона представляет собой проточный реактор. В качестве топлива в работе использовался чистый метан.

В результате представлены результаты исследования влияния времени пребывания смеси и соотношения коэффициента избытка топлива в каждой зоне КС на выброс СО, NO_x и несгоревших углеводородов. Время пребывания и коэффициент избытка топлива для первого способа определялись конструктивными параметрами камеры сгорания. Для простой сети реакторов эти параметры устанавливались в качестве входных данных, поэтому этот метод можно использовать на этапе предварительного проектирования.

В результате проведенной работы был получен метод, позволяющий определить параметры первичной и вторичной зон камеры сгорания с целью

минимизации выбросов загрязняющих веществ на этапе предварительного проектирования.

УДК 621.45

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ В МАЛОРАЗМЕРНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ СЖИГАНИИ ПРИРОДНОГО ГАЗА ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Анисимов В.М.
Самарский университет, г. Самара, nikgurakov@gmail.com

Ключевые слова: камера сгорания, моделирование, индекс эмиссии, диффузионное горение, природный газ, хроматографический анализ, RANS, LES, цепь реакторов

В работе представлены результаты моделирования эмиссии вредных веществ в выходном сечении малоразмерной камеры сгорания. Проведено исследование зависимости значений индексов эмиссии CO и CxHy от режимных параметров на входе в расчётную область. исследуемой камере сгорания осуществляется моделирование диффузионного горения природного газа. Исследования проводились с помощью прикладных программ вычислительной газовой динамики и экспериментальными методами. Измерения состава продуктов сгорания проводилось методом отбора проб с последующим хроматографическим анализом. Моделирование течения и процессов горения проводилось в трёхмерной стационарной постановке с использованием метода осреднённых по Рейнольдсу уравнений Новье-Стокса (RANS) и в нестационарной постановке с помощью метода крупных вихрей (LES). Процессы горения описывались в рамках модели Flamelet Generated Manifold в совокупности с методом функции вероятности плотности (PDF). Для моделирования эмиссии вредных веществ, кроме вышеописанных методов, использован метод цепи реакторов (RNM). Эксперименты и расчёты проводились для следующих режимов: температура на входе в камеру сгорания $T_k=323...573$ К; коэффициент избытка топлива $\varphi=0.2...0.33$; приведённая скорость на входе в камеру сгорания $\lambda_k=0.1...0.3$. В результате проведено сравнение осреднённых по выходному сечению камеры сгорания значений концентраций продуктов сгорания топлива и индексов эмиссии вредных веществ. По результатам расчётно-экспериментального исследования получено:

- расчётные значения концентраций основных продуктов сгорания CO₂ и H₂O качественно и количественно совпадают с экспериментальными данными

(расхождение менее $\pm 5\%$) при использовании всех трёх подходов – RANS, LES, RNM;

– при моделировании эмиссии CO расхождение расчётных значений индексов эмиссии, полученных методами RANS и LES сильно занижены относительно экспериментальных данных, тогда как значения, рассчитанные методом RNM отклоняются от эксперимента менее чем на $\pm 10\%$;

– значения массовой концентрации несгоревших углеводородов, полученных методом RANS завышены относительно экспериментальных значений, в то время как при использовании методов LES и RNM расхождение не превышает $\pm 10\%$.

УДК 621.431

НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, РЕАЛИЗОВАННЫЕ В КОНСТРУКЦИИ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ

Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е.,
Жерелов Д.А., АО «Металлист-Самара», г. Самара, vorotintsev15@yandex.ru
Смелов В.Г., Сотов А.В., Агаповичев А.В., Самарский университет, г. Самара

Ключевые слова: Малоэмиссионная камера сгорания, унифицированная двухконтурная горелка, аддитивная технология, селективное лазерное сплавление (СЛС)

На АО «Металлист-Самара» совместно с Самарским университетом разработана принципиально новая конструкция унифицированной двухконтурной горелки, малоэмиссионной камеры сгорания (МКС) ГТУ адаптированная для изготовления с помощью передовой технологии производства изделий со сложной геометрией посредством селективного лазерного сплавления (СЛС) металлических порошков по математическим САД-моделям [2]. Изготовлены несколько партий горелок и выполнены контрольные исследования, характеризующие качество изготовления по принятой технологии [3]. Обнаружены недостатки свойственные СЛС процессу, к основным из которых следует отнести:

- повышенную шероховатость, в частности, топливных каналов основной и дежурной зоны;
- микропористость, микронесплавления, микротрещины;
- нестабильность расходных характеристик;
- локальные зоны неспекания выращиваемых слоев на корпусе горелки;

- сложность извлечения порошка из замкнутых труднодоступных полостей по ходу наращивания.

В результате анализа состояния изготовленных горелок, исследований и доработок установлено, что большинство выявленных недостатков являются устранимыми в процессе дальнейшей отработки режимов и параметров технологического процесса.

В настоящее время преодолены технические трудности, сопутствующие реализации аддитивной технологии изготовления.

Выполненные на АО «Металлист-Самара» работы по внедрению новой технологии изготовления основного элемента малоэмиссионной камеры сгорания – унифицированной двухконтурной горелки с применением аддитивной технологии по СЛС процессу позволило существенно уменьшить стоимость, повысить качество и снизить время производства МКС.

Список литературы

1. Бантиков Д.Ю., Васильев В.И., Лавров В.Н., Цыбизов Ю.И., Кустов Д.И., Шариков Б.Ю. Малоэмиссионная горелка: патент РФ № 2442932; опубл. 20.02.2012; бюл. № 5.
2. Сотов А.В., Проничев Н.Д., Смелов В.Г., Богданович В.И., Гиорбелидзе М.Г., Агаповичев А.В. Разработка методики проектирования технологических процессов изготовления деталей ГТД методом селективного лазерного сплавления порошка жаропрочного сплава ВВ751П // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. Т. 19. № 4-1. С. 96-104.
3. Елисеев Ю.С., Федорченко Д.Г., Голанов С.П., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е., Ивченко А.В. Применение аддитивной технологии селективного лазерного сплавления в конструкции малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т.18, № 1. С. 174-183. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183.

КАМЕРА СГОРАНИЯ С ТОРОИДАЛЬНОЙ ЗОНОЙ РЕЦИРКУЛЯЦИИ

Орлов М.Ю., Коломзаров О.В., Анисимов В.М., Анисимов М.Ю., Абрашкин В.Ю.
Самарский университет, г. Самара, kolomzarov@gmail.com

Ключевые слова: тороидальная зона рециркуляции, камера сгорания, объём зоны горения, индивидуальная горелка, доводка, первичная зона горения, моделирование.

В настоящее время применение малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) в различных отраслях народного хозяйства и в интересах министерства обороны постоянно возрастает. Соответственно увеличивается и количество выдвигаемых к этим двигателям требований: массо-габаритных, экологических, ресурсных и др. Выполнение большинства из этих требований связано с конструкцией и реализованным в её рамках рабочим процессом камеры сгорания (КС) двигателя.

Одно из основных требований, связано с обеспечением заданных габаритов и массы двигателя, напрямую определяется размерами КС. Однако уменьшение размеров камеры сгорания в каждом конкретном случае имеет свои пределы, определяющиеся типом диффузора, конструкцией фронтального устройства, пространством необходимым для организации процесса горения и выгорания топлива. Во многих камерах сгорания МГТД для организации рабочего процесса как варианты используются фронтальные устройства с лопаточными завихрителями, испарительные топливные трубки, вращающиеся форсунки и другие технически сложно реализуемые элементы. Многие из этих способов подготовки топливно-воздушной смеси и формирования зоны горения обладают существенным недостатком – между форсунками образуется объём, который не используется для горения. В свою очередь объединение зоны горения позволило бы уменьшить габариты КС (рис. 1).

В данной работе рассмотрены теоретические основы организации рабочего процесса с использованием тороидальной зоны рециркуляции с помощью которых была спроектирована камера сгорания МГТД, выполненная затем в виде реального образца с использованием технологии прототипирования.

Результаты численного моделирования на компьютере по верифицированной методике показали работоспособность данной камеры сгорания при соблюдении и выполнении основных требований Технического Задания.

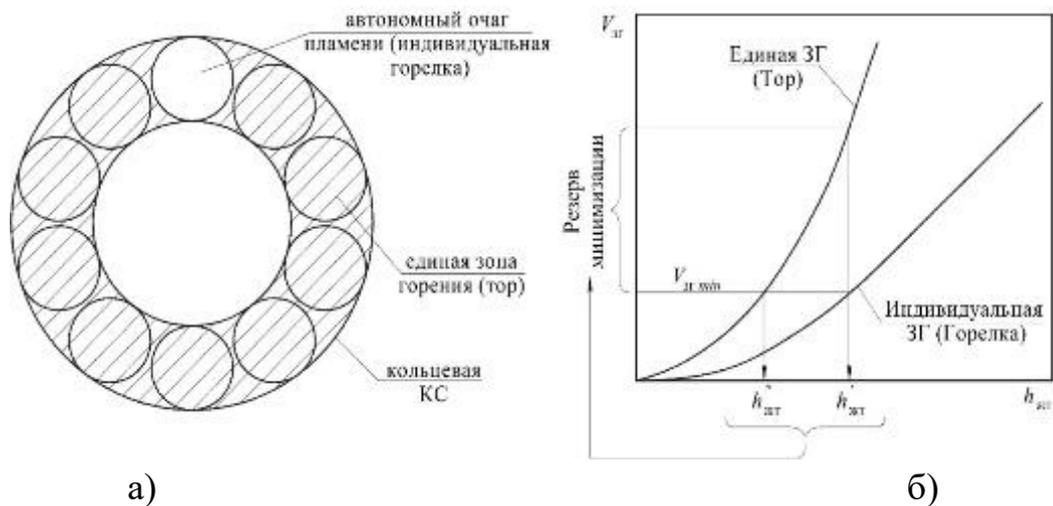


Рис.1 – Сравнение объёма зон горения

- (а) Графическое изображение объёма зон горения КС кольцевого типа с индивидуальными и тороидальной зонами горения
- (б) наглядное отображение объёма зон горения КС с индивидуальными и тороидальной зонами горения

Данная работа посвящена описанию процесса доводки камеры сгорания для проектируемого изделия. Двигатель создавался по прототипу, в качестве прототипа была использована конструкция серийной вспомогательной силовой установки (ВСУ).

В новом проекте было сохранено схемное решение входного устройства и центробежного компрессора, а турбина двигателя сразу претерпела кардинальные изменения – из радиальной она стала осевой. Это потребовало изменения конструкции камеры сгорания. После проработки ряда возможных схем было принято решение о выборе прямоточной камеры сгорания (КС) кольцевого типа с тороидальной зоной рециркуляции, имеющей существенные резервы минимизации по размерам при относительной простоте технологического исполнения.

Особенностью конкретной камеры сгорания является её диагональное расположение относительно оси двигателя. При организации рабочего процесса камеры сгорания данного типа возникает ряд проблем, связанных с отсутствием экспериментальных и расчётных данных [1-5].

Целью данной работы является доводка конструкции рассматриваемой камеры сгорания с тороидальной зоной смешения для оптимизация её рабочего процесса.

Работа выполнялась в три этапа:

– на первом этапе была выполнена доводка аэродинамической структуры потока с целью организации тороидального вихря в первичной зоне камеры сгорания;

- на втором этапе обеспечивалась стабилизации пламени и практически полное выгорания топлива;
- на третьем этапе формировалось заданное поле температур на выходе из камеры сгорания.

Доводка камеры проводилась расчётным методом с использованием численного моделирования в программном комплексе Ansys Fluent. Схема исходного и окончательного вариантов конструкции камеры сгорания представлены на рис.2 и 3 соответственно.

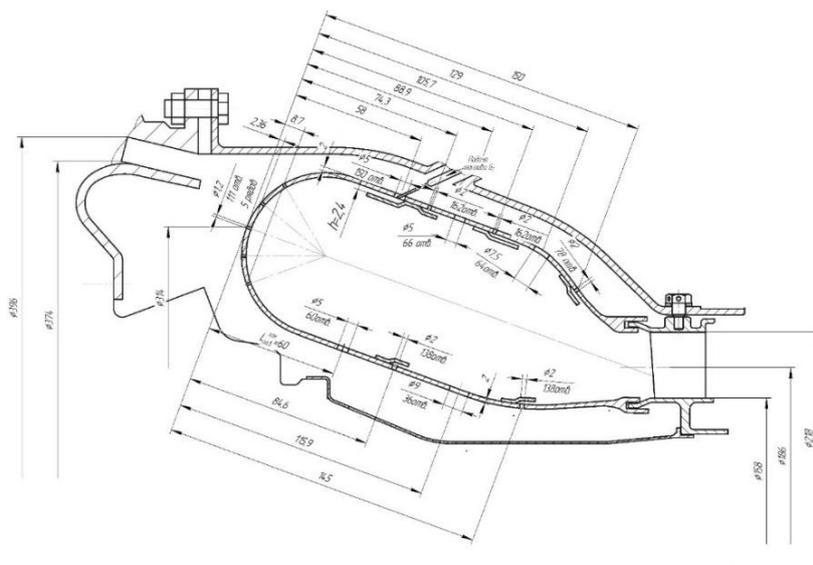


Рис. 2 – Схема базового варианта камеры сгорания

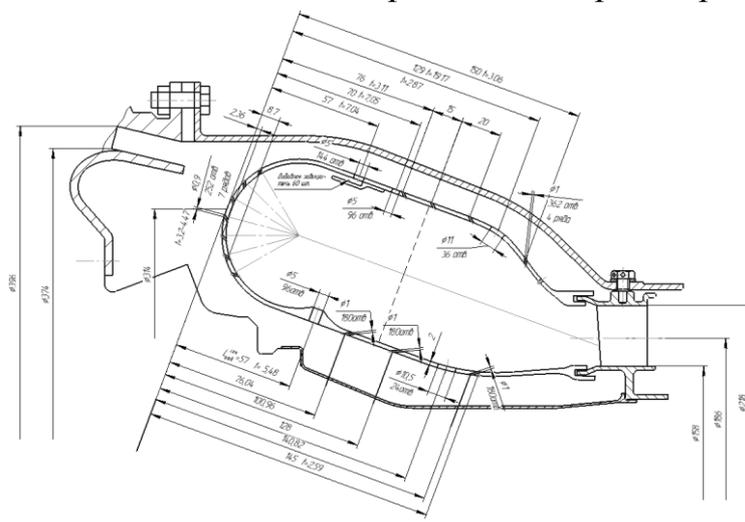


Рис. 3 – Схема окончательного варианта камеры сгорания

В результате доводки был сформирован уровень радиальной неравномерности температурного поля, требуемой по техническому заданию (рис. 4)

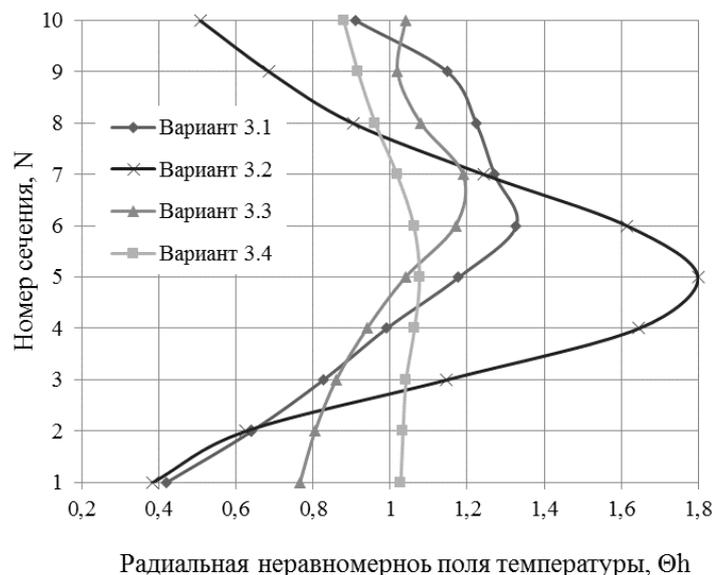


Рис. 4 – Эпюры радиальной неравномерности температуры на выходе из КС

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. Абрашкин В.Ю. Исследование полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2006. – Т. 8. – № 4. – С. 1136-1141.
2. Лукачѳв В.П., Ланский А.М., Абрашкин В.Ю., Диденко А.А., Зубков П.Г., Ковылов Ю.Л., Матвеев С.Г., Цыганов А.М., Шамбан М.А., Яковлев В.А. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности // Вестник СГАУ, 1998. Вып. 1. – С. 11-39.
3. Carr E. Further applications of the lucas fan spray fuel injection combustion system // ASME, 1985. – P. 1-8.
4. Carr E., Todd H. The design and performance of a reverse flow combustion system for the TP 500 gas turbine engine // ASME, 1989. – P. 1-6.
5. Carr E. The combustion of a range of distillate fuels in small gas turbine engines// ASME, 1979. – P. 1-9.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОКРАСОК ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ СТЕНОК ЖАРОВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

Анисимов В.М., Коломзаров О.В., Анисимов М.Ю., Григорьев Е.М.
Самарский университет, г. Самара, gradik@mail.ru

Ключевые слова: камера сгорания, тепловое состояние, моделирование, термокраска

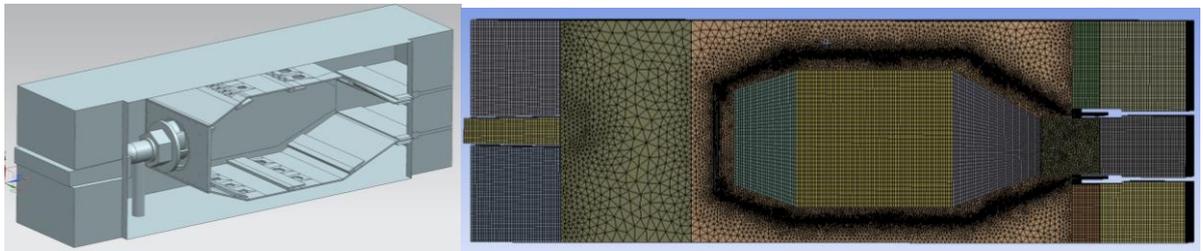
Измерение температуры – один из самых важных и в то же время сложных и трудоёмких видов измерения. По температуре рабочего тела в различных сечениях газоздушного тракта определяют термодинамическую эффективность узлов и двигателя в целом. Камера сгорания является одним из самых теплонагруженных узлов двигателя. Одной из основных характеристик, определяющих работоспособность камеры сгорания, является тепловое состояние стенок жаровой трубы (ЖТ).

Существует множество способов [1,2] по определению температуры поверхности тел, однако, в данной работе определение температуры стенок жаровой трубы проводилось с помощью нанесения на элементы ЖТ специальных химических веществ, а именно, термокрасок [3]. Термокраски – сложные вещества, которые при достижении определённой температуры резко меняют свой цвет.

Термокраска ТК-20 многопереходная предназначена для измерения температурных полей поверхности и обладает характеристиками, представленными в [3,4].

Исследование по термометрированию стенок жаровой трубы проводился в соответствии с программой и методикой проведения экспериментов на трёх режимах: $\alpha_{кс}=3$; $\alpha_{кс}=4$; $\alpha_{кс}=5$ при постоянной температуре ТВС на входе в камеру сгорания $T_k=523K$.

Расчётное определение теплового состояния стенок ЖТ происходило с помощью методов вычислительной газовой динамики (CFD) в программном комплексе ANSYS Fluent. Была построена сопряжённая геометрическая модель камера сгорания (рис. 1, а) и гибридная конечно-элементная модель (рис. 1, б). Были выбраны расчётные модели и заданы граничные условия.



а

б

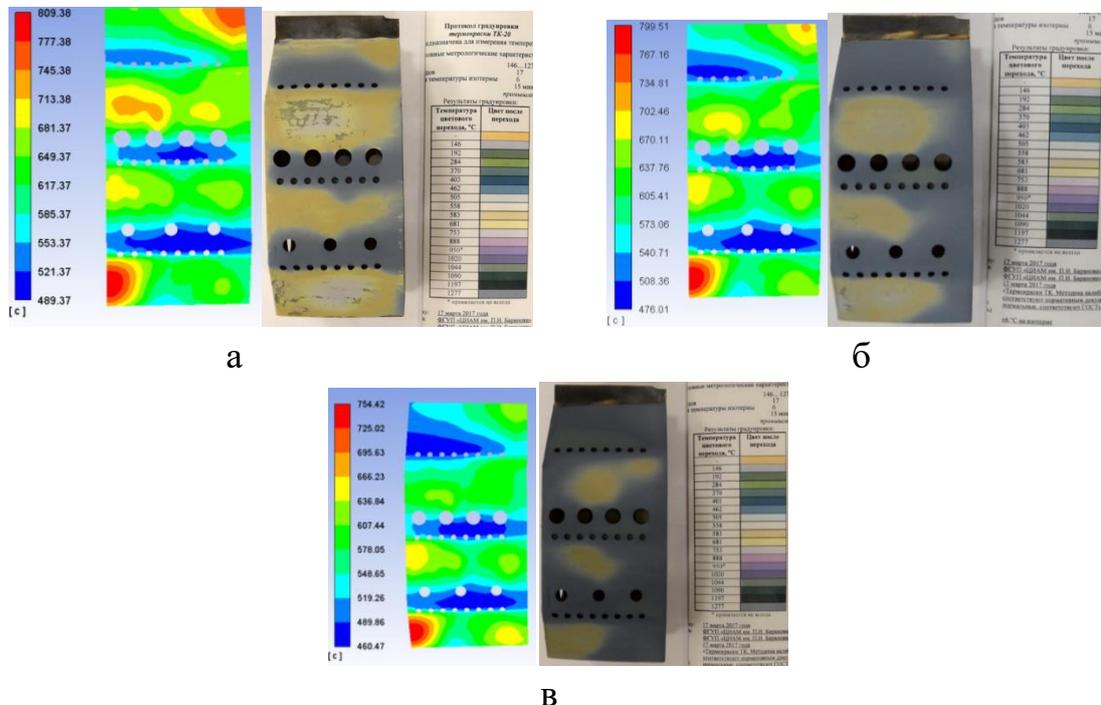
Рис. 1 – Объемная модель камеры сгорания

Расчёт проводился в постановке RANS для трёх различных $\alpha = 3, 4, 5$. Численные значения задаваемых параметров для трёх режимов представлены в таблице 1.

Табл. 1 – Параметры задания граничных условий.

Режим по α	G_T , кг/с	T_T , К	φ	V_m , м/с
3	0,000846	300	30,5°	11,3
4	0,000635		25°	8,5
5	0,000508		24°	6,8

На рисунке 2 представлено сравнение полей распределения температуры на внешней поверхности нижней и верхней стенках ЖТ, полученных расчётным и экспериментальным методом при различных значениях коэффициента избытка воздуха.



а

б

в

Рис. 2 – Поля распределения температуры на внешней поверхности верхней стенке ЖТ, полученные расчётным и экспериментальным методом при $\alpha = 3$ (а), $\alpha = 4$ (б), $\alpha = 5$ (в)

По полученным результатам можно сделать вывод, что наблюдается качественное схождение температурных полей стенок, полученных расчетным и экспериментальным методом. Однако количественно несовпадение в некоторых локальных зонах объясняется отсутствием моделирования внешней конвекции, неточное задание распыла топлива, а также отсутствие данных по значению коэффициента поглощения внешней поверхности стенок.

Список литературы

1. Безюков, О.К. Средства для контроля теплового состояния деталей остова судовых дизелей [Текст] / О.К. Безюков, А.А. Кордаков. – СПб.: Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С.О. Макарова, 2009. – Вып. 2. – С. 83-90.
2. Григорьев, В.А. Испытания авиационных двигателей [Текст] / В.А. Григорьев, С.П. Кузнецов, А.С. Гишваров, А.Н. Белоусов, С.К. Бочкарев, С.А. Ильинский, В.Т. Шепель. – М.: машиностроение, 2009. – 504 с.
3. Мирная, М. Р. Современные методы измерения физических величин, автоматизация определения температурного поля поверхности элементов газотурбинных двигателей, полученного с помощью термокрасок [Текст] / М.Р. Мирная, К.А. Иванов, А.А. Кобцева, А.С. Сорожкин. – М.: Автоматизация в промышленности, 2016. – №4. – С. 11 – 20.
4. Мирная, М. Р. Разработка и практическое применение термоиндикаторных красок в реальном эксперименте [Текст] / М.Р. Мирная, К.А. Иванов. – М.: Мир измерений. Ракетно-космическая и авиационная промышленность, 2011. – № 12. – С. 26-30

26 сентября 2019 г.

СЕКЦИЯ №2

**ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ И ТЕПЛОТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

УДК 621.453/.457

**УПРАВЛЕНИЕ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЯМИ ПРИ РОБАСТНОМ
ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ
И ОХЛАЖДЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Попков А.Н., Краснодарское высшее военное авиационное
училище летчиков имени А.К. Серова, г. Борисоглебск
Кретинин А.В. Федий Г.Л., Военный учебно-научный центр
Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия
имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж
popkov.grop@yandex.ru

Ключевые слова: ракетные двигатели, смесеобразование, охладитель

В настоящее время не прекращаются работы по формированию облика перспективного ракетного двигателя России. При этом для отечественного ракетостроения важную роль играет создание семейства кислородно-керосиновых, кислородно-водородных и кислородно-метановых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) [1–4].

Среди перспективных двигателей отечественных двигателестроительных предприятий, в которых целесообразно в дальнейшем использовать полученные результаты, можно отметить: кислородно-керосиновый двигатель повышенной тяги для модернизации РН «Союз-2», семейства РН «Ангара» и др.; однокамерный кислородно-керосиновый ЖРД для РН «Союз-2», «Ангара», «Воздушный старт»; кислородно-керосиновый маршевый двигатель для разгонных блоков средних и тяжелых РН, кислородно-керосиновый ЖРД для РБ РН «Воздушный старт»; кислородно-водородный ЖРД для РБ «Ястреб-С» РН «Онега» [2].

Неопределенности гидравлических характеристик охлаждающих каналов рубашки камеры ЖРД обуславливают изменение параметров распределения по ним охладителя. Роль случайных флуктуаций весьма значительная и подтверждается результатами экспериментальных исследований. Результаты опытной отработки и эксплуатации подтверждают, что уровень

неблагоприятной неравномерности распределения компонента по каналам рубашки и форсункам смесительной головки ЖРД может составлять более 10 %, причем главная причина формирования высокой неравномерности состоит именно в случайных отклонениях геометрии проточной части отдельных смесительных элементов, либо охлаждающих каналов. Кроме того, неравномерность может быть вызвана особенностями организации подвода к отдельным форсункам [3].

Смесительные головки должны обладать стабильными гидравлическими характеристиками, которые вытекают из требований высокой точности изготовления проточной части форсуночной головки и самих смесительных элементов. Вынужденная допускаемая погрешность геометрических координат расположения смесительных элементов составляет $\pm(0,1-0,3)$ мм. Форсунки подвергаются автономным испытаниям, после которых форсунки с погрешностью выше (1–5)% отбраковываются. Повышение класса точности изготовления форсунок для уменьшения допустимого технологического допуска на форсунку приводит к усложнению технологии изготовления и к повышению стоимости и времени изготовления набора форсунок для смесительной головки.

Технологические недоработки приводят к значительной неравномерности распределения компонента по факелу распыла форсунки в процессе испытаний. Это может вызывать резкое местное изменение отклонений соотношения компонентов от номинальных значений. Математическое моделирование и расчет систем смесеобразования и охлаждения ЖРД в настоящее время в подавляющем большинстве случаев основывается на детерминированных алгоритмах, т.е. без учета случайных влияний различных факторов и их сочетаний. Хотя в ряде работ предпринимаются попытки повышения надежности (робастности) проектных расчетов с использованием различных методов оценки случайных воздействий.

Расчетному анализу проблемы расходной неравномерности в системах смесеобразования и охлаждения посвящено ограниченное число работ. В частности, автором представленной работы осуществлено моделирование гидродинамических процессов распределения охладителя по отдельным каналам тракта охлаждения для ее абстрактной конструкции. Компьютерный эксперимент подразумевает CFD- моделирование регенеративной системы охлаждения, в частности, с использованием инструментов ANSYS Workbench.

Рассматривается геометрическая модель рубашки охлаждения, которая представляет совокупность 101 канала длиной 200 мм и площадью поперечного сечения $4,25 \text{ мм}^2$, соединенных тремя отверстиями диаметром 1,75 мм с кольцевыми входным и выходным коллекторами. Входной и выходной штуцеры могут иметь различные углы наклона относительно перпендикуляра к оси симметрии каналов охлаждения.

Проводя постобработку результатов моделирования, получены следующие обобщенные результаты:

- в каналах охлаждающего тракта напротив штуцера подвода получены максимальные расходы, при этом значение расхода в первом канале превышает средние значения по всем каналам более чем в 2 раза. Штуцер подвода оказывает влияние примерно на 10 % всех охлаждающих каналов, таким образом формируя пониженные значения расходов через оставшиеся 90% каналов;

- так как для охлаждения «хуже» низкие расходы через каналы, то, судя по результатам, схема «прямоток» предпочтительнее схемы «противоток»;

- неперпендикулярное исполнение подводящего и отводящего штуцеров обуславливают изменение расходов через каналы на 4–5 %;

- тепловой поток в охлаждающую жидкость повышает расходную неравномерность.

Совокупное влияние большого количества внешних и внутренних факторов на значения расходов охладителя в отдельных каналах и форсунках систем смесеобразования и охлаждения даже для современного уровня развития вычислительной техники не может быть исследовано с достаточной надежностью. Значит, соглашаясь с «неизбежностью» этого явления, т.е. с тем, что оно характерно, пожалуй, для всех ЖРД, и принимая, таким образом, стохастическую модель данного явления, имеет смысл попытаться определить эпистемические неопределенности, обуславливающие большую долю величины критерия неравномерности, которые возможно выявить и попытаться убрать их из генеральной совокупности неопределенностей и, значит, сгладить величину неравномерности распределения расходов компонентов топлива по каналам или форсункам ЖРД и, таким образом, повысить надежность функционирования систем смесеобразования и охлаждения ЖРД.

Список литературы

1. Кретинин А.В., Галдин Д.Н., Спицына Е.Е., Попков А.Н. Расчет неравномерности распределения компонента по охлаждающим каналам камеры жидкостного ракетного двигателя на основе моделирования в ANSYS CFX // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2018. т. 14. № 3. С. 61–65.
2. Кретинин А.В., Галдин Д.Н., Спицына Е.Е., Попков А.Н. Численное моделирование теплообмена в жидкостных каналах термоэлектрического блока охлаждения // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2018. т. 14. № 3. С. 86–93.
3. Попков А.Н., Кретинин А.В. Повышение надежности системы наружного охлаждения ЖРД с использованием принципов робастного проектирования // Научная опора Воронежской области. Воронеж. 2018. С. 165–167.

4. Кретинин А.В., Попков А.Н. Влияние неопределенностей внешних факторов на функционирование систем смесеобразования и охлаждения ЖРД // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2018. № 8 (8). С. 127–139.

УДК 621.1

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОМАССОПЕРЕНОСА В ТЕПЛООБМЕННОМ АППАРАТЕ С ПОРИСТОЙ АНИЗОТРОПНОЙ ВСТАВКОЙ ДЛЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ряжских В.И., Николенко А.В., Ерин О.Л.

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж
ryazhskih_vi@mail.ru, Nikolenko.Alexandr.93@yandex.ru

Ключевые слова: теплоноситель, рекуперативный теплообменный аппарат, пористая среда, эффективность теплообмена, ламинарное течение, анизотропия, тензор проницаемости.

В последние годы во многих отраслях техники, в том числе авиационной и ракетно-космической, важной проблемой является создание высокоэффективных теплообменных аппаратов. Одним из таких перспективных способов интенсификации теплообменных процессов является использование в теплообменных устройствах пористых материалов, в основном металлизированного или металлического состава, так как в этом случае достигается наибольшая величина тепловых потоков ввиду сравнительно больших значений коэффициентов теплопроводности металлов [1–5]. В этом случае физической основой интенсификации является высокая интенсивность теплообмена между металлическим каркасом и протекающим сквозь него теплоносителем вследствие большой величины поверхности теплопередачи и условий смешения теплоносителя в межпоровом пространстве.

Основной проблемой при применении пористых теплообменных аппаратов является отсутствие достоверного математического инструментария, описывающего теплофизические процессы. В большинстве случаев при проектировании пористых теплообменных аппаратов с пористой вставкой применяются экспериментальные методы, поэтому необходимо создание адекватной математической модели.

В работе [6] представлен новый рекуперативный теплообменный аппарат для жидкостного ракетного двигателя на основе принципа межканальной транспирации теплоносителя сквозь пористый сетчатый металл. Экспериментально показано, что эффективность теплообмена в тракте с межканальной транспирацией теплоносителя сквозь пористый сетчатый металл при межсеточной фильтрации теплоносителя выше, чем у других теплообменных трактов. Представим математическую модель, которая может быть применена при расчетах теплофизических процессов в данном теплообменном аппарате.

Пористый сетчатый материал является анизотропным материалом. Проницаемость является основным носителем анизотропности пористой среды, которая в данном случае имеет тензорную природу. Учитывая, как правило, что теплоноситель через пористую среду движется в ламинарном режиме, в основу математической модели положены уравнения Дарси-Бринкмана [7]. В стационарном виде уравнения выглядят следующим образом

$$\nabla \cdot \bar{V} = 0; \quad (1)$$

$$\left(\frac{\bar{V}}{\varepsilon} \right) \cdot \nabla \bar{V} = \frac{\varepsilon}{\rho} \left[-\nabla P + \frac{\eta}{\varepsilon} \left(\frac{\partial^2 \bar{V}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{V}}{\partial y^2} \right) \right]; \quad (2)$$

$$\bar{V} \cdot \nabla T' = \frac{1}{\rho C_p} \left(\nabla \cdot (\bar{\lambda} \nabla T') \right). \quad (3)$$

где \bar{V} – вектор скорости, P – давление жидкости, T' – температура, ε – пористость, ρ, μ, C_p – плотность, вязкость, и массовая теплоемкость теплоносителя соответственно.

Проницаемость определяется тензором

$$\bar{K} = \begin{bmatrix} K_1 \cos^2 \theta + K_2 \sin^2 \theta & (K_1 - K_2) \sin \theta \cos \theta \\ (K_1 - K_2) \sin \theta \cos \theta & K_2 \cos^2 \theta + K_1 \sin^2 \theta \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где K_1 и K_2 – проницаемости по направлениям, которые отличаются на угол θ от декартовых осей в случае формулировки задачи с 2D.

Представим вставку из пористо-сетчатого материала [6] в качестве плоского горизонтального канала, тогда декартова система координат примет следующую ориентацию: ось абсцисс перпендикулярна стенкам канала, ось ординат направлена по потоку теплоносителя, тогда система (1) – (3) примет следующий вид

$$\frac{U}{\varepsilon^2} \frac{\partial U}{\partial X} + \frac{V}{\varepsilon^2} \frac{\partial U}{\partial Y} = -\frac{\partial P}{\partial X} + \frac{Pr}{\varepsilon} \left[\frac{\partial^2 U}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial Y^2} \right] - \frac{Pr}{Da} \left[U (\cos^2 \theta + \lambda^* \sin^2 \theta) + V \left((1 - \lambda^*) \sin \theta \cos \theta \right) \right]; \quad (5)$$

$$\frac{U}{\varepsilon^2} \frac{\partial V}{\partial X} + \frac{V}{\varepsilon^2} \frac{\partial V}{\partial Y} = -\frac{\partial P}{\partial Y} + \frac{Pr}{\varepsilon} \left[\frac{\partial^2 V}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial Y^2} \right] - \frac{Pr}{Da} \left[U \left((1-\lambda^*) \sin\theta \cos\theta \right) + V \left(\lambda^* \cos^2\theta + \sin^2\theta \right) \right]; \quad (6)$$

$$U \frac{\partial T}{\partial X} + V \frac{\partial T}{\partial Y} = \frac{\partial^2 T}{\partial X^2} + \lambda^* \frac{\partial^2 T}{\partial Y^2} \quad (7)$$

Полученная модель положена в основу численного определения полей скоростей и температур теплоносителя в пористом анизотропном канале при тепловых условиях второго рода и может быть применена при моделировании теплообменных процессов в теплообменном аппарате с пористой анизотропной вставкой для жидкостного ракетного двигателя.

Список литературы

1. Ingham D.V., Pop I. Transport phenomena in porous media. V. III. New York: Elsevier, 2005. 467 p.
2. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах, 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1990. 208 с.
3. Поляков А.Ф., Стратьев В.К., Третьяков А.Ф., Шехтер Ю.Л. Теплоотдача в оболочках из пористых сетчатых материалов // Теплоэнергетика. 2009. № 3. С. 46–52.
4. Поляков А.Ф., Стратьев В.К., Третьяков А.Ф., Шехтер Ю.Л. Обобщение экспериментальных данных по теплоотдаче в проницаемых оболочках из пористых сетчатых материалов // Теплоэнергетика. 2010. № 6. С. 57–62.
5. Зейгарник Ю.А., Иванов Ф.П. Обобщение опытных данных по внутреннему теплообмену в пористых структурах // Теплофизика высоких температур. 2010. т. 48. № 3. С. 402–408.
6. Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю. Рекуперативный теплообменный аппарат с пористым металлом для жидкостного ракетного двигателя // Известия высших учебных заведений. М.: Машиностроение. 2015. № 6 (663). С. 74–81.
7. Abdelraheem M. Aly, Sameh E. Ahmed. An incompressible smoothed particle hydrodynamics method for natural/mixed convection in a non-Darcy anisotropic porous medium // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2014. V. 77. Pp. 1155–1168.

ИССЛЕДОВАНИЕ НОРМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛЕВОДОРОДОВ

Матвеев С.С., Идрисов Д.В., Матвеев С.Г., Чечет И.В.,
Семенихин А.С., Анисимов М.Ю., Лукачёв С.В.
Самарский университет, г. Самара

Ключевые слова: Ламинарная скорость пламени, адиабатическое пламя, углеводороды, химическая кинетика, спирты.

В рамках лаборатории Самарского университета были проведены расчётно-экспериментальные исследования по определению нормальной скорости распространения пламени различных углеводородных топлив. Для проводимых экспериментов была использована модельная горелка с плоским ламинарным адиабатическим пламенем. Данная установка позволяет определять скорость пламени как газообразных, так и жидких топлив и состоит из различных систем:

- подача жидкого топлива через испаритель и кориолисовый измеритель расхода;
- подача газообразного топлива через кориолисовый измеритель расхода
- подача окислителя (воздух или смесь N_2/O_2) через измеритель расхода;
- уникальной горелки для сжигания испарённых жидких и газообразных топлив (горелка Heat Flux);
- системы поддержания температуры плиты горелки и ТВС на входе в горелку.

Нормальную скорость распространения пламени определяли при атмосферном давлении и различных начальных температурах ТВС, в диапазоне от 298 К до 400 К. Исследовались такие углеводороды как декан, бензол, метилциклогексан, а также смеси бензол/декан (20/80), декан/этанол (50/50), метилциклогексан/этанол (50/50) и пара-ксилен/этанол (50/50). Результаты экспериментов сравнивались с доступными литературными данными, полученными в университете Лунда. Согласованность представленных результатов оценивали с помощью анализа температурной зависимости, которая интерпретировалась с использованием эмпирического выражения $S_L = S_{L0} (T / T_0)^\alpha$.

Нормальную скорость распространения пламени и показатель степени α сравнивали с данными полученными при моделировании двух детальных кинетических механизмов PoliMi и Jet surf 2.0. Модель Миланского политехнического университета продемонстрировала наилучшее схождение проводимых исследований.

Также было изучено влияние добавки спиртов на нормальную скорость распространения пламени для различных классов углеводородов.

Полученные, в рамках проделанной работы, экспериментальные данные имеют хорошую согласованность с данными университета Лунда и имеют расхождение не более 5%. Детальный механизм PoliMi наилучшим образом воспроизводит проведенные эксперименты.

Список литературы

1. V.A. Alekseev, J.V. Soloviova-Sokolova, S.S. Matveev, I.V. Chechet, S.G. Matveev, A.A. Konnov “Laminar burning velocities of n-decane and binary kerosene surrogate mixture” Fuel, 187 (2017), pp. 429-434
2. Alekseev, V.A., Matveev, S.S., Chechet, I.V., Matveev, S.G., Konnov, A.A. 2018 “Laminar burning velocities of methylcyclohexane + air flames at room and elevated temperatures: A comparative study” Combustion and Flame, 196, pp. 99-107.
3. J.V. Soloviova-Sokolova, V.A. Alekseev, S.S. Matveev, I.V. Chechet, S.G. Matveev, A.A. Konnov “Laminar burning velocities of benzene + air flames at room and elevated temperatures” Fuel, 175 (2016), pp. 302-309.

УДК 621.452.23

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ ПуВРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЛНОВОГО МЕХАНИЗМА ГОРЕНИЯ

Мигалин К.В., ООО НПФ «Ротор», г. Тольятти

Бирюк В.В., Цыбизов Ю.И., Самарский университет, г. Самара

Глебов Г.А., Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева - КАИ, г. Казань

Сиденко К.А. ООО НПФ «Ротор», г. Тольятти

Ключевые слова: скорость горения, волновой механизм, детонация, пульсирующий воздушно реактивный двигатель.

Состояние современной авиации характеризуется тем, что она пока неспособна перешагнуть порог трех скоростей звука. Это можно сравнить с ситуацией в поршневой авиации в конце 1930-х годов, когда винт и двигатель внутреннего сгорания исчерпали свой потенциал, и только появление реактивных двигателей позволило выйти на качественно новый уровень высот, скоростей и дальности полетов. На повестке дня – увеличение скорости горения

с реализацией более эффективного термодинамического цикла $V=\text{const}$ (цикл Гремфри).

Одно из условий увеличения скорости горения - освоение **волновых принципов** организации рабочего процесса в виде пульсирующего рабочего процесса, основу которого составляет нестационарные термоакустические воздействия волнового характера, значительно ускоряющие реакцию горения. В ближайшей перспективе рассматривается и возможность использования **«управляемой» детонации** со скоростями горения, превышающими традиционные на 2 порядка. Исследования, связанные с высокоскоростной организацией рабочего процесса горения и волновыми явлениями, позволили не только создать действующий **новый вид тепловой машины (ПуВРД)**, но и определить свою нишу использования. Пульсирующий ВРД (ПуВРД) отличается от турбореактивного (ТРД) и прямоточного двигателя (ПВРД) цикличностью работы. ПуВРД работает, создавая колебания внутри конструкции. Для достижения максимальной эффективности необходимо синхронизировать колебания всех элементов, чего можно добиться путем подбора нужной длины тракта. В отличие от ПВРД он может работать и на низких скоростях, находясь в неподвижном положении без встречного потока воздуха. Но его работа в этом режиме не способна обеспечить потребную величину тяги, необходимой для пуска. Поэтому самолеты и ракеты, оснащенные ПуВРД, нуждаются в специальном устройстве, создающем первоначальное ускорение. Основными преимуществами ПуВРД - простота конструкции, что определяет их невысокую стоимость и стало причиной их использования в качестве силовых агрегатов на военных ракетах, беспилотных самолетах, летающих мишенях, где важны не долговечность и сверхскорость, а возможность установки простого, легкого и дешевого мотора, способного развить нужную скорость и доставить объект к цели. **Ниша использования ПуВРД связана также с масштабным вырождением ТРД в классе тяг до 50 кГс.**

Прогноз дальнейшего развития авиации показывает, что в ближайшее время значительно расширяется востребованность в разработке малозатратных силовых установок для боевой беспилотной авиации в виде мини-БЛА.

В Самарском регионе коллективом ООО НПФ «Ротор» разработана действующая линейка ПуВРД с волновым механизмом организации рабочего процесса горения. Параметры действующих образцов ПуВРД:

- взлетная тяга от 40 до 70 кг.
- удельная тяга до 1500с.
- скорость полета до 200 м/с.
- высота до 3000 м.

- время полета до 1 ч.

Разработана и действует соответствующая инфраструктура технического обслуживания, включая катапульту. Весь процесс создания выполнен в инициативном порядке.

УДК 621.452.23

ВОЗМОЖНЫЕ СХЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Богомолов М.А., Минайлов А.В., Грасько Т.В.

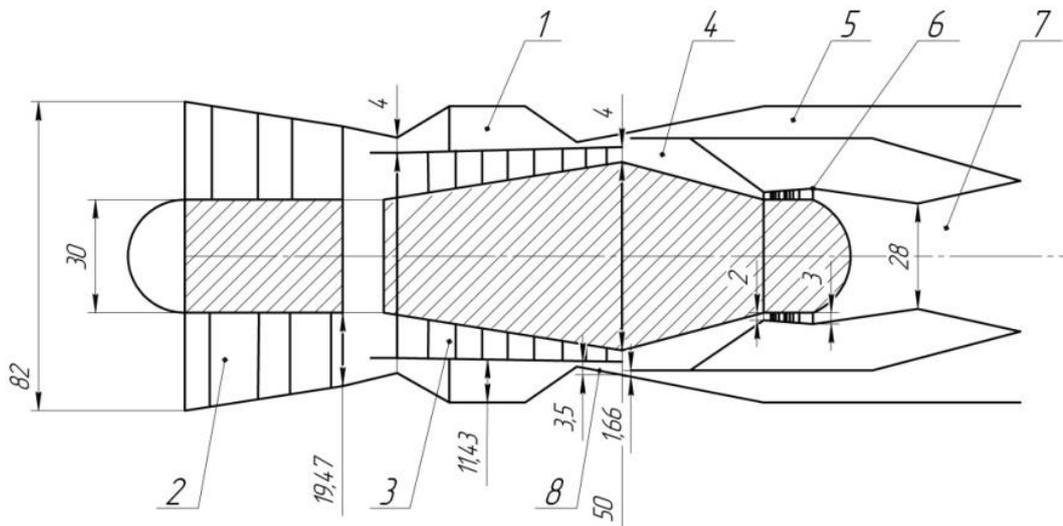
Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж

Ключевые слова: детонационное горение

В современных условиях ухудшающейся экологической обстановки, а также надвигающемся кризисе энергоресурсов, все большую актуальность приобретает вопрос экономичности авиационных силовых установок. Газотурбинные двигатели, работающие по циклу Брайтона, на данный момент практически полностью исчерпали свой потенциал, и дальнейшее развитие авиационных двигателей требует новых подходов в организации преобразования химической энергии топлива в полезную работу. Прорывным толчком к дальнейшему развитию могло бы стать детонационное горение, однако в данном направлении есть ряд проблем, требующих глубокой проработки. Использованию непрерывной (спиновой) детонации в ГТД препятствует ряд причины, среди них:

- высокая температура во фронте детонационной волны;
- значительная неравномерность полей давления и температур на выходе из камеры сгорания;
- сложность инициирования детонационной волны;
- высокие вибронагрузки.

В данной работе предлагаются к рассмотрению несколько схем реализации детонационного турбореактивного двигателя. В первом варианте предлагается внести ряд изменений в классическую схему ТРДДсм, которые показаны на рисунке 1.



- 1 - камера сгорания; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления;
 4 – камера смешения; 5 – сопло второго контура; 6 – турбина высокого и низкого давления;
 7 - сопло первого контура; 8 – диффузор за камерой сгорания

Рис. 1 – Схема турбореактивного двухконтурного детонационного двигателя

В указанной схеме решается ряд важных проблем:

- за счет введения камеры смешения перед газовой турбиной удастся снизить температуру газа до приемлемых для неохлаждаемой турбины значений – 1000-1200К.

- КВД во внутреннем контуре позволяет сравнивать статические давления на входе в камеру сгорания.

- сопло второго контура оказывается более выгодным при использовании в двигателях с малой степенью двухконтурности.

При использовании на двигателях с большой степенью двухконтурности оказывается более выгодным полное смешение в камере смешения без сопла второго контура.

Для первой схемы были просчитаны численными методами дроссельные и высотно-скоростные характеристики, представленные на рисунках 2 и 3.

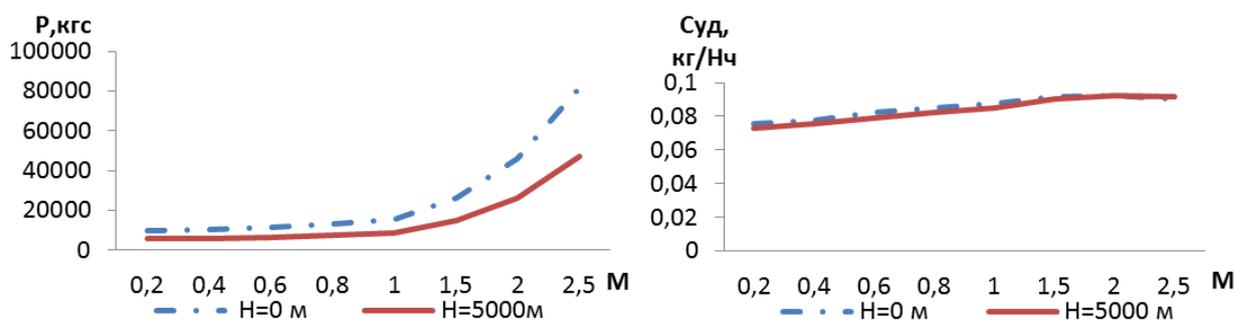


Рис. 2 – Высотно скоростные характеристики ТРДД

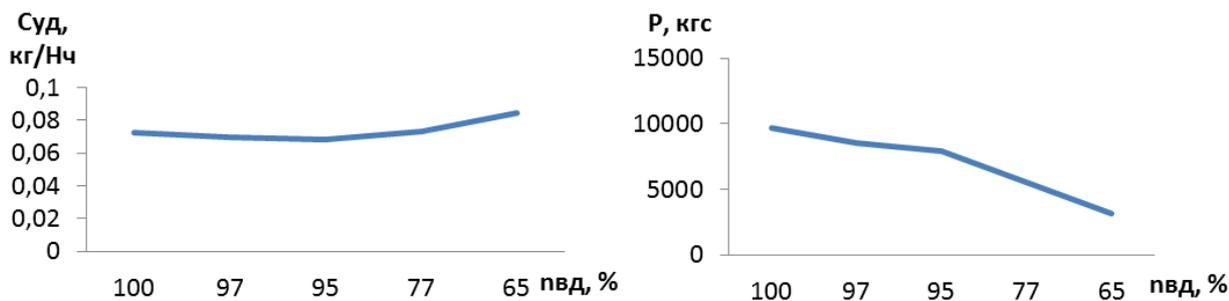


Рис. 3 – Дроссельные характеристики перспективного ТРДД

Вывод: термодинамические расчеты показывают превосходство данной схемы над существующими ТРДДФ, однако реализация на практике может быть осложнена сверхзвуковыми течениями на выходе из камеры сгорания. Данная проблема может быть решена в несколько иной схеме, предполагающей наличие расширяющегося сопла за камерой сгорания и привода компрессора низкого давления от газогенератора, расположенного во внутреннем контуре. Особенностью данной схемы является то, что при использовании в качестве вентилятора с поворотными рабочими лопатками возможна реализация перспективной турбо-прямоточной схемы двигателя.

Значительные перспективы по снижению удельного расхода топлива, массы и увеличению удельной тяги заключаются в дальнейшем развитии детонационного горения.

Список литературы

1. Нечаев Ю. Н. Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей. – М.: ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 2002.
2. Зверев И.Н., Смирнов Н.Н. Газодинамика горения. – М.: Издательство Московского университета, 1987. - 308с.
3. Зельдович Я. Б., Баренблатт Г.И., Либрович В.Б., Махвиладзе Г.М. Математическая теория горения и взрыва. М.: Наука, 1980. – 478 с.
4. Соколик А.С. Самовоспламенение, пламя и детонация в газах. М.: Издательство Академии Наук СССР, 1960. – 427с.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ НАНОЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ ПРИ ИХ ДИСПЕРГАЦИИ ЗА УДАРНОЙ ВОЛНОЙ

Кулешов П.С., Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва, Московский физико-технический
институт (ГУ), г. Долгопрудный
Савельев А.М., Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва

Ключевые слова: диспергация, кластер, наночастица, ансамбль, дисперсия

В работе проведено тестирование разработанного ранее механизма диспергации оксидированных наночастиц алюминия (nAl) [1] на экспериментальных данных по горению nAl с медианным диаметром $D_p=18$ нм и толщиной оксидного слоя $h=2.5$ нм в смеси $O_2/N_2=1/4$ за ударной волной (УВ) [2]. Оценки показали, что, при параметрах за УВ $T_5=1500$ К и $P_5=20$ атм, скорость нагрева наночастиц составляет $\sim 10^9$ К/с, что, согласно [1], приводит к их диспергации. Распределение по диаметру D первичных nAl с суммарным количеством N_0 предполагалось максвелловским.

$$dN/dD = (4N_0/\sqrt{\pi}D_p) \cdot (D/D_p)^2 \cdot \exp(-D^2/D_p^2) \quad (1)$$

При диспергации одиночной наночастицы с диаметром D образуется фракция кластеров Al_n с медианным диаметром d_p , указанным в [1].

$$d_p = (D/c)^{2/3} \cdot (2\sigma/\rho)^{1/3} \quad (2)$$

Здесь σ , ρ и c – коэффициент поверхностного натяжения, плотность и скорость звука в жидком ядре частицы. В зависимости от преобладающего фактора диспергации [1] фракция кластеров характеризуется разными видами дисперсий по размерам $\mu_{1,2,3}$:

$$\mu_1 = (\pi/2c)^2 2\sigma d_p / \rho$$

(поверхностная диспергация, ядро со свободной поверхностью) (3),

$$\mu_2 = \frac{4\sqrt{2}hd_p^{1/2}\sigma^{1/2}}{c\rho^{1/2}}$$

(поверхностная диспергация, часть ядра примыкает к оболочке) (4),

$$\mu_3 = \frac{2\sqrt{2}}{3c^3} \frac{\gamma\sigma_m h\sigma^{1/2}}{\rho^{3/2}} d_p^{1/2}$$

(объемная диспергация) (5),

где γ – коэф. Пуассона для Al, σ_m – напряжение разрушения в оболочке Al_2O_3 .

На рисунке ($t=0$) показан результат диспергации с поверхности жидкого ядра после полного отсоединения оболочки, согласно (1)-(3) – ансамбль кластеров Al_n (сумма их фракций с дисперсией \square_1).

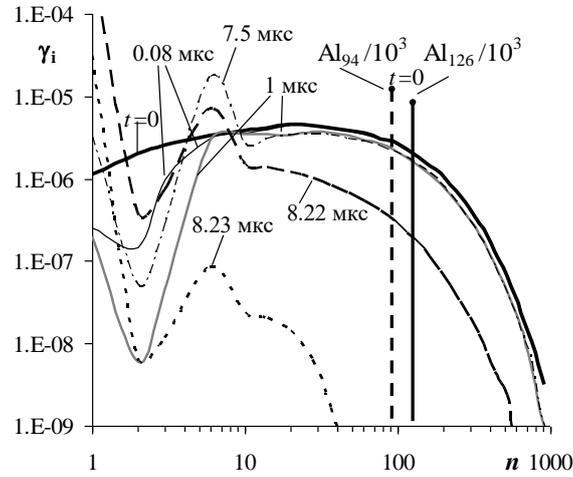


Рис.1 – Эволюция ансамбля кластеров Al_n ($Al/Al_2O_3=1/0.45$) в смеси $O_2/N_2=1/4$ за УВ при $\phi=0.28$, $T_5=1500$ К, $P_5=20$ атм, а также мольные доли монодисперсных фракций Al_{94} и Al_{126} , заменяющих начальное распределение с \square_1 .

Время воспламенения τ_{in} смеси $nAl-O_2-N_2$ рассчитывалось с использованием кинетического механизма [3], дополненного для описания испарения крупных кластеров реакциями $Al_n \leftrightarrow Al + Al_{n-1}$ с $n=250-1000$. Коэффициент избытка топлива $\phi=0.28$ оценен по максимальной температуре смеси 3300 ± 250 К, измеренной в эксперименте. Из рисунка видно, что при эволюции ансамбля кластеров Al_n с течением времени увеличивается мольная доля \square_i мелких и уменьшается доля крупных кластеров. Рассчитанное значение $\tau_{in}=8$ мкс хорошо согласуется с экспериментальным $\tau_{in}^{exp}=8-13$ мкс, определенным по кривой светимости из [2] как время от начала излучения до достижения его максимума. Замена начального ансамбля кластеров монодисперсной фракцией Al_{94} ($d_p=1.5$ нм – наиболее вероятный диаметр) приводит к уменьшению τ_{in} на 20% ($\tau_{in}^p \sim 6.5$ мкс), а фракцией Al_{126} ($d_m=1.55$ нм – среднемассовый диаметр) – к увеличению τ_{in} на 4% ($\tau_{in}^m \sim 8.3$ мкс). Для кластеров с дисперсией μ_2 отличия более существенны: $\tau_{in}=18.6$ мкс, $\tau_{in}^p=5.6$ мкс (Al_{77}), $\tau_{in}^m=17.8$ мкс (Al_{368}). Для кластеров с дисперсией μ_3 : $\tau_{in}=9.4$ мкс, $\tau_{in}^p=6.5$ мкс (Al_{94}), $\tau_{in}^m=9.5$ мкс (Al_{149}).

Расчеты с дисперсиями $\mu_{1,3}$ показали хорошее согласие с экспериментом, с дисперсией μ_2 – несколько хуже. При этом оказалось, что независимо от вида дисперсии, истинное распределение кластеров более корректно заменять

монодисперсной фракцией кластеров среднемассовых размеров, нежели фракцией кластеров наиболее вероятных размеров.

Работа выполнена при поддержке РФФИ: гранты №18-08-00476_a, 17-01-00810_a, 16-29-01098-офи_м.

Список литературы

1. Кулешов П.С. О диспергировании наночастиц алюминия // Горение и взрыв 2019 (принято в печать).
2. Allen D. et al. Heat transfer effects in nano-aluminum combustion at high temperature // Combustion and Flame 161 (2014) 295-302.
3. Kuleshov P.S., Saveliev A.M., Titova N.S., Starik A.M. Modeling study of Al nanoparticle oxidation in CO₂/H₂O environment // 9th International seminar on flame structure 9 ISFS Book of Abstracts. 2017. С. 63.

УДК 621.45

ВЛИЯНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА СКОРОСТЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ В ДВС

Шайкин А.П., Галиев И.Р.

Тольяттинский государственный университет, г. Тольятти,
sbs777@yandex.ru

Ключевые слова: камера сгорания, скорость распространения пламени, двигатель, турбулентность.

Процесс сгорания комpositного углеводородного топлива в поршневых двигателях представляет собой сложный физико-химический процесс, протекающий при изменении: давления, температуры топливовоздушной смеси (ТВС), объема камеры сгорания (КС), скорости перемещения ТВС, масштаба и интенсивности турбулентности, ширины зоны химических реакций (ЗХР), турбулентной и нормальной скоростей распространения пламени. Скорость распространения пламени характеризует воздействие турбулентности и физико-химических свойств ТВС на развитие начального очага горения при зажигании, длительность процесса сгорания в цикле и процесс догорания ТВС у стенок цилиндра. Несмотря на большое количество исследований в данной области, в настоящее время остается малоизученным влияние турбулентности на скорость распространения метановодородовоздушного пламени в ДВС.

Исследования проводились на одноцилиндровой моторной установке [1]. В качестве топлива использовался природный газ, в который добавлялся водород.

Скорость пламени в первой и второй фазе сгорания определялась с помощью ионизационных датчиков. Изменение интенсивности турбулентности в КС осуществлялось за счет увеличения частоты вращения коленчатого вала двигателя ($n_{квд}$) с 600 до 900 мин⁻¹.

Экспериментально обнаружено, что с увеличением частоты вращения КВД с 600 до 900 мин⁻¹ происходит возрастание скорости распространения пламени только во второй фазе сгорания; изменение концентрации водорода в ТВС практически не влияет на данную закономерность. Это объясняется тем, что в первой фазе сгорания пламя представляет собой небольшой очаг горения и турбулентным вихрям сложнее повлиять на форму пламени, нежели когда пламя увеличилось в размерах. Поскольку, чем меньше очаг горения, тем большей гидродинамической устойчивостью к внешним воздействиям он обладает. Особенно ярко данная тенденция проявляется при сжигании ТВС с коэффициентом избытка воздуха (α) от 0,9 до 1,1. Так, прирост скорости в первой фазе сгорания (U_1) при $\alpha=1$ составил 2%, а во второй фазе сгорания (U_2) 21%, рис. 1.

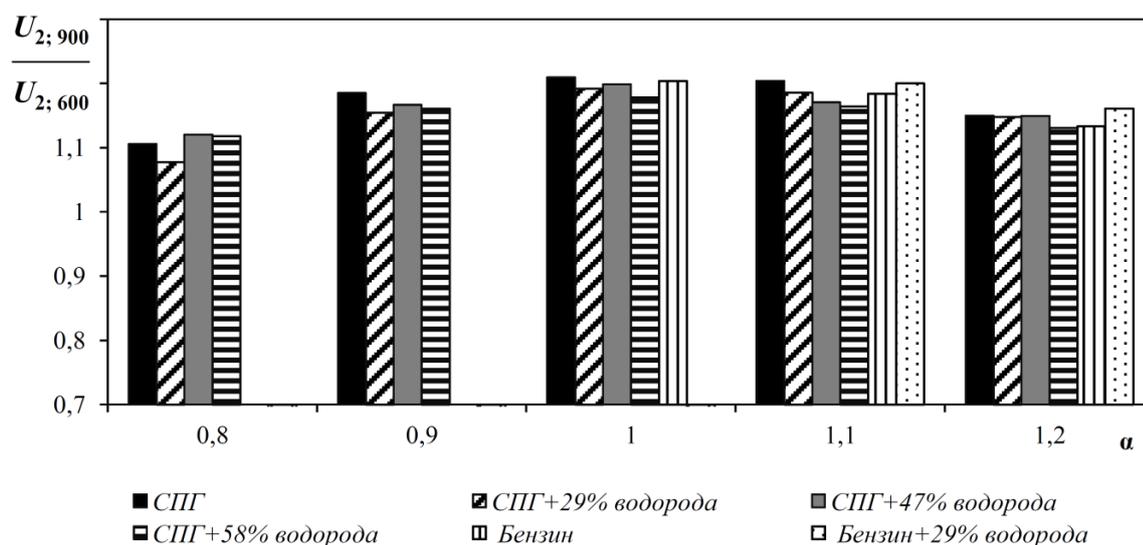


Рис. 1 – Изменение скорости распространения пламени во второй фазе сгорания при увеличении частоты вращения КВД с 600 до 900 мин⁻¹

Выявленная закономерность объясняется тем, что при коэффициентах избытка воздуха от 0,9 до 1,1 горение в ДВС описывается моделью микроламинарного пламени, т.е. число Карловица $Ka < 1$ и число Дамкелера $Da \gg 1$. Турбулентные вихри не проникают в ЗХР пламени, а только меняют ее конфигурацию, поэтому увеличение $n_{квд}$ приводит к увеличению площади поверхности фронта пламени и, как следствие, росту скорости распространения пламени. При $\alpha=1,2$ увеличение скорости в первой фазе сгорания составило 4%, а во второй фазе сгорания 12%. Т. е. с обеднением ТВС увеличение средней скорости пламени за счет прироста интенсивности турбулентности снижается. Это связано с тем, что при сжигании бедных смесей ($\alpha > 1,2$) ширина ламинарного

пламени увеличивается, турбулентные вихри проникают в ЗХР и влияют на кинетику химических реакций, т.е. $Ka > 1$ и $Da > 1$. Турбулентность потока приводит к разрыву ЗХР и снижению скорости распространения пламени. Отметим, что подобные результаты были получены при анализе данных голландских ученых [2], изучавших влияние частоты вращения КВД и угла поворота КВД на скорость распространения пламени в КС газопоршневого ДВС. А также в работе [3], в которой экспериментально показано влияние пульсационной скорости на скорость распространения пламени в разные моменты сгорания топлива в КС постоянного объема. Кроме этого обработка экспериментальных данных, полученных на бензопоршневой моторной установке [4], выявила схожее поведение скорости распространения пламени в основной фазе сгорания, при увеличении частоты вращения коленчатого вала ДВС с 600 до 900 мин⁻¹. В частности, при $\alpha = 1$ скорость пламени увеличилась на 20%, а при $\alpha = 1,2$ прирост скорости составил 14%, при этом 29% добавка водорода в ТВС не повлияла на полученные значения, рис. 1. Анализ взаимосвязи нормальной скорости пламени во второй фазе сгорания с турбулентностью (изменяемой увеличением частоты вращения коленчатого вала ДВС с 600 до 900 мин⁻¹) и добавками водорода [1] также выявил отсутствие влияния добавок водорода на изменение скорости пламени U_{900}/U_{600} . Сходимость результатов исследований с экспериментами отечественных и зарубежных ученых свидетельствует об их достоверности и возможности применения в КС разной конструкции.

Таким образом, выявлено, что влияние на скорость распространения пламени интенсивности турбулентности, определяемой частотой вращения КВД, зависит от фазы сгорания (чем больше размер очага горения, тем сильнее влияние турбулентности), коэффициента избытка топлива (при α от 0,9 до 1,1 увеличение турбулентности приводит к более заметному росту скорости пламени, нежели при $\alpha > 1,2$ и $\alpha < 0,9$) и не зависит от концентрации водорода в топливе. Результаты работы могут быть использованы при проектировании и доводке энергоэффективных и малоэмиссионных камер сгораний.

Статья публикуется при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках программы назначения стипендии Президента РФ для молодых ученых СП-3204.2018.1.

Список литературы

1. Шайкин А. П., Ивагин П.В., Галиев И.Р., Дерячев А.Д. Характеристики распространения пламени и их влияние на образование несгоревших углеводородов и оксида азота в отработавших газах при добавке водорода в топливно-воздушную смесь энергетических установок с искровым зажиганием. - СНЦ РАН: 2016. 259 с.

2. Doosje E. Limits of mixture dilution in gas engines. - Doctoral thesis: 2010. 370 p.
3. Toninel S. Implementation and Validation of the G-equation Model Coupled with Flamelet Libraries for Simulating Premixed Combustion in I.C. Engines // SAE Paper. – 2009. - № 2009-01-0709.
4. Дерячев А.Д. Эмпирическая модель оценки концентрации оксидов азота при добавке водорода в ТВС двигателей с искровым зажиганием. – Тольятти: 2015.150 с.

УДК 621.431

ОСОБЕННОСТИ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В ДВИГАТЕЛЕ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА В ЦИКЛЕ

А.И. Довгялло, Д.А. Шестакова
Самарский университет, г. Самара

Ключевые слова: Непосредственный впрыск, экологичность, экономичность, топливная форсунка

Разработан двигатель внутреннего сгорания с регенерацией тепла в цикле (ДВС-Р) [1], а также рассмотрены достоинства и недостатки непосредственного впрыска топлива, определен возможный тип смесеобразования в предлагаемом двигателе. К преимуществам непосредственного впрыска топлива в цилиндр относится:

- экологичность;
- экономичность 5-10%;
- более высокая мощность;
- топливо при непосредственном попадании в цилиндр охлаждает головку поршня;
- происходит лучшее смешение топливовоздушной смеси в цилиндрах;
- меньше детонация;
- требуется гораздо меньше топлива, смесь при определенных условиях работы мотора может обедняться до 30:1;
- процесс работы двигателя точнее контролируется при помощи компьютера.

Однако, с конструктивной точки зрения двигатель будет более сложным за счет добавления топливного насоса высокого давления в конструкцию ДВС-Р.

Кроме того, необходима высокая точность производства топливных форсунок повышенной прочности, а также своевременная их диагностика.

Благодаря непосредственному впрыску возможен переход двигателя на режим работы с использованием послойной смеси.

Работа двигателя на бедных смесях и горение смеси вблизи свечи зажигания позволяют, соответственно, экономить топливо и снижать потери тепла в стенки цилиндра в процессе сгорания, что увеличивает термический КПД двигателя.

Созданные на основе двигателя внутреннего сгорания с регенерацией тепла в цикле (ДВС-Р) приводные двигатели для промышленных электрогенераторов, перекачки нефти и газа будут более экономичны дизельных и газопоршневых бензиновых электрогенераторов (даже с учетом когенерации), а также проще и экономичнее регенеративных газотурбинных энергоустановок, и, благодаря непосредственному впрыску топлива, будут являться более экологичными.

Список литературы

1. Довгялло А.И., Кудинов В.А, Алексенцев Е.И., Карцев А.О., Шестакова Д.А. Способ работы двигателя внутреннего сгорания с регенерацией тепла в цикле и двигатель для его осуществления: патент РФ № 2641180; опубл. 16.01.2018.
2. Dovgyallo A. I., Kudinov V. A., Shestakova D. A. Working cycle analysis of the inter-*n*al combustion engine with heat regeneration. International Conference on Mechanical, System and Control Engineering, ICMSC 2017, 2017, IEEE Catalog Number: CFP17K79-ART. – ISBN: 978-1-5090-6530-1, с.36 – 39.

ПОВЫШЕНИЕ ВЫСОТНОСТИ РАБОТЫ ДВУХТАКТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗК-2000 «МОДУЛЬ-Д»

Зверков И.Д., ООО «ЗК-Мотор»

В настоящее время в России отсутствуют двигатели для лёгких воздушных судов. К ним в частности относятся самолёты авиации общего назначения взлётной массой от 1 до 5 тонн. Одна из коренных причин, это отсутствие платежеспособного спроса. Чтобы решить задачу снижения стоимости двигателя компания ЗК-Мотор разработала свою конструкцию, в которую заложена следующая концепция: 1) Двигатель строить по двухтактной схеме; 2) максимальное использование алюминиевых сплавов. Однако для дальнейшего

снижения стоимости двигателя необходимо увеличивать его объёмы выпуска. Для расширения сфер применения двигателя, было решено рассмотреть меры повышения высотности работы базовой конструкции двигателя. В работе проанализированы различные варианты применения наддува: механический, электрический, газодинамический. Выбран вариант с наибольшей весовой отдачей.

УДК 621.43

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЖАРА ПРОЛИВА БЕНЗИНА НА СЛИВОНАЛИВНОЙ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОЙ ЭСТАКАДЕ ПРИ ВЕТРОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

Ибатулин Р.К., Академия ГПС МЧС России

Тема. Представлены результаты численного моделирования пожара пролива бензина при разгерметизации котла железнодорожной цистерны на сливо-наливной эстакаде при ветровом воздействии. Целью работы являлось определение плотности лучистого теплового потока, падающего на обогреваемую сторону водопленочного защитного экрана, которым рекомендуется оборудовать пожарные вышки железнодорожных сливноналивных эстакад для защиты ствольщика от теплового излучения пожара.

Задачи, решаемые для достижения поставленной цели:

- создание геометрической модели в ANSYS Design Modeler;
- пространственная дискретизация расчетной области в ANSYS Meshing;
- выбор и обоснование физико-математических моделей, задание граничных и начальных условий, моделирование процесса в ANSYS Fluent;
- обработка и анализ результатов в ANSYS CFD-Post.

Методы. Исследование проводилось с использованием методов вычислительной гидродинамики в программном комплексе ANSYS.

Результаты. Получены значения плотности лучистого теплового потока, падающего на обогреваемую сторону водопленочного защитного экрана, установленного на пожарной вышке, и мгновенные поля температур при пожаре пролива бензина в результате разгерметизации котла железнодорожной цистерны на сливо-наливной эстакаде при ветровом воздействии.

Область применения результатов. Полученные данные могут быть использованы для обоснования плотности падающего лучистого теплового потока при проведении натурных огневых испытаний водопленочных защитных экранов с целью определения возможности их применения на пожарных вышках

К ВОПРОСУ О ПРОЕКТИРОВАНИИ ДИСТИЛЛЯЦИОННЫХ ОПРЕСНИТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК СРЕДНЕЙ И БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ

Лукачев С.В., Бирюк В.В., Анисимов М.Ю., Горшкалев А.А.,
Благин Е.В., Шиманов А.Ю.
Самарский университет, г. Самара

С 2016 по 2018 гг. АО «Металлист-Самара» совместно с Самарским университетом принимал участие в реализации 218 постановления правительства РФ от 9 апреля 2010 года. В рамках выполнения работы было произведено проектирование, изготовление и испытания дистилляционной опреснительной установки, которая предназначена для опреснения воды Черного моря.

В ходе выполнения работы были проведены многочисленные теоретические и экспериментальные исследования, по результатам которых было выпущено 35 статей в рецензируемых научных изданиях, было получено 13 патентов. В то же время в ходе работы были обнаружены некоторые проблемы, которые привели к необходимости корректировки плана-графика и сроков работы.

Конструктивно дистилляционная опреснительная установка состоит из нескольких основных блоков: блока теплообменников предварительного подогрева, блока парокompрессора, блока испарителей-конденсаторов и блока вакуумирования. При этом блоки вакуумирования и теплообменников предварительного подогрева работают в максимально энергетически изолированном режиме и практически не влияют и не подвержены влиянию со стороны других элементов. С другой стороны, блок испарителей-конденсаторов и блок парокompрессора работают в максимально тесном режиме, сильно влияя на рабочие параметры друг друга. Пар, выходящий из последней ступени испарителя-конденсатора, попадает в парокompрессор, а пар, выходящий из парокompрессора, поступает в первую ступень испарителя-конденсатора. Таким образом, согласование характеристик парокompрессора и испарителей-конденсаторов является важнейшей задачей, которой должно быть уделено значительное внимание во время проектирования.

Во время выполнения работы была применена тактика параллельного проектирования, когда вышеупомянутые блоки проектировались одновременно. Такой подход позволяет сэкономить время, но может привести к трудностям во

время согласования работы отдельных узлов. Однако, как показала практика, он же приводит к необходимости доводки блоков парокompрессора и испарителя-конденсатора, когда незначительные отклонения в рабочих параметрах данных блоков привели к рассогласованию характеристик оборудования. Проблемы также усугубил тот факт, что оба этих блока являются наиболее технологичными и металлоемкими среди всей установки, поэтому доводка и изменение конструкционных параметров данных блоков занимали значительное количество времени.

В связи с этим можно сделать вывод о том, что параллельный подход к проектированию элементов не является оптимальным при проектировании дистилляционной опреснительной установки и требует пересмотра. Очевидно, что гораздо эффективнее с точки зрения экономии временных ресурсов на этапе доводочных испытаний, является последовательная разработка блоков парокompрессора и испарителей-конденсаторов, когда второй блок разрабатывается под конкретные характеристики первого. При этом возникает вопрос: какой блок должен проектироваться первым?

Как показали исследования, скорее всего наиболее эффективным будет проектирование сначала блока парокompрессора с его последующим испытанием и получением характеристик. Во-первых, парокompрессор является более дешевым и менее металлоемким элементом. Во-вторых, блок испарителя-конденсатора является менее требовательным к точности изготовления, поэтому его доводка представляет собой более простую задачу. Кроме того, длительные испытания парокompрессора на нерасчетных режимах могут привести к его разрушению.

Кроме того, интересным решением в таком случае может являться применение серийного компрессора или других устройств повышения давления (воздуходувки и т.п.) для сжатия водяного пара. Предварительные исследования показали принципиальную возможность такого решения. В случае подобного метода необходимо сначала произвести испытания серийного компрессора для получения его характеристик на работе на водяном паре, после чего проектировать блок испарителя-конденсатора для данных характеристик. Подобный подход выгоден еще тем, что позволяет отказаться от изготовления такого сложного и технологичного устройства как парокompрессор (проектируемый компрессор работал на частотах порядка 30000 об/мин, что привело к необходимости установки мультипликатора, так как в отечественной номенклатуре отсутствовали электродвигатели необходимой мощности и частоты), и заменить его на покупное изделие, что значительно упрощает серийное производство установок.

ЭНЕРГИИ И МОЛЕКУЛЯРНЫЕ ПАРАМЕТРЫ СОЕДИНЕНИЙ, ЗАДЕЙСТВОВАННЫХ В РЕАКЦИИ $\text{CH} + 1,3\text{-БУТАДИЕН}$

Николаев А.А., Галимова Г.Р., Самарский университет, г. Самара,
nikolayev_tolya57@inbox.ru

Аязов В.Н., Самарский университет, г. Самара, Филиал ФИАН, г. Самара
Мебель А.М., Международный университет Флориды, Майами, США

Ключевые слова: горение, 1,3-бутадиен, 1,3-циклопентадиен, полициклические ароматические углеводороды

Формирование полициклических ароматических углеводородов (ПАУ) начинается с образования пяти- и шестичленных колец. Циклопентадиен является одной из основных структур, играющих важную роль в кинетике образования сажи [1]. Целью данной работы является раскрытие механизмов образования пятичленных соединений в реакции 1,3-бутадиена C_4H_6 с радикалом CH . Для всех стационарных и промежуточных состояний системы $\text{C}_4\text{H}_6 + \text{CH}$ были найдены оптимальные геометрии, частоты колебаний и получены значения потенциальных энергий продуктов реакции с использованием квантовохимических расчётов. Основные каналы реакции $\text{C}_4\text{H}_6 + \text{CH}$, полученные методами CCSD(T)-F12 // B3LYP/63111G** [2-3], продемонстрированы на рисунке 1. Все квантовохимические расчёты проводились с использованием программного пакета Гауссиан версии 9 [2].

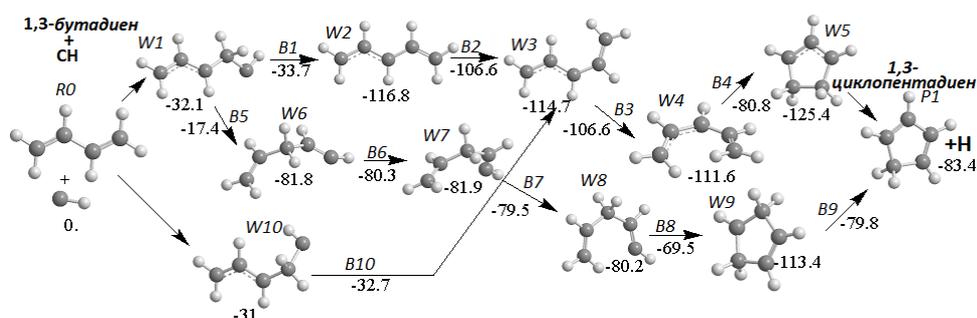


Рис.1 – Основные каналы реакции $\text{C}_4\text{H}_6 + \text{CH}$. Энергии соединений представлены в ккал/мол

На рисунке 1 все полученные энергии промежуточных и переходных состояний, а также конечного продукта были рассчитаны относительно суммарной энергии реагентов, то есть молекулы 1,3-бутадиена и радикала CH . Здесь рассмотрено два наиболее выгодных канала, один из которых проходит через промежуточное состояние $W1$, а другой – $W10$. Третий канал, идущий через $W6$, энергетически менее выгоден. Образование пятичленного кольца в первом канале начинается с перехода водорода от четвертого углерода к пятому,

если считать слева направо, при этом образуется промежуточное состояние W2, более стабильное, чем предыдущее. Далее с помощью двух поворотов, то есть изменением двугранных углов до 90^0 между плоскостями, образующимися в первом случае последними четырьмя углеродами (формирование интермедиата W3), во втором случае первыми четырьмя углеродами (формирование интермедиата W4), можно прийти к закрытию кольца W5. Последним этапом является отрыв одного из двух водородов со связью Н-С-Н с образованием 1,3-циклопентадиена. Были рассмотрены энергетически менее выгодные каналы, ведущие к продукту P1.

Таким образом, изучая различные каналы реакции 1,3-бутадиена C_4H_6 с радикалом СН, была построена поверхность потенциальных энергий. Были рассчитаны значения энергий и констант скорости реакции всех найденных промежуточных и переходных состояний, получены выходы продуктов в процентном соотношении. Анализируя каналы данной реакции, можно сделать вывод, что наиболее выгодным с точки зрения энергии является канал, идущий от интермедиата W10 к конечному продукту – циклопентадиену.

Список литературы

1. Frenklach M. Reaction Mechanism of Soot Formation in Flames // PCCP. - 2002. - № 4. - P. 2028–2037.
2. Frisch M.J., Trucks G.W., Schlegel H.B. et al. Gaussian 09, revision B.01, Gaussian, Inc.: Wallingford. CT - 2010.
MOLPRO, version 2010.1, a package of ab initio programs, Werner H.-J., Knowles P.J., Knizia G., Manby F.R., Schütz M. and others // <http://www.molpro.net>.
УДК 621.431

27 сентября 2019 г.

СЕКЦИЯ №2

**ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ И ТЕПЛОТЕХНИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

УДК 621.452

**КИНЕТИЧЕСКИЙ МЕХАНИЗМ ГОРЕНИЯ СУРРОГАТА
КЕРОСИНА**

Семенихин А.С., Идрисов Д.В., Григорьев Е.М., Матвеев С.С.,
Гураков Н.И., Зубрилин И.А., Чечет И.В., Матвеев С.Г.
Самарский университет, г. Самара, air.booklet@gmail.ru

Ключевые слова: керосин, модельное топливо, модель горения

Основное авиационное топливо – керосин, имеет сложный состав, который меняется в зависимости от марки, производителя и месторождения сырья, поэтому для моделирования его горения используют модельные топлива – суррогаты. Для прогнозирования эмиссии вредных веществ требуется создание новых детальных кинетических механизмов, способных описывать горение, как отдельных химических веществ, составляющих суррогаты, так и их смесь.

В ходе работ были разработаны два суррогата авиационного керосина составленные из четырех и шести углеводородов, которые по своим физико-химическим свойствам (плотность, вязкость, отношение С/Н и т.п.) отличаются от авиационного керосина не более чем на 3%.

Таблица 1. Состав рассматриваемых модельных топлив

Название суррогата	н-декан C ₁₀ H ₂₂	н-додекан C ₁₂ H ₂₆	изо-цетан C ₁₆ H ₃₄	метил-циклогексан C ₇ H ₁₄	бутил-циклогексан C ₁₀ H ₂₀	о-ксилол C ₈ H ₁₀	тетралин C ₁₀ H ₁₂	бензол C ₆ H ₆
SU1	30%	20%	15%	20%	-	10%	5%	-
SU2	20%	40%	-	-	25%	-	-	15%

Для моделирования горения разработанных суррогатов, на основании существующих механизмов был создан детальный кинетический механизм, состоящий из 360 химических веществ и 2653 элементарных химических реакций, включающий пути образования канцерогенных полициклических ароматических углеводородов (ПАУ) и оксидов азота. Механизм, был

верифицирован по времени задержки воспламенения, пиролизу, распределению концентраций над горелкой и ламинарной скорости распространения пламени.

Расхождение результатов расчета ламинарной скорости распространения пламени с экспериментальными данными не превышает 10% для отдельно взятых компонентов и 5% для суррогатов SU1 и SU2. Рассчитанные значения времени задержки воспламенения компонентов согласуются с экспериментальными данными в диапазоне температур свыше 1000К. Время задержки воспламенения керосина хорошо согласуется с экспериментом при давлениях свыше 30 атмосфер, для атмосферного давления расчетные значения завышены. Максимальное отклонение прогнозируемых концентраций основных продуктов горения от экспериментальных данных в случае пиролиза керосина не превышает 10%. Наибольшее отклонение для рассматриваемых над горелкой ПАУ наблюдается в случае антрацена, концентрации которого прогнозируются в 3 раза ниже экспериментальных. Результаты работы показывают, что созданный кинетический механизм может применяться для изучения предложенных суррогатов SU1 и SU2.

УДК 544.15

ИЗУЧЕНИЕ МЕХАНИЗМА РЕАКЦИИ ГОРЕНИЯ ИНДЕНИЛ И ЦИКЛОПЕНТАДИЕНИЛ РАДИКАЛОВ

Красноухов В.С., Самарский университет, г. Самара

Порфирьев Д.П. Самарский университет, г. Самара, Физический институт
имени П.Н. Лебедева РАН, г. Самара

Загидуллин М.В., Самарский университет, г. Самара, Физический
институт им П.Н. Лебедева РАН, г. Самара

Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара; Международный
университет Флориды, Майами, США

vladya11@gmail.com

*Ключевые слова: горение, ПАУ, сажа, инденил, циклопентадиенил, ab initio
расчеты*

Полициклические ароматические углеводороды (ПАУ) относятся к распространенным загрязнителям и служат в качестве предшественников в образовании сажи [1]. Формирование сажи начинается с образования простейших ПАУ, их дальнейшего роста, образования зародышей сажи и их коагуляции. В работах [2,3] представлены результаты теоретических

исследований реакции взаимодействия пятичленных углеродных колец C_5H_5 и C_5H_4 методами G3(MP2, CC)//V3LYP ведущих к образованию двухкольцевых ПАУ. Целью данной работы является раскрытие механизма образования трехкольцевых ПАУ в реакции циклопентадиенил и инденил радикалов.

При теоретическом рассмотрении механизма реакции циклопентадиенил и инденил радикалов, первым шагом является нахождение и уточнение энергий, оптимизированных структур реагентов, промежуточных и переходных состояний, а также продуктов с использованием неэмпирических квантово-механических методов теории функционала плотности V3LYP/6-311G** и V2PLYPD3/6-311G**. Колебательные частоты и энергии нулевых колебаний E(ZPE) также вычислялись аналогичными методами. Конечное уточнение энергий производилось на основе модифицированной комбинированной схемы:

$$E0[(MP2(6-311G^{**}, G3Large), CCSD)] = E[CCSD(T)/6-311G^{**}] + \\ + E[MP2/G3Large] - E[MP2/6-311G^{**}] + E(ZPE),$$

где CCSD(T) – метод связанных кластеров с базисом 6-311G**;

MP2 – метод Меллера-Плессе второго порядка с базисами 6-311G** и G3Large.

На рис. 1 представлены пути реакции взаимодействия инденил и циклопентадиенил радикалов. Отрыв водорода от C_5H_5 -кольца ведет к безбарьерному образованию изомера W1, энергия которого на 75,2 ккал/моль выше энергии начального состояния. В дальнейшем отрыв атома водорода от инденильной составляющей приведет сразу к образованию продукта

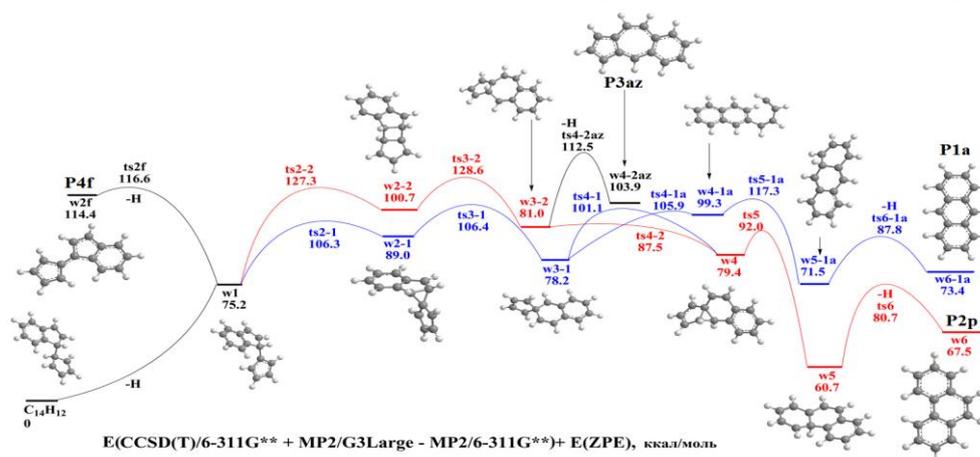


Рис. 1 — Схематическая диаграмма поверхности потенциальной энергии реакции ассоциации

$C_9H_7 + C_5H_5$. Относительные энергии соединений выражены в ккал/моль

W2f вида бензофульвален с энергией 114,4 ккал/моль. Следующий изомер W2-1 с энергией 89,0 ккал/моль характеризуется двойной связью с углеродом, создавая треугольную связь. Далее, после прохождения состояния W3-1, данный путь приводит к образованию фенантрена (W6; 67,5 ккал/моль) или антрацена (W6-1a; 73,4 ккал/моль). Изомер W2-2 с энергией 100,7 ккал/моль содержит

двойное соединение между двумя атомами углерода пятичленного кольца. Аналогично предыдущему пути развития, в пятичленном кольце также разрывается С-С связь, изомеризуясь в состояние W3-2 (81,0 ккал/моль). После отсоединения водорода происходит переход к конечному состоянию в виде W4-2az (бензоазулен) с энергией 103,9 ккал/моль. Также возможна ситуация создания углеродной связи и переход к изомеру W4 (79,4 ккал/моль), ведущая в конечном итоге к образованию фенантрена.

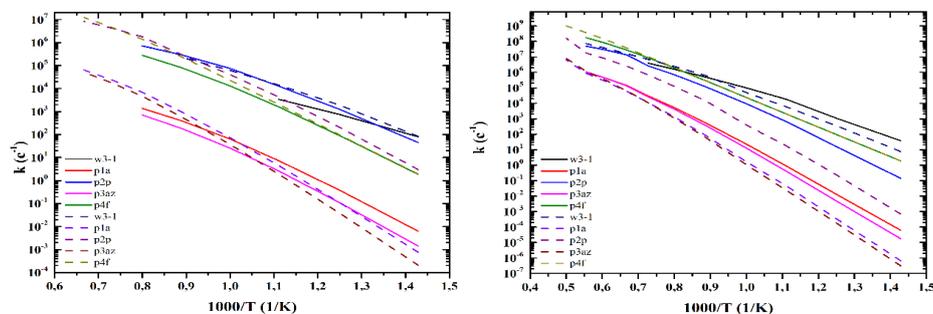


Рис. 2 — Зависимость констант скорости от температуры для переходов

из W1 в W3-1, P1a, P2p, P3az, P4f при давлениях 0,03 (-), 1(- -) атм (слева) и 10 (-), 100 (- -) атм (справа)

Опираясь на полученные уточненные полные энергии и оптимизированные геометрии были рассчитаны константы скорости реакции взаимодействия циклопентадиенил и инденил радикалов. На рис. 2 изображены значения констант скорости переходов из состояния W1 для различных давлений. На левом рисунке можно наблюдать, что константы скорости изомеризации в W3-1 и образование продукта фенантрен высоки по отношению к остальным продуктам при малых давлениях. Однако, при температурах от 900К вторым выгодным процессом становится отрыв атома водорода и энтропийный процесс образования бензофульвалена (P4f).

При более высоких давлениях на рисунке справа (давления 10 и 100 атм) видно, что образование фенантрена является энергетически предпочтительной только при температурах от 1500К, когда при меньших температурах является более актуальной для данной системы изомеризация между состояниями W1 и W3-1.

В результате данной работы были найдены оптимальные пути реакции ассоциированных радикалов C_9H_7 и C_5H_5 , найдены и уточнены энергии соединений, рассмотрена общая картина образования фенантрена, антрацена, бензоазулена и бензофульвалена. При помощи поверхности потенциальной энергии было показано, что энергетически более предпочтительным является образование фенантрена относительно антрацена. Анализ, проведенный с использованием рассчитанных в работе кинетических констант, подтвердил вывод о том, что выход фенантрена является преобладающим. Показано, что

наиболее вероятными промежуточными состояниями данной реакции являются W3-1 и W1. Выход бензофульвалена становится также существенным в условиях высоких температур.

Список литературы

1. Westmoreland, P. R., Dean, A. M., Howard, J. B., and Longwell, J. P., J. Phys. Chem., 1989, 93, pp. 8171–8180.
2. Kislov, V. V. and Mebel, A. M., J. Phys. Chem. A, 2007, 111, pp. 9532-9543.
3. Mebel, A. M., Landera, A., Kaiser, R.I., J. Phys. Chem. A, 2017, 121 (5), pp 901–926.

УДК 621.45

РАСЧЕТ СПЕКТРА ФЛУОРЕСЦЕНЦИИ МОЛЕКУЛ ОН В МЕТОДЕ LIF-ДИАГНОСТИКИ МЕТАНО-ВОЗДУШНОГО ПЛАМЕНИ КАЛИБРОВОЧНОЙ ГОРЕЛКИ

Болычев С.А., Диденко А.А., Ломова Ю.В.
Самарский университет, г. Самара

Работа посвящена исследованию пламени методом лазерно-индуцированной флуоресценции. Метод лазерно-индуцированной флуоресценции является одним из наиболее популярных лазерно-оптических методов, позволяющим проводить измерения распределения концентрации промежуточных продуктов реакции горения (ОН, NO, CO и др.) с высоким пространственным и временным разрешением, без оказания прямого влияния на исследуемый объект. Метод лазерно-индуцированной флуоресценции радикалов ОН применяется для определения распределения концентрации ОН в пламени, а также положения фронта пламени.

Экспериментальная часть работы проводилась на лазерной установке Flame Master (LaVision, Германия) с использованием калибровочной горелки McKenna. Излучение твердотельного лазера используется для накачки перестраиваемого лазера на красителях, дающего излучение после преобразователя частоты в диапазоне 260–287 нм. Далее излучение через систему призм направляется в коллимирующую оптическую систему, преобразующую лазерный луч в «лазерный нож», который проходит через ось симметрии исследуемого пламени и возбуждает радикалы ОН, присутствующие в пламени. Регистрация флуоресценции ОН осуществляется с помощью камеры с усилителем изображения.

Поскольку точность настройки лазера на красителях на определенную длину волны составляет около 30 пм, а ширина перехода двухатомных молекул порядка нескольких пикометров, то необходимо провести сканирование спектра возбуждения исследуемого компонента в определенном диапазоне длин волн с шагом 1–5 пм для выявления отдельных переходов. Было проведено сканирование спектра возбуждения ОН в диапазоне 283.4–283.7 нм с шагом 1 пм. Для правильной интерпретации полученного экспериментального спектра, необходимо провести расчет теоретического спектра возбуждения радикала ОН для заданного диапазона излучения. В рамках теоретических исследований разработана программа расчета спектра колебательно-вращательной полосы (1,0) электронного перехода $A^2\Sigma^+ \rightarrow X^2\Pi$ радикала ОН, позволяющая рассчитывать положение линий в спектре с погрешностью 0.4 см^{-1} (0.03%) и интенсивность линий – 10%. Проведено сопоставление рассчитанного и экспериментального спектров возбуждения ОН.

УДК 544.18

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РЕАКЦИИ АЦЕНАФТИЛЕНА С НАФТАЛИНОМ

Семенихин А.С., Савченкова А.С., Чечет И.В., Матвеев С.Г.

Самарский университет, г. Самара, air.booklet@gmail.ru

Мебель А.М., Florida International University, Miami, mebela@fiu.edu

Ключевые слова: квантово-химический расчет, механизм нуклеации, выбросы вредных веществ, сажа

Продукты неполного сгорания топлива содержат в своем составе аэрозольные частицы сажи, которые могут оказывать значительное влияние на климат, чистоту окружающего воздуха и здоровье человека. Ключевую роль в механизмах образования сажи, имеет нуклеация распространенных в пламени ароматических соединений из нескольких колец. Таким образом, изучение различных механизмов образования сажи и снижение уровня эмиссии частиц сажи актуальная экологическая и инженерная задача.

В данной работе современными методами квантовой химии были исследованы два механизма нуклеации с образованием ковалентной связи между

аценафтиленом и нафталином, предложенные профессорами А. Мебелем и М. Фрэнкклахом.

Все предварительные расчеты выполнены в программе Gaussian 09 методом теории функционала плотности B3LYP/6-311G(d,p). Данный метод позволяет получить с удовлетворительной точностью геометрии и колебательные частоты рассматриваемых молекул и переходных состояний. Для более точных значений энергий поверхности потенциальной энергии, проводились уточняющие расчеты *ab initio* методом G3(MP2,CC) из работ [1-2], точность которого составляет 1-2 ккал/моль. Данный метод заключается в правке CCSD(T)/6-31G(d) энергии, согласно формуле (1), где ZPE – энергия нулевых колебаний.

$$E[G3(MP2, CC) = E[CCSD(T)/6 - 31G(d)] + E[MP2/G3Large] - \quad (1) \\ - E[MP2/6 - 31G(d)] + ZPE[B3LYP/6 - 31G(d)]$$

Значения энергий уточненные методом G3(MP2,CC) выше чем полученные с использованием B3LYP на величину до 10 ккал/моль. Значения констант скоростей реакций рассчитывались в программе MESS используя теоретический подход RRKM-Master Equation. Полученные значения констант, для различных давлений представлены в виде параметров модифицированного уравнения Аррениуса, для использования в программах кинетического моделирования.

Рассмотренные B3LYP/6-311G(d,p) поверхности потенциальной энергии взаимодействия аценафтилена с нафталином и ацеантрацена с антраценом говорят о справедливости аппроксимации полученных констант для подобных реакций с большим числом ароматических колец.

Список литературы

1. Baboul A.G., Gaussian-3 theory using density functional geometries and zero-point energies / A.G. Baboul, L.A. Curtiss, P.C. Redfern, K. Raghavachari // Journal of Chemical Physics. – 1999. – V.110. – N.16. – Pp7650-7657.
2. Baboul A.G., Gaussian-3 theory using coupled cluster energies / L.A. Curtiss, K. Raghavachari, P.C. Redfern, A.G. Baboul, J.A. Pople // Chemical Physics Letters. – 1999. – V.314. – Pp.101–107.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗОВАНИЯ ХРИЗЕНИЛА ИЗ 2-ФЕНАНТРИЛА ПОСРЕДСТВОМ НАСА-МЕХАНИЗМА

Воробьев П.М., Савченкова А.С., Самарский университет, г. Самара

Мебель А.М., Florida International University, Miami

Чечет И.В., Матвеев С.Г., Самарский университет, г. Самара

2

Ключевые слова: ПАУ, 2-фенантрин, хризенил, квантово-химический расчет, НАСА механизм

Актуальность исследования образования и роста молекул полициклических ароматических углеводородов (ПАУ) в условиях горения топлив в промышленных установках и транспорте обусловлена проблемой загрязнения окружающей среды, поскольку ПАУ накапливаются в воздухе, воде и почве, и многие из них обладают мутагенной и канцерогенной активностью.

Для прогнозирования образования вредных выбросов, необходимо составить детальный кинетический механизм, включающий в себя все возможные реакции роста ПАУ. Изучать механизм роста молекул ПАУ эмпирически затруднительно в связи с многообразием и сложностью процессов, протекающих в условиях горения, трудоемкостью постановки эксперимента и финансовыми затратами. В связи с этим на передний план выходят теоретические методы исследования.

В работах [1,2] были подробно изучены механизмы образования молекул от бензола до трехкольцевых ароматических соединений по одному из приоритетных механизмов образования ПАУ «H abstraction C₂H₂ addition» (НАСА), разработанному М. Фрэнкляхом [3]. Предполагается, что рост ПАУ от трехкольцевой до четырехкольцевой структуры согласно НАСА механизму пройдет по аналогичному пути. Целью данного исследования является изучение механизма реакции получения хризенила из фенантрила-2 по НАСА механизму с помощью квантово-химических расчетов, на основе которых будут получены константы скоростей данного взаимодействия, используемые в кинетическом моделировании.

Расчет геометрий и частот исходных веществ, интермедиатов, переходных состояний и продуктов реакций проводился с помощью программного пакета Gaussian с использованием метода B3LYP и базиса 6-311G**. Уточнение энергий проводилось в программном пакете Molpro методом G3(MP2, CC). Были рассмотрены основные и второстепенные каналы реакций. Расчет констант

скоростей реакций проводился посредством программного пакета MESS методом RRKM в диапазоне температур 300-3000 К и давления 0,01 – 100 атм.

В результате проведенного исследования построены поверхности потенциальной энергии взаимодействия 2-фенантрила с ацетиленом и 2-этинилфенантрила с ацетиленом, рассчитаны константы скоростей реакций в широких диапазонах температур и давлений, показано, что наиболее вероятным продуктом согласно НАСА механизму является хризенил.

Список литературы

1. Mebel A. M., Georgievskii Y., Jasper A. W., Klippenstein S. J. Temperature- and pressure-dependent rate coefficients for the НАСА pathways from benzene to naphthalene. // Proceedings of Combustion Institute Vol.36, pp. 919-926 (2017).
2. Kislov V.V., Sadovnikov A.I., Mebel A.M. Formation mechanism of polycyclic aromatic hydrocarbonsb the second aromatic ring // J. Phys. Chem. A, Vol. 117, No. 23, pp. 4794-4816 (2013).
3. M. Frenklach , D.W. Clary , W.C. Gardiner , S.E. Stein , Proc. Comb. Inst. No.20, pp. 887–901 (1984).

УДК 621.45

РЕАКЦИЯ 1-ПРОПИНИЛА С БЕНЗОЛОМ В УСЛОВИЯХ ГОРЕНИЯ

Галимова Г.Р., Самарский университет, г. Самара, Международный университет Флориды, г. Майами

Красноухов В.С., Самарский университет, г. Самара

Аязов В.Н., Самарский университет, г. Самара, Физический институт имени П.Н. Лебедева РАН, г. Самара

Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара, Международный университет Флориды, г. Майами

Ключевые слова: 1-пропинил, бензол, горение, ПАУ (полициклические ароматические углеводороды), ППЭ (поверхность потенциальной энергии), сажа, ab initio

Одним из основных вредных веществ, образующихся при сжигании углеводородного топлива, являются частицы сажи, представляющие собой в основном агрегаты соединений углерода: графен, фуллерен, графит, и т.д.,

предшественниками которых служат полициклические ароматические углеводороды (ПАУ) [1,2]. Формирование сажи включает в себя ряд последовательных этапов [1-3]: образование ПАУ, их укрупнение и образование зародышей (крупные ПАУ с массой 500-1000 а.е.м.). Механизмы роста сажи до сих пор являются малоизученными. Цель работы поиск основных каналов реакции $C_6H_6 + C_3H_3$, ведущих к образованию продуктов.

Для исследования реакции окисления структур 1-пропина с бензольным кольцом были применены неэмпирические расчёты электронной структуры. Геометрии реагентов, продуктов, различных промежуточных и переходных состояний, участвующих в реакции $C_6H_6 + C_3H_3$ на поверхности C_9H_9 , были оптимизированы с использованием гибридного функционала плотности B3LYP/6-311G (d, p) [4,5]. Колебательные частоты вычислялись на том же уровне теории и использовались при расчетах поправок энергий нулевых колебаний (ZPE). Для различных изомеров C_9H_9 уточнение одноточечных энергий проводилось с использованием модифицированной комбинированной схемы G3(MP2,CC)//B3LYP [6,7], где энергии вычисляли как:

$$E_0[G3(MP2,CC)] = E[CCSD(T)/6-311G^{**}] + \Delta E_{MP2} + E(ZPE)$$

где $\Delta E_{MP2} = E[MP2/G3Large] - E[MP2/6-311G^{**}]$ - коррекция базисного набора, а $E(ZPE)$ - энергия нулевых колебаний. Точность значений относительных энергий, вычисленных в этих реакциях, составляет 1-2 ккал/моль. Все вычисления *ab initio* были выполнены с использованием программных пакетов GAUSSIAN 09 [8] и MOLPRO 2010 [9].

На рис.1 приведен главный канал реакции $C_6H_6 + C_3H_3$. Суммарная энергия реагентов принята за 0 ккал/моль. Результатом взаимодействия бензольного кольца и 1-пропина является формирование интермедиата i1 с энергией -49.7 ккал/моль ниже энергии реагентов. Большой интерес представлял канал реакции, ведущий к образованию продуктов p2 + H, однако из-за высокого барьера ts2 образование пятичленного кольца на краю шестичленного является маловероятным. Основным каналом реакции стало формирование продуктов p1 + H: i1→ts1→p1. Здесь образование p1 происходит через отрыв атома водорода от углерода, к которому произошло присоединение 1-пропинильной группы.

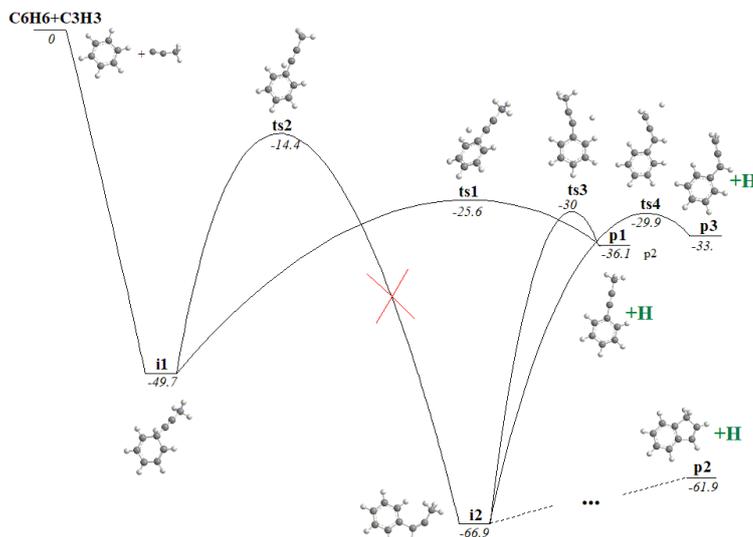


Рис.1 – Главный канал реакции $C_6H_6 + C_3H_3$. Относительная энергия реагентов, продуктов, переходных и промежуточных состояний выделена курсивом (ккал/моль)

Список литературы

1. Frenklach M. Reaction Mechanism of Soot Formation in Flames // PCCP. — 2002. — № 4. - P. 2028-2037.
2. Richter H., Howard J. B. Formation of polycyclic aromatic hydrocarbons and their growth to soot – a review of chemical reaction pathways // Progress in Energy and Combustion Science. – 2000. – V.4, № 26. – P. 565-608.
3. Haynes B. S., Wagner, H. G. Soot Formation. // Prog. Energy Combust. Sci. 7. – 1981. – P. 229.
4. Becke A.D. Density-functional thermochemistry. III. The role of exact exchange/ J. Chem. Phys. – 1993 – V. 98 – P. 5648-5652.
5. Lee C. Development of the Colle-Salvetti correlation-energy formula into a functional of the electron density/ C. Lee, W. Yang, R.G. Parr// Phys. Rev. B – 1988 – V. 37 – P. 785-789.
6. Baboul A.G., Curtiss L.A., Redfern P.C., Raghavachari K. Gaussian-3 theory using density functional geometries and zeropoint energies // J. Chem. Phys. – 1999 – V.110 – P.7650-7657.
7. Curtiss L.A., Raghavachari K., Redfern P.C., Baboul A.G., Pople J.A. Gaussian-3 theory using coupled cluster energies// Chem. Phys. Lett. – 1999 – V. 314 – P. 101-107.
8. Frisch M.J., Trucks G.W., Schlegel H.B. et al. Gaussian 09, revision B.01, Gaussian, Inc.: Wallingford. CT – 2010.
9. MOLPRO, version 2010.1, a package of ab initio programs, Werner H.-J., Knowles P.J., Knizia G., Manby F.R., Schütz M. and others // <http://www.molpro.net>.

ДИАГРАММА ПОВЕРХНОСТИ ПОТЕНЦИАЛЬНЫХ ЭНЕРГИЙ РЕАКЦИИ РАДИКАЛОВ БЕНЗИЛА И ПРОПАРГИЛА

Пивоваров П.С., Самарский университет, г. Самара
Порфирьев Д.П., Аязов В.Н., Самарский университет, г. Самара,
Физический институт им П.Н. Лебедева РАН, г. Самара
Мебель А.М., Самарский университет, г. Самара, Международный
университет Флориды, г. Майами
zond2010@mail.ru

Ключевые слова: пропаргил, бензил, горение, ПАУ (полициклические ароматические углеводороды), диаграмма потенциальной энергии, сажка, ab initio

В данной работе исследуется реакция $C_3H_3 + C_7H_7$, которая является потенциальным шагом к формированию второго бензольного кольца, то есть образованию нафталина, и дальнейшему росту ароматических полициклических углеводородов (ПАУ). Предыдущие исследования [1-5] кинетической модели на углеводородном пламени и пиролизе толуола показали значительный вклад данной реакции в формирование нафталина. Наиболее наглядным примером является недавнее моделирование пиролиза толуола при низком давлении [6], где данная реакция отмечалась основным источником формирования нафталина. Целью работы является построение диаграммы поверхности потенциальных энергий реакции радикалов бензила и пропаргила.

Для построения данной диаграммы необходимо было найти и оптимизировать геометрии реагентов, продуктов, промежуточных и переходных состояний, а также рассчитать их энергии. Для расчётов геометрий и энергий применялся гибридный функционал плотности B3LYP/6-311G** (или UB3LYP/6-311G** для дирадикалов); на этом же уровне теории вычислялись колебательные частоты, используемые для нахождения поправок к энергиям нулевых колебаний (ZPE). Все расчёты проводились в программном пакете GAUSSIAN 09 [7].

На рисунке 1 представлен фрагмент из общей схемы потенциальной поверхности для реакции $C_3H_3 + C_7H_7$. Наглядно показаны энергии стационарных и переходных состояний, а также их трёхмерные геометрии. Все значения энергий приведены в ккал/моль, и нормированы относительно суммы энергий реагентов, принятой за нулевой уровень и отмеченной пунктирной линией. На данном рисунке видно, что после присоединения пропаргила, тут же может

сформироваться второе бензольное кольцо, причём вариант с образованием нафталина наиболее вероятен в данной ситуации. Помимо этого, присоединившаяся структура из трёх углеродов может целиком перемещаться по всему бензольному кольцу (состояния w4, w4_2 и w5), однако эти переходы связаны с довольно высокими барьерами и потому маловероятны.

Возможно формирование пятичленного кольца с группой CH_2 в центре или сбоку. Различными изомеризациями данных состояний является большая часть рассчитанных интермедиантов и барьеров, а также наблюдаются соответствующие продукты.

Таким образом в данной работе был произведён расчёт энергий и геометрических конфигураций стационарных и переходных состояний, а также продуктов, соответствующих реакции $\text{C}_3\text{H}_3 + \text{C}_7\text{H}_7$. Построена диаграмма поверхности потенциальной энергии и качественно определены наиболее вероятные пути протекания реакции. По сравнению с предыдущими расчётами использована значительно более новая версия программного обеспечения, которая предполагает более точные результаты вычислений.

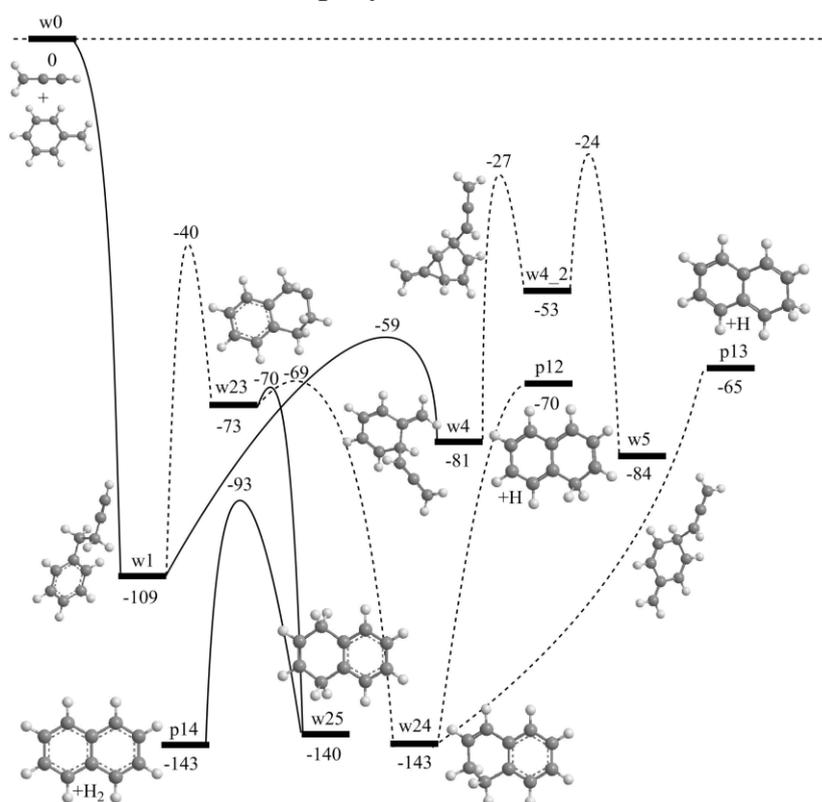


Рис.1 – Один из каналов реакции $\text{C}_3\text{H}_3 + \text{C}_7\text{H}_7$, ведущий к образованию нафталина (p14)

Список литературы

1. Marinov, N. M.; Pitz, W. J.; Westbrook, C. K.; Lutz, A. E.; Vincitore, A. M.; Senkan, S. M. // Chemical kinetic modeling of a methane opposed-flow diffusion flame and comparison to experiments / Proc Combust Inst -1998, 26, 605–613.

2. Kamphus, M.; Braun-Unkhoff, M.; Kohse-Hoeinghaus, K. // Formation of small PAHs in laminar premixed low-pressure propene and cyclopentene flames: Experiment and modeling / *Combust Flame* -2008, 152, 28–59.
3. Detilleux, V.; Vandooren, J. // Experimental and Kinetic Modeling Evidences of a C7H6 Pathway in a Rich Toluene Flame / *J. Phys. Chem.* -2009, 113, 10913–10922.
4. Slavinskaya, N. A.; Frank, P. // A modelling study of aromatic soot precursors formation in laminar methane and ethene flames / *Combust Flame* -2009, 156, 1705–1722.
5. Blanquart, G.; Pepiot-Desjardins, P.; Pitsch, H. // Chemical mechanism for high temperature combustion of engine relevant fuels with emphasis on soot precursors / *Combust Flame* -2009, 156, 588–607.
6. Zhang, L.; Cai, J.; Zhang, T.; Qi, F. // Kinetic modeling study of toluene pyrolysis at low pressure / *Combust Flame* -2010, 157, 1686–1697.
7. Frisch M.J., Trucks G.W., Schlegel H.B. et al. Gaussian 09, revision B.01, Gaussian, Inc.: Wallingford. CT – 2010.

УДК 621.452

ПРИМЕНЕНИЕ СУРРОГАТОВ КЕРОСИНА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ

Зубрилин И.А., Матвеев С.С., Идрисов Д.В., Моралес М.Э., Матвеев С.Г.
Самарский университет, г. Самара

Адекватность результатов моделирования процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей зависит от качества используемых исходных данных и граничных условий. Одним из определяющих параметров математической модели является модель топлива или, другими словами, суррогат топлива. Под суррогатом топлива понимается модельное топливо известного состава, отражающее все или некоторые характеристики реального топлива. Так, например, природный газ на 85-95% состоит из метана, поэтому при моделировании горения природного газа целесообразно использовать чистый метан в качестве суррогата. Авиационный керосин состоит из сотен различных компонентов, которые нельзя заменить одним без потери точности представления физико-химических свойств керосина при моделировании. Этот факт существенно осложняет процесс моделирования горения авиационного керосина, для которого необходимо знать точное процентное содержание каждого углеводорода в исходной смеси. К тому же большое количество исходных компонентов топлива приводит к увеличению трудоёмкости процесса

моделирования. В свою очередь, в подавляющем большинстве работ, посвященных моделированию процессов горения авиационного керосина, используется однокомпонентное топливо. Таким образом, для моделирования суррогат керосина актуальным является разработка его суррогата, количество компонентов в котором не превышает десятка.

При разработке суррогата керосина необходимо учесть основные процессы в камере сгорания: течение в топливных каналах и форсунке, образование и движение капель распыленного топлива, нагрев и испарение капель топлива, горение испаренного топлива. На первом этапе необходимо определить базовые физические свойства исходного топлива (такие как плотность, вязкость, молекулярный вес и др.), отдельных его компонентов и компонентов суррогатного топлива. Далее полученное суррогатное топливо необходимо проверить на соответствие характеристик распыла, испарения (время испарения капли, закон испарения различных компонентов) и горения (нормальная скорость распространения пламени, время задержки воспламенения, пиролиз компонентов и др.) с аналогичными характеристиками исходного топлива.

В работе приведены результаты обзора существующих суррогатов авиационного керосина, рассчитаны их базовые характеристики исходя из компонентного состава (молекулярный вес, плотность, Н/С и другие) и проведено сравнение с характеристиками исходного топлива. Получено, что существующие суррогаты не удовлетворяют требованию на соответствие всем базовым физическим характеристикам исходного топлива. Расхождение хотя бы по одной характеристике составляет более 5%. Поэтому в работе были предложены два суррогата состоящие из 4 и 6 компонентов. Предложенные суррогаты отличаются от авиационного керосина по физическим свойствам не более чем на 4%. Для созданных суррогатов, расчётно-экспериментальным методом были определены скорости распространения ламинарного пламени в диапазоне давлений и температур, соответствующих режимам работы газотурбинных двигателей. Для моделирования горения этих суррогатов был создан детальный кинетический механизм SECFDR 8.0, состоящий из 597 компонентов и 11897 реакций. Неизвестные скорости химических реакций определялись в результате квантово-механических расчётов столкновения молекул.

Сформированные в процессе исследования суррогаты, детальный кинетический механизм, а также зависимость нормальной скорости распространения пламени от давления и температуры использовались при моделировании процесса горения в камерах сгорания ГТД, работающих на жидком топливе.

В работе представлены суррогатные топлива, использующиеся при моделировании процессов горения авиационного керосина и позволяющие снизить время моделирования, а также повысить достоверность результатов моделирования экологических характеристик газотурбинных двигателей.

ПРОГНОЗ И ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФОРСАЖНОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЕТОВ НА ЗАГРЯЗНЕНИЕ ПОЧВ

Лазарев И.С., Кочетова Ж.Ю., Базарский О.В.

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, lazarev-ilya@list.ru

Ключевые слова: воздушные суда, аэродром, двигатель, эмиссия загрязняющих веществ, загрязнение почв, математическое моделирование

Для прогнозирования загрязнения почв приаэродромной территории в г. Энгельс применена математическая модель конденсации и эмиссии капель керосина в атмосфере при работе двигателей воздушных судов в форсажном режиме, представленная ранее [1]. Расчетная программа на базе математической системы Mathcad позволяет в автоматическом режиме прогнозировать загрязнение почв военных аэродромов с учетом особенностей их эксплуатации: времени работы аэродрома, числа самолетовылетов, типа эксплуатируемых воздушных судов. В соответствии с расчетными и экспериментальными данными установлено, что основная масса керосина оседает в почвы на расстоянии от взлетно-посадочной полосы (ВПП) до 300 м, а повышенное содержание несгоревшего топлива фиксируется на расстоянии более 2 км. Верификация математической модели загрязнения почв керосином с экспериментальными данными показала хорошую сходимость (~80 %). Наибольшее расхождение значений получено вблизи ВПП, что объясняется смывами с аэродромного покрытия, неучтенными в модели. С помощью программы Surfen строили карты загрязнения почвы территорий аэродрома «Энгельс-2» и прилегающих к нему селитебной и рекреационной зон, представленные на рис. 1.

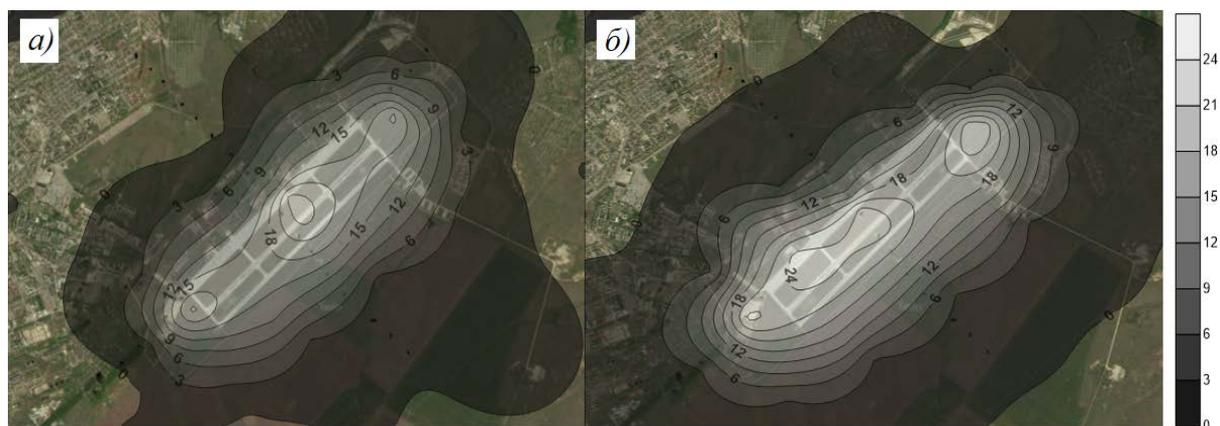


Рис. 1. Измеренное (а) и рассчитанное (б) значение ПДК керосина в грунте на территории аэродрома «Энгельс-2»

На расстоянии 800 м от ВПП исследуемого аэродрома расположен дачный поселок. Подобное расположение рекреационной и селитебных зон характерно для большинства военных аэродромов, что вызвано естественным и неизбежным ростом урбанизации, слиянию населенных пунктов с авиационными комплексами. Полученные результаты прогнозного и полевого испытания загрязнения почв объектов авиационной деятельности должны быть учтены при проектировании градостроительства; при оконтуривании санитарно-защитных зон авиационных комплексов, масштабы которых рекомендуется уточнять ежегодно в зависимости от интенсивности деятельности аэродромов.

Список литературы

1. Базарский О.В., Кочетова Ж.Ю. Модель испарения капель керосина в атмосфере и загрязнение грунтов приаэродромной территории // Вестник МГТУ. 2019. № 1. С. 64–71.