

Учёному секретарю диссертационного
совета Д212.125.08 при Московском
авиационном институте
(национальном исследовательском
университете)
д.т.н., профессору
Ю.В. Зуеву

125993, Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское шоссе, д. 4

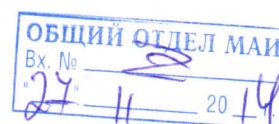
ОТЗЫВ

официального оппонента к.т.н. Льва Григорьевича Александрова, проживающего по адресу: 141400, г. Химки, Московской области, проспект Мира, д. 8, кв.12, тел. 8(495)5722983, работающего во ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина в должности начальника сектора отдела «Двигательные установки»

на диссертационную работу Д.Ю. Богачёвой «Моделирование внутреннего (завесного) охлаждения ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива», представленную на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05: тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов

Диссертационная работа Богачёвой Дарьи Юрьевны посвящена численному моделированию внутреннего (завесного) охлаждения ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива с использованием экспериментальных результатов испытаний ракетного двигателя малой тяги. Работа направлена на повышение эффективности разработки новых ракетных двигателей путём создания программно-методических расчётных средств, снижающих затраты на экспериментальную отработку двигателей, что и определяет актуальность работы.

Диссертация состоит из четырёх глав, введения и заключения.



В первой главе проведён аналитический обзор научно-технических работ по исследованию завесного охлаждения в ракетных двигателях. Во-первых, рассмотрено влияние конструктивных, газодинамических, термодинамических и химических параметров завесного охлаждения на устойчивость завес вдоль внутренней поверхности камеры сгорания. Во-вторых, рассмотрен ряд существующих инженерных методик расчёта одного из важнейших параметров завесного охлаждения - соотношения компонентов в пристеночном слое вдоль огневой стенки камеры сгорания.

По результатам проведённого анализа научно-технических источников сформулирована обладающая научной новизной задача диссертационной работы: создание проектной методики расчёта рабочего процесса в ракетном двигателе малой тяги с завесным охлаждением на основе использования пакета прикладных программ «ANSYS CFX», скорректированного по результатам огневых испытаний ракетного двигателя на газообразных компонентах топлива.

Во второй главе, во-первых, представлен объект испытаний – ракетный двигатель малой тяги (200 Н в пустоте) - с особенностями организации процессов подвода компонентов топлива и завесного охлаждения.

Во-вторых, дан обзор математического аппарата, которым обладает принятый к использованию программный продукт «ANSYS CFX»:

- система уравнений движения нестационарной гидродинамики Навье-Стокса в векторной форме;
- уравнения сохранения массы и энергии потока;
- уравнение диффузии для смеси газов;
- уравнение состояния;
- уравнения переноса компонент потока;
- уравнения модели протекания химических реакций (горения).

В-третьих, на примере расчёта давления в камере сгорания двигателя со схемой подачи компонентов топлива «газ-газ» с использованием

секторной расчётной области рассмотрено влияние типа расчётной сетки (структурированная, неструктурированная) при численном моделировании на точность получаемых результатов, сходимость расчётов и время вычислений. Здесь же определено требование к выбору величины безразмерного расстояния первого расчётного узла от стенки камеры сгорания y^+ , влияющей на точность определения теплового состояния двигателя.

В-четвёртых, в качестве модели турбулентного переноса обоснован выбор модели Ментера, позволяющей производить расчёты в разнообразных сочетаниях типов течений газа, характерных для камер сгорания с внутренней газовой завесой. В качестве моделей горения при расчётах предложено использование двух моделей:

- кинетического горения
- диффузионного горения.

В третьей главе, в первой её части, приведены результаты расчётов с помощью пакета прикладных программ «ANSYS CFX» на секторной расчётной области давления в камере сгорания, тяги двигателя, удельного импульса тяги и температуры стенки камеры сгорания для различных величин суммарного расхода топлива, относительного расхода на завесу, коэффициента избытка окислителя в ядре потока и молекулярного состава газов, образующих завесу (кислород, метан). При этом использовалась модель турбулентности Ментера и диффузионная модель горения. Сравнение результатов расчёта с данными экспериментальных испытаний показывает их расхождение не более чем на 2%. По условию достижения максимального значения удельного импульса тяги при ограничении температуры стенки камеры сгорания значением в 1400К сделан вывод о том, что лучшим охлаждающим веществом является газ метан.

Во второй части главы приведены результаты расчётов для полноразмерной расчётной модели камеры сгорания с использованием двух моделей горения. Сравнение результатов расчета с экспериментальными

данными показывает хорошую сходимость. Расхождение результатов расчёта давления в камере сгорания с экспериментом при использовании двух моделей горения – кинетической и диффузионной – не превышает 2,5% и 3,5% соответственно. При этом рекомендуется при применении секторной расчётной области использовать значение коэффициента диффузии в модели диффузионного горения на порядок больше, чем при расчёте с полномасштабной моделью. Объясняется это тем, что секторная расчётная модель из-за её дискретности не учитывает интенсивность турбулентного перемешивания, характерную для расчёта в рамках полноразмерной модели, и требует корректировки за счёт повышения значения коэффициента диффузии в модели горения.

В четвёртой главе дано описание огневого стенда, на котором проводились испытания двигателей малой тяги с камерами сгорания из нержавеющей стали и композитного материала «углерод-углерод», что позволило проводить испытания как на неустановившихся, так и на установившихся тепловых режимах камер сгорания. Варьировался молекулярный состав охладителя – кислород, метан или воздух, подаваемого во внутреннюю завесу камеры сгорания. Результаты расчётов по предложенной числовой модели при сравнении с результатами испытаний показали хорошую сходимость:

- по давлениям в камере сгорания расхождение результатов не превысило 6,3%;

- по температурам стенок камеры сгорания расхождение результатов составило не более 12,4 %.

По огневые испытания получены следующие результаты и даны рекомендации:

- для обеспечения значений температуры стенок камеры сгорания, не превышающих 1400К, необходимо, чтобы расход воздуха на завесу составлял не менее 50% от суммарного расхода компонентов топлива;

- подтверждена зависимость коэффициента расходного комплекса φ_B от суммарного коэффициента избытка окислителя в камере сгорания, что подтверждает правильность выбора значений, полученных из эксперимента коэффициентов интенсивности турбулентности и диффузии.

В конце главы для сравнения приводятся результаты расчётов коэффициента соотношения компонентов вблизи стенки камеры по верифицированной на основании проведённых экспериментальных исследований численной модели и по инженерной методике, использующей работы В.М. Иевлева. Показано, что одномерность и отсутствие учёта интенсивного турбулентного перемешивания завесы с ядром потока в постановке задачи инженерной методике приводят к значительным расхождениям с полученными в диссертационной работе результатами.

Диссертация Д.Ю. Богачёвой является научно-квалификационной работой, т.к. основывается:

- на обширной по глубине и охвату экспериментально-теоретической базе исследований, проведённых в области исследуемого вопроса;

- на научном подходе к организации и планированию собственных экспериментальных исследований, что отражено в двух авторских свидетельствах по теме диссертации;

- на аналитическом методе формирования выдвигаемых в работе научно-технических рекомендаций, сформулированных логично и корректно. Разработанная методика численного моделирования процессов в камере сгорания двигателя с завесным охлаждением, работающего на газообразных компонентах, имеет большое значение для отрасли при решении задач эффективного проектирования ракетных двигателей.

В диссертации логично изложено решение вопроса от его постановки до выводов и рекомендаций. Научная новизна работы заключена:

- в разработке уточнённой математической модели турбулентного перемешивания внутренней завесы камеры сгорания с продуктами сгорания ядра потока;

- в рекомендациях по проведению численного моделирования с помощью программного продукта «ANSYS CFX» процессов в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги, работающего на газообразных компонентах и имеющего внутреннее (завесное) охлаждение.

Достоверность работы основана на использовании широко известного и используемого научно-методического аппарата, на принятии логически обоснованных и корректных допущений, а также на использовании достоверных экспериментальных данных.

Практическая ценность диссертации заключается в создании методики численного моделирования процессов в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах с внутренним (завесным) охлаждением в камере сгорания, которая сокращает процесс выбора параметров ракетного двигателя при проектировании и снижает трудозатраты при его последующей экспериментальной отработке, а также в рекомендациях о степени влияния конструктивных параметров двигателя и завесы на устойчивость внутреннего охлаждения.

По диссертационной работе отмечено несколько недостатков:

1. В рекомендациях по выбору значений безразмерного расстояния от стенки первого расчётного узла y^+ , коэффициентов интенсивности турбулентности (I) и диффузии (D) не показано влияние конструктивных характеристик головки смешения камеры сгорания (щель, форсунка, характер расположения элементов подвода на головке и т. д.) на выбираемые при расчёте значения y^+ , I, D.
2. Не сформулированы рекомендации по выбору значения относительного расхода на завесу охлаждения для двигателей с кислородной или метановой завесами.
3. Представленные на рис. 42-44 и рис.46-48 зависимости теоретически не должны идти от нулевого значения коэффициента избытка окислителя в ядре потока.
4. В подрисуночных текстах рис. 42,44,45,48 и 49 имеется опечатка.

5. На стр. 56, разд.2.3 использованы не вполне понятные термины: «низкорейнольдсовская» и «высокорейнольдсовская» сеточные модели.

Результаты исследований опубликованы в 10 печатных работах, 5 из которых опубликованы в журналах и изданиях из Перечня ВАК Министерства образования и науки РФ.

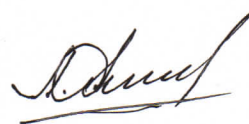
Автореферат соответствует диссертации, однако подрисуночные надписи рис. 8-11 содержат опечатку, аналогичную отмеченным опечаткам в подрисуночных надписях диссертации.

Сделанные замечания не препятствуют положительной оценке диссертации. На основании вышеизложенного считаю, что диссертационная работа Д.Ю. Богачёвой «Моделирование внутреннего (завесного) охлаждения ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива» удовлетворяет критериям, изложенным в п.п. 9-14 «Положения о присуждении учёных степеней» ВАК.

Автор диссертации, Дарья Юрьевна Богачёва, заслуживает присуждения ей учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 - тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Официальный оппонент,
начальник сектора отдела
«Двигательные установки»

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», к.т.н.



Л.Г. Александров

Подпись официального оппонента Л.Г. Александрова удостоверяю:

Учёный секретарь
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
д.т.н., профессор




В.В. Ефанов

«27» ноября 2014 г.