

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ РАСПЫЛА И ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА И ЖИДКОГО КИСЛОРОДА В КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2024

- М. Н. Сеньчев** аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
senchevnm@mail.ru
- И. А. Зубрилин** старший научный сотрудник, кандидат технических наук, доцент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zubrilin.ia@ssau.ru
- А. А. Юртаев** студент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
don.yurtaev2016@yadnex.ru
- М. А. Бенедюк** студент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
benedyuk00@bk.ru
- Ю. В. Комисар** аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
komisar.yuv@ssau.ru

Приведены методика и результаты моделирования внутренних процессов распыла и горения в дозвуковой части камеры жидкостного ракетного двигателя для номинального режима работы в трёхмерной постановке в программе «ANSYS Fluent». Использовался редуцированный механизм химических реакций z77 для моделирования процесса горения. Процесс распыла жидких компонентов топлива (керосин Т-1 и кислород) центробежными однокомпонентными форсунками моделировался с использованием модели дискретных фаз. Полученные результаты (давление, температура и скорость) сравнивались с данными стендовых испытаний и проектным термогазодинамическим расчётом с учётом влияния смесеобразования по методике Ивлева, в результате чего расхождение данных по основным характеристикам не превысило 8%. Следовательно, методика, использованная в данной работе, может быть применена для моделирования процессов распыла и горения жидких компонентов топлива (керосина Т-1 и кислорода) в жидкостном ракетном двигателе.

ЖРД; горение; форсунка; распыл; керосин; кислород; продукты сгорания; механизм горения

Цитирование: Сеньчев М.Н., Зубрилин И.А., Юртаев А.А., Бенедюк М.А., Комисар Ю.В. Моделирование процессов распыла и горения керосина и жидкого кислорода в камере жидкостного ракетного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 167-179. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-167-179

Введение

Получение максимально возможного удельного импульса тяги является главной задачей при проектировании и модернизации жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). При этом в ходе решения данной задачи необходимо как повысить качество смешения горючего и окислителя для повышения эффективности процессов горения, так и обеспечить эффективное охлаждение стенок камеры. Внутреннее охлаждение камеры реализуется преимущественно организацией защитного пристеночного слоя с повышенным содержанием горючего за счёт расположения центробежных форсунок горючего ближе к стенкам в смесительной головке ЖРД. Таким образом, повышение качества

смесеобразования ограничено необходимостью обеспечения теплового состояния стенок и для получения максимального удельного импульса тяги, требуется уменьшение расхода горючего в пристеночном слое с обеспечением необходимого температурного режима. При этом качество распыла компонентов топлива влияет как на охлаждение стенок, так и на длину зоны горения, и, следовательно, на характеристики камеры ЖРД в целом.

Проблема обеспечения оптимального смесеобразования и охлаждения стенок камеры, а также тенденция к уменьшению сроков проектирования и снижению количества огневых испытаний из-за их дороговизны, приводят к необходимости повышения точности и достоверности методик расчёта процессов смесеобразования и горения в ЖРД. Для решения данной задачи на этапе доводки конструкции могут быть использованы методы трёхмерного моделирования на основе вычислительной гидрогазодинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD). В настоящей работе использовался редуцированный механизм химических реакций z77 [1] для моделирования процесса горения. Процесс распыла жидких компонентов топлива (керосин Т-1 и кислород) центробежными однокомпонентными форсунками моделировался с использованием модели дискретных фаз (discrete phase model, DPM) [2 – 4]. Была сформирована методика моделирования рабочего процесса в камере сгорания ЖРД в трёхмерной постановке и проведено исследование для одного из режимов работы.

Постановка задачи

Объект исследования – камера сгорания ЖРД для управления направлением движения ракеты-носителя на компонентах топлива керосин Т-1 и жидкий кислород, в котором применяются центробежные однокомпонентные форсунки горючего и окислителя. Основные особенности модели следующие:

- сектор камеры сгорания с углом в 60° и осевой симметрией (периодическое граничное условие) (рис. 1), расположенные в наружном ряду смесительной головки периферийные форсунки горючего предназначены для создания защитного пристеночного слоя [5];
- геометрические размеры камеры сгорания и форсунок брались в соответствии с конструкторской документацией;
- модель турбулентности *k-ε realizable* с турбулентными числами Прандтля 0,85 и Шмидта 0,7 [9], используемая для анализа теплового состояния с учётом горения в ЖРД в работах [3; 10; 11];
- пристеночное моделирование – функция стенки *standard wall function* [3];
- шероховатость поверхностей стенок не учитывается;
- на наружных границах расчётной модели тепловой поток отсутствует – стенки адиабатические;
- радиационный теплообмен не учитывается;
- рассматривается основной режим работы ЖРД, а именно – установившийся [24].

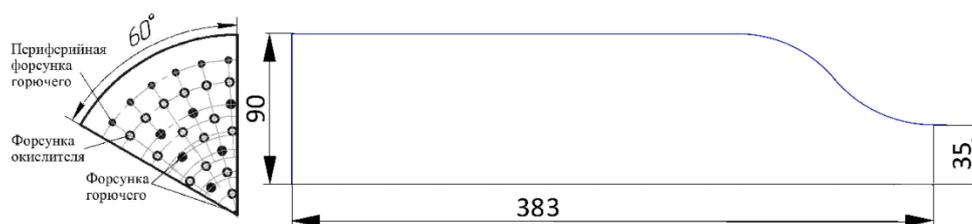


Рис. 1. Схема смесительной головки и камеры сгорания

Расчёты проводились в нестационарной постановке – капли керосина и жидкого кислорода (суммарно 16300 представительных частиц) впрыскиваются в камеру каждый расчётный временной шаг (10^{-5} секунды) через форсунки. Режим принимался установившимся, когда количество впрыскиваемых частиц равнялось количеству испарившихся и вылетевших из камеры сгорания частиц в рамках одного временного шага. Таким образом, общее количество частиц в расчётной области при динамическом равновесии составляет $\approx 5,5$ миллионов. Дополнительное увеличение количества впрыскиваемых частиц не приводит к изменению основных параметров (давление, температура, скорость) камеры ЖРД.

Модель горения

Для реализации процесса горения применён метод переноса компонентов *Species Transport* [3; 10], когда химические реакции проходят в объёмной фазе в квазиламинарной постановке с использованием модели *finite-rate model/no TCI*, а скорости реакций рассчитываются по уравнению Аррениуса [9]. Используемый механизм горения – редуцированный механизм *z77*, в котором 30 компонентов и 77 необратимых реакций, приведённых в [1]. Возможность применения данного подхода для моделирования процессов горения в ЖРД подтверждено в [12], позволяя получить данные по скорости, давлению и температуре с погрешностью порядка 3%, по составу основных продуктов сгорания до 17%.

Моделирование распыла

Процесс распыла компонентов топлива центробежными форсунками рассматривается с использованием модели дискретной фазы (*DPM, discrete phase model*) [2 – 4], при этом параметры (угол распыла θ , абсолютная скорость U , коэффициент закрутки потока, равный отношению окружной скорости к абсолютной, D_{32} , D_{\min} , D_{\max}) получены с использованием гибридной методики [5 – 8], где движение жидкости в форсунках описывается двухфазным потоком методом Эйлера, а именно методом объёма жидкости (*Volume of fluid, VOF*) [13] с дальнейшим расчётом по улучшенной полуэмпирической методике *Xiao Wei* и *Huang Yong* [14] в соответствии с распределением Росина – Раммлера. Расход G и температура T брались для основного, установившегося режима работы ЖРД по результатам натурных испытаний [25].

Для капель используются законы нагрева и охлаждения, испарения, кипения жидкости. Испарение описывается законами Миллера [27] и Сажина [23], при этом по мере изменения температуры капель скрытая теплота будет изменяться [9]. Использовался конвективно-диффузионный учёт испарения капель, в которой применяется два отдельных уравнения для расчёта скорости испарения и теплопереноса капель, т.к. она рекомендуется в «*ANSYS Fluent*» как при высоких, так и низких скоростях испарения [19; 23]. Кипение капель описывается уравнением скорости кипения согласно [28]. Учитывалось изменение свойств жидких компонентов топлива в зависимости от температуры, такие как изобарная теплоёмкость C_p , давление насыщенного пара p_s , плотность ρ и коэффициент диффузии D (для керосина Т-1 использовались из [15], для жидкого кислорода из [16 – 18]). Кроме того, учитывался стохастический эффект столкновений капель методом О'Рурка, который представляет собой стохастическую оценку столкновений при условии, что капли могут столкнуться только если они расположены в одном и том же элементе сеточной модели с непрерывной фазой [9].

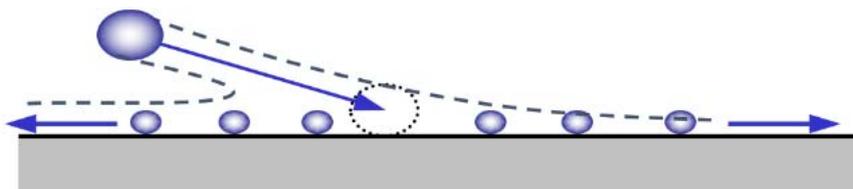


Рис. 2. Схема образования плёнки на стенке камеры

При расчёте траекторий капель используются следующие допущения:

- не учитывается влияние силы тяжести, термофоретической силы и эффектов подъёмной силы Саффмана при расчёте движения частиц;
- не учитывается влияние частиц на турбулентные характеристики потока;
- не учитываются эффекты вторичного дробления: слияние капель (ограничение Fluent при использовании двух и более распыляемых жидкостей) и распад исходных капель на более мелкие;
- плёнка жидкости на стенке камеры реализовывалась моделью *wall-jet*, где невязкая струя частиц ударяется о твёрдую стенку, образуя незначительная плёнку, в которой капли прилипают к стенке, а их направление и скорость определяются результирующим импульсом, который зависит от угла падения и числа Вебера [9; 19; 22], (рис. 2).

Сеточная модель и граничные условия

В связи с тем, что исследуемая камера ЖРД имеет радиальную симметрию в 60° (рис. 1), сеточная модель представляет собой сектор, на боковые поверхности которого накладывалось условие периодичности (periodic). Использовалась структурированная 3D сетка из $\approx 3,3$ млн. элементов, с размером грани элементов порядка 1 мм (размер элемента 0,8...1 мм в зоне горения достаточен согласно [7] и дальнейшее уменьшение в зоне горения не приводит к изменению параметров потока в критическом сечении и конце цилиндрической части). Пристеночный слой состоит из 10 слоёв загущенной сетки с коэффициентом роста ячеек 1,2. Безразмерное расстояние от стенки y^+ находится в диапазоне 16...244.

В качестве граничных условий на входе задавались параметры распыла компонентов топлива центробежными форсунками (табл. 1). Так как поток в критическом сечении камеры сверхзвуковой, то на выходе задавалось атмосферное давление и температура $T = 300 \text{ K}$.

Таблица 1. Параметры распыла форсунками

Параметр	Периферийная форсунка горючего	Форсунка горючего	Форсунка окислителя
Расход G , г/с	30,8	59,7	89,2
Температура T , К	418,8		107,5
Угол распыла θ , град	93,0	91,0	82,0
Абсолютная скорость на срезе сопла U , м/с	29,1	24,2	25,1
Коэффициент закрутки	0,65	0,7	0,7
D_{32} , мкм	78,9	141,3	104,7
D_{\min} , мкм	18,0	32,0	24,0
D_{\max} , мкм	139,0	248,0	184,0

Результаты расчёта процессов распыла и горения

Полученные численным моделированием результаты сравниваются с экспериментальными данными (давление в камере сгорания) [25], расчётно-экспериментальными данными (температура горения в пристеночном слое, которая определялась расчётом [21; 26] по экспериментально измеренным поверхностными термомпарами значениям температур наружной стенки камеры [25]) и результатами проектного термогазодинамического расчёта (ТГД) с учётом влияния смесеобразования по методике Ивлева [20; 21], в котором с помощью метода приближенного расчёта неравномерности распределения соотношения компонентов топлива по сечению камеры в конце зоны испарения, а также по окружности пристеночной зоны учитывается распределение компонентов топлива по сечению камеры. В данном случае многолетний опыт испытаний и эксплуатации исследуемого серийного ЖРД позволил уточнить и подтвердить методики и значения параметров, полученные в проектных расчётах.

В табл. 2 представлены полученные расчётные среднемассовые значения параметров для поперечного сечения камеры, расположенного в конце цилиндрической части, для критического сечения и их процентное отличие.

Таблица 2. Исходные и полученные расчётные параметры ЖРД

Параметр	ТГД	Эксперимент/ расчётно- экспериментально	Результаты расчёта (CFD)	$\Delta_{\text{ТГД-CFD}}$, %	$\Delta_{\text{эксп-CFD}}$, %
Статическое давление в камере сгорания p_k , атм (абс.)	46,30	49,54	48,98	5,79	1,13
Статическое давление в критическом сечении $p_{кр}$, атм (абс.)	26,58	–	25,55	3,88	–
Статическая температура в камере T_k , К	3469,03	–	3374,53	2,72	–
Статическая температура в критическом сечении $T_{кр}$, К	3282,56	–	3095,99	5,68	–
Скорость в критическом сечении $W_{кр}$, м/с	1148,29	–	1231,93	7,28	–
Статическая температура в пристеночном слое $T_{пр}$, К (среднее значение между $t_{ст}$ 1-4 согласно рис. 6)	2071,20	2150,00	2015,61	2,68	6,25

Полученные поля статического давления и температуры, скорости в камере, диаметров и температуры распылённых капель керосина приведены на рис. 3 – 9 и подтверждают полученные результаты.

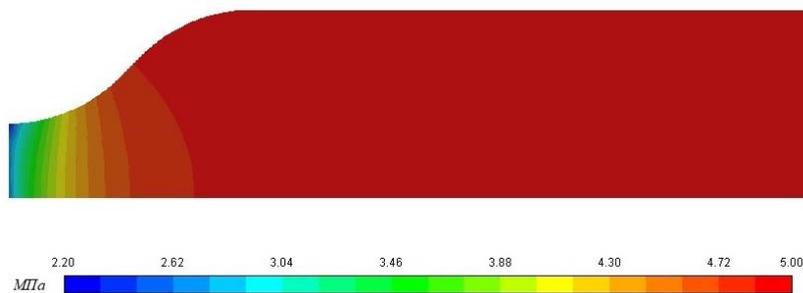


Рис. 3. Распределение статического давления в продольном сечении

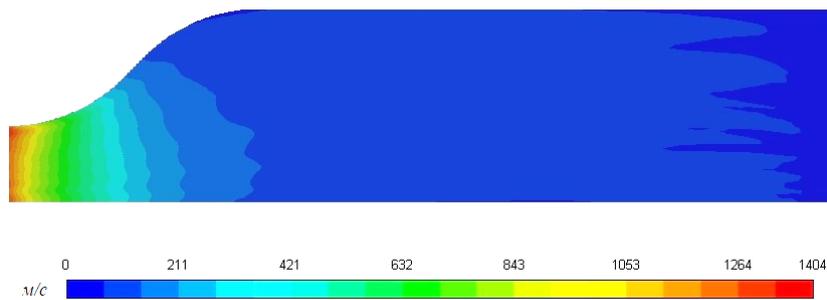


Рис. 4. Распределение скорости в продольном сечении

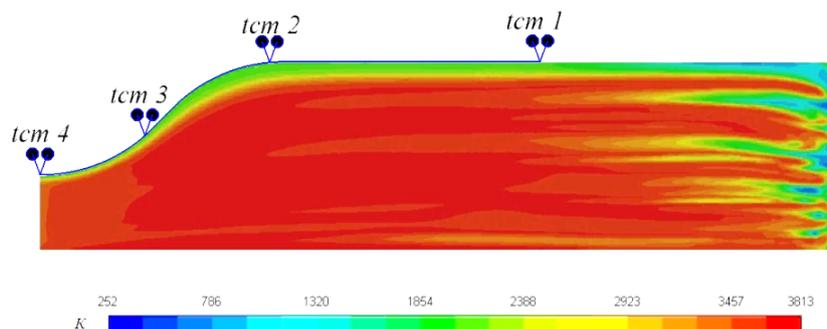


Рис. 5. Распределение статической температуры в продольном сечении

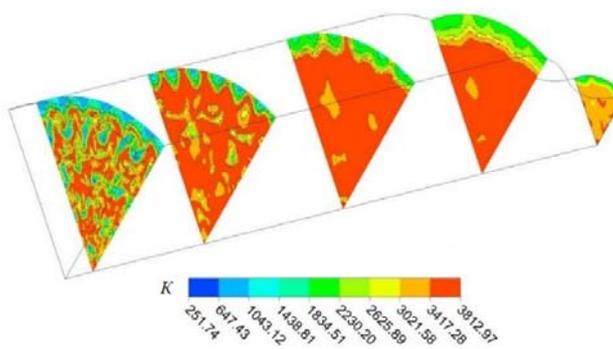


Рис. 6. Распределение статической температуры в поперечных сечениях

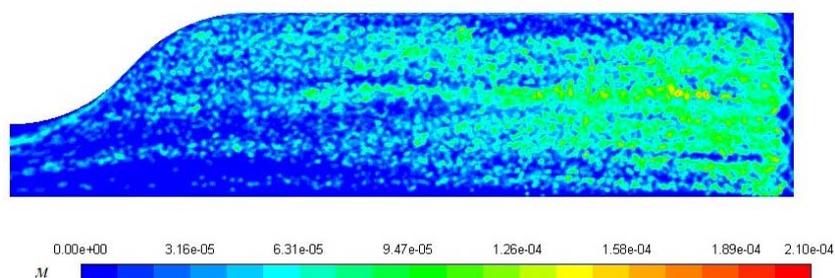


Рис. 7. Распределение диаметров распылённых капель керосина и кислорода в продольном сечении

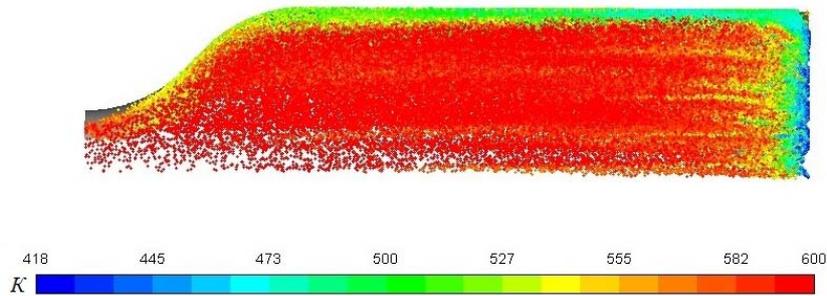


Рис. 8. Температура распылённых капель керосина в продольном сечении

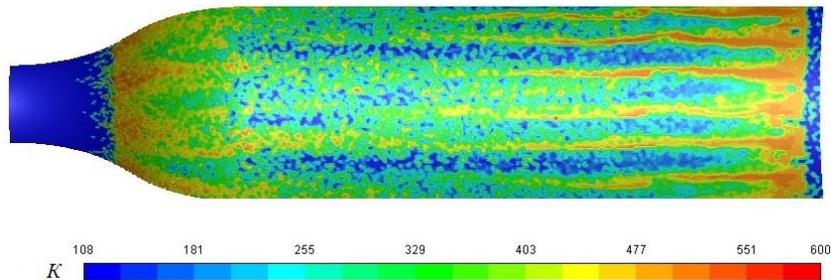


Рис. 9. Температура капель керосина и кислорода, формирующих жидкую плёнку на стенке

Максимальное отклонение полученных результатов расчёта от проектного термогазодинамического расчёта с учётом влияния смесеобразования составило менее 8%, при этом необходимо отметить минимальное отличие (менее 1,5%) полученного расчётного значения давления газов в камере сгорания p_k от значения, полученного при огневых испытаниях. Значение статической температуры газов пристеночного слоя T_{np} по результатам CFD расчёта определялось как среднее значение по поверхности возле наружной стенки камеры, ограниченной по длине от $t_{cm} 1$ до $t_{cm} 4$ (рис. 5), и отличается всего на 6,25% от расчётно-экспериментального значения, полученного тепловым расчётом [21; 26] по результатам экспериментальных замеров температуры наружной стенки камеры сгорания при огневых испытаниях поверхностными термометрами $t_{cm} 1-4$ [25]. Данная температура в свою очередь соответствует температуре продуктов сгорания при имеющемся соотношении компонентов топлива в пристеночной зоне ($K_{np} \approx 1,2$) согласно термогазодинамического расчёта.

Кроме того, использование в расчёте редуцированного кинетического механизма химических реакций горения $z77$ [1] позволяет получить значения массового состава продуктов сгорания в камере исследуемого ЖРД. Показаны основные продукты сгорания в поперечном сечении в конце цилиндрической части камеры, которые сравнили со значениями из проектного термогазодинамического расчёта с учётом влияния смесеобразования по методике Ивлева (табл. 3).

Таблица 3. Массовые доли продуктов сгорания в конце цилиндрической части

Вещество	ТГД расчёт	Результаты расчёта (CFD)	$\Delta_{ТГД-CFD}$, %
CO	0,41059	0,37262	9,25
CO ₂	0,26830	0,27043	0,79
H ₂ O	0,21465	0,20297	5,44
ОН	0,03628	0,04079	12,43
H ₂	0,01119	0,01141	1,97
H	0,00081	0,00073	9,88

На рис. 10 – 11 приведено распределение массовой доли CO в продольном и поперечных сечениях.

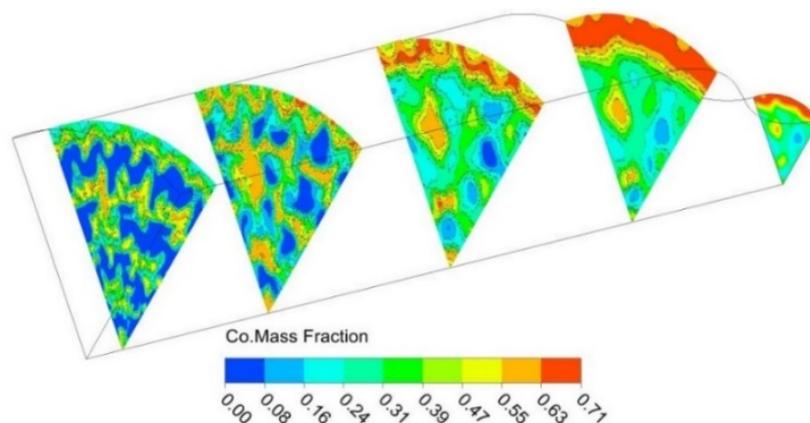


Рис. 10. Распределение массовой доли CO в поперечных сечениях

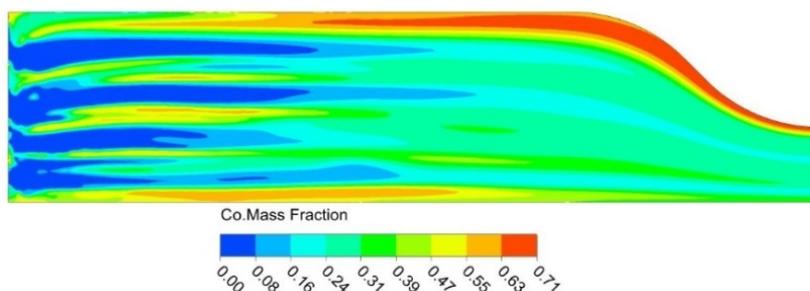


Рис. 11. Распределение массовой доли CO в продольном сечении

Полученное отклонение по массовому составу основных продуктов сгорания в цилиндрической части составило максимум около 12,43% (табл. 3), что дополнительно подтверждает возможность использования применённой методики расчёта.

Заключение

Проведён анализ использования методики моделирования процессов распыла и горения в камере ЖРД жидких компонентов топлива (керосина Т-1 и кислорода) в программе «*ANSYS Fluent*». Расхождение результатов CFD расчёта с термогазодинамическим расчётом и экспериментальными данными по основным характеристикам не превышает 7,28% (табл. 2). Отклонение по массовому составу основных продуктов сгорания в цилиндрической части составило максимум около 12,43%. Следовательно, методика, использованная в данной работе, может быть применена для совместного моделирования процессов распыла и горения керосина Т-1 и кислорода в ЖРД, что позволит добиться необходимых характеристик камеры двигателя за счёт изменения параметров работы центробежных форсунок.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 21-19-00876, <https://rscf.ru/project/21-19-00876/>

Библиографический список

1. Zettervall N., Furebya C., Nilsson E.J.K. A reduced chemical kinetic reaction mechanism for kerosene-air combustion // *Fuel*. 2020. V. 269. DOI: 10.1016/j.fuel.2020.117446
2. Боровик И.Н., Строкач Е.А. Влияние дисперсности распыла капель форсунками на полноту сгорания топлива в жидкостном ракетном двигателе // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. 2016. № 44. С. 45-62. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.44.03
3. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Анализ стационарного теплового состояния ЖРД малой тяги с топливом высококонцентрированная перекись водорода – керосин с учётом впрыскивания, испарения и сгорания жидкостных капель топлив // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2014. № 1 (43). С. 41-55. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-41-55
4. Qin J., Zhang H. Numerical analysis of self-excited combustion instabilities in a small MMH/NTO liquid rocket engine // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020. V. 2020. DOI: 10.1155/2020/3493214
5. Сеньчев М.Н., Зубрилин И.А., Диденко А.А., Галитенко В.О. Исследование процессов истечения из центробежных форсунок жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива керосин и жидкий кислород // *Полёт. Общероссийский научно-технический журнал*. 2022. № 7. С. 28-35.
6. Строкач Е.А., Боровик И.Н. Численное моделирование процесса распыливания керосина центробежной форсункой // *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение*. 2016. № 3 (108). С. 37-54. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
7. Гураков Н.И., Матвеев С.Г., Зубрилин И.А., Диденко А.А., Эрнандэс М.М., Ястребов В.В. Гибридная методика определения среднего диаметра капель (D32) керосина в области течения за центробежной форсункой // *Сборник докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (23-25 июня 2021 г., Самара)*. Т. 2. Самара: Издательство Самарского университета, 2021. С. 146-147.
8. Dikshit S.B., Kulshreshtha D.B., Channiwala S.A. Numerical simulation of pressure swirl atomizer for small scale gas turbine combustion chamber // *Proceedings of the 13th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics (July, 17-19, 2017, Portorož, Slovenia)*. P. 171-176.
9. ANSYS FLUENT 15.0 Theory Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 780 p.
10. Cai H., Nie W., Yang X., Wu R., Su I. Three-dimensional numerical analysis of LOX/kerosene engine exhaust plume flow field characteristics // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2017. V. 2017. DOI: 10.1155/2017/4768376
11. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарёв А.А., Смирнов Ю.Л. Расчётное исследование особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД, работающих на топливе кислород + углеводороды // *Труды МАИ*. 2012. № 58.
12. Сеньчев М.Н., Зубрилин И.А., Юртаев А.А., Комисар Ю.В. Анализ моделей горения керосина на примере жидкостного ракетного двигателя // *Тепловые процессы в технике*. 2022. Т. 14, № 1. С. 42-48. DOI: 10.34759/tpt-2022-14-1-42-48
13. Куценко Ю.Г. Методы расчёта и анализа для моделирования процесса распыла жидкого топлива // *Материалы X Международной научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» (27-28 сентября 2017 г., Самара, Россия)*. Самара: Самарский университет, 2017. С. 32-33.

14. Xiao W., Huang Y. Improved semiempirical correlation to predict sauter mean diameter for pressure-swirl atomizers // *Journal of Propulsion and Power*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 1628-1635. DOI: 10.2514/1.B35238
15. РЭ 301-02-207-2000. Горючее Т-1 (Т-1 С). Физико-химические и эксплуатационные свойства. Руководство по эксплуатации. СПб: ФГУП «РНИЦ Прикладная химия», 2000. 73 с.
16. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.
17. Roder H.M., Weber L.A. ASRDI oxygen technology survey. V. 1. Thermophysical properties. NASA Publ., 1972. 434 p.
18. Jurns J.M., Hartwig J.W. Liquid oxygen liquid acquisition device bubble point tests with high pressure lox at elevated temperatures // *Cryogenics*. 2012. V. 52, Iss. 4-6. P. 283-289. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2012.01.022
19. ANSYS FLUENT 15.0 User's Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 2620 p.
20. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1968. 396 с.
21. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей: учебник для вузов / под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1975. 656 с.
22. Naber J., Reitz R.D. Modeling engine spray/wall impingement // *SAE Technical Paper Series*. 1988. DOI: 10.4271/880107
23. Sazhin S.S. Advanced models of fuel droplet heating and evaporation // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 2. P. 162-214. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.11.001
24. ГОСТ 17655-89. Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1990. 59 с.
25. Лёвочкин П.С., Чванов В.К., Ганин И.А., Нижегородцев В.П., Яковлев Е.С. Наземная экспериментальная отработка ракетных двигателей 14Д21, 14Д22 и рулевых агрегатов Д664-000, Д664-200, Д664-400 на компонентах топлива «O₂+нафтил» // *Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко*. 2019. № 36. С. 320-339.
26. Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И., Чистяков П.Г., Шиуков А.Г. Ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1976. 400 с.
27. Miller R.S., Harstad K., Bellan J. Evaluation of equilibrium and non-equilibrium evaporation models for many droplet gas-liquid flow simulations // *International Journal of Multiphase Flow*. 1998. V. 24, Iss. 6. P. 1025-1055. DOI: 10.1016/S0301-9322(98)00028-7
28. Куо К.К. Principles of combustion. New York: John Wiley and Sons Publ., 1986. 810 p.

SIMULATION OF THE PROCESSES OF SPRAYING AND COMBUSTION OF KEROSENE AND LIQUID OXYGEN IN THE CHAMBER OF A LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

© 2024

M. N. Senchev Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
senchevnm@mail.ru

I. A. Zubrilin Senior Researcher, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
zubrilin.ia@ssau.ru

- A. A. Yurtaev** Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
don.yurtaev2016@yadnex.ru
- M. A. Benedyuk** Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
benedyuk00@bk.ru
- Yu. V. Komisar** Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
komisar.yuv@ssau.ru

The paper presents the results of simulation of spray and combustion processes in the liquid-propellant rocket engine chamber using the z77 reduced kinetic mechanism of chemical reactions and a hybrid method for determining spray parameters of a swirl atomizer. Simulation was carried out for the nominal operational conditions in a three-dimensional domain using the ANSYS Fluent software. The process of spraying liquid fuel components (T-1 kerosene and oxygen) by monopropellant injectors was simulated using a model of discontinuous phases. The simulation results (pressure, temperature and velocity) were compared with the data of analytical thermogasdynamic calculation results and experimental results for pressure in chamber and gas temperature near the wall. The difference between the simulation results and the experimental results does not exceed 8%. Thus, it was shown that it is possible to use the mechanism z77 and hybrid method for determining spray parameters of a swirl atomizer presented in this paper to obtain accurate simulation results of the kerosene T-1 and oxygen spray and combustion processes of the investigated liquid-propellant rocket engine.

Liquid rocket engine; combustion; injector; spray; kerosene; oxygen; combustion products; combustion processes

Citation: Senchev M.N., Zubrilin I.A., Yurtaev A.A., Benedyuk M.A., Komisar Yu.V. Simulation of the processes of spraying and combustion of kerosene and liquid oxygen in the chamber of a liquid-propellant rocket engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 167-179.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-167-179

References

1. Zettervall N., Furebya C., Nilsson E.J.K. A reduced chemical kinetic reaction mechanism for kerosene-air combustion. *Fuel*. 2020. V. 269. DOI: 10.1016/j.fuel.2020.117446
2. Borovik I.N., Strokach E.A. Spray diameter distribution influence on liquid rocket combustion chamber performance. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2016. No. 44. P. 45-62. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2016.44.03
3. Vorobiev A.G., Borovik I.N., Ha S. Analysis of nonstationary thermal state of a low-thrust liquid rocket engine taking into account injection, evaporation and combustion of liquid fuel droplets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 1 (43). P. 41-55. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-1(43)-41-55
4. Qin J., Zhang H. Numerical analysis of self-excited combustion instabilities in a small MMH/NTO liquid rocket engine. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020. V. 2020. DOI: 10.1155/2020/3493214
5. Senchev M.N., Zubrilin I.A., Didenko A.A., Galitenko V.O. Research of outflow from swirl injectors of a liquid rocket engine on fuel components kerosene and liquid oxygen. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2022. No. 7. P. 28-35. (In Russ.)
6. Strokach E.A., Borovik I.N. Numerical simulation of kerosene dispersion process by the centrifugal atomizer. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2016. No. 3 (108). P. 37-54. (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2016-3-37-54
7. Gurakov N.I., Matveev S.G., Zubrilin I.A., Didenko A.A., Hernandez Morales M., Yastrebov V.V. A hybrid method for estimating sauter mean diameter (D32) of kerosene

droplets from pressure-swirl atomizers. *Sbornik Dokladov Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelistroeniya»* (June, 23-25, 2021, Samara). V. 2. Samara: Samara University Publ., 2021. P. 146-147. (In Russ.)

8. Dikshit S.B., Kulshreshtha D.B., Channiwala S.A. Numerical simulation of pressure swirl atomizer for small scale gas turbine combustion chamber. *Proceedings of the 13th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics* (July, 17-19, 2017, Portorož, Slovenia). P. 171-176.

9. ANSYS FLUENT 15.0 Theory Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 780 p.

10. Cai H., Nie W., Yang X., Wu R., Su I. Three-dimensional numerical analysis of LOX/kerosene engine exhaust plume flow field characteristics. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2017. V. 2017. DOI: 10.1155/2017/4768376

11. Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A., Smirnov Yu.L. Numerical research on the peculiarities of the operational process in LRE combustion chambers propelled by oxygen and hydrocarbons. *Trudy MAI*. 2012. No. 58. (In Russ.)

12. Senchev M.N., Zubrilin I.A., Yurtaev A.A., Komisar Yu.V. Analysis of the kerosene combustion simulation for a liquid-propellant rocket engine. *Thermal Processes in Engineering*. 2022. V. 14, no. 1. P. 42-48. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2022-14-1-42-48

13. Kutsenko Yu.G. Metody rascheta i analiza dlya modelirovaniya protsessa raspyla zhidkogo topliva. *Materialy X Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Protsessy Goreniya, Teploobmena i Ekologiya Teplovykh Dvigatelay»* (September, 27-28, 2017, Samara, Russian Federation). Samara: Samara University Publ., 2017. P. 32-33. (In Russ.)

14. Xiao W., Huang Y. Improved semiempirical correlation to predict sauter mean diameter for pressure-swirl atomizers. *Journal of Propulsion and Power*. 2014. V. 30, Iss. 6. P. 1628-1635. DOI: 10.2514/1.B35238

15. RE 301-02-207-2000. Fuel T-1 (T-1 C). Physico-chemical and operational properties. User Manual. SPb: Russian Research Center Applied Chemistry Publ., 2000. 73 p. (In Russ.)

16. Vargaftik N.B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey* [Handbook on thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow: Nauka Publ., 1972. 720 p.

17. Roder H.M., Weber L.A. ASRDI oxygen technology survey. V. 1. Thermophysical properties. NASA Publ., 1972. 434 p.

18. Jurns J.M., Hartwig J.W. Liquid oxygen liquid acquisition device bubble point tests with high pressure lox at elevated temperatures. *Cryogenics*. 2012. V. 52, Iss. 4-6. P. 283-289. DOI: 10.1016/j.cryogenics.2012.01.022

19. ANSYS FLUENT 15.0 User's Guide. Canonsburg: SAS IP, Inc., 2013. 2620 p.

20. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1968. 396 p.

21. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelay: uchebnik dlya vuzov / pod red. / V.M. Kudryavtseva* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid-propellant rocket engines. Textbook for universities / ed. by V.M. Kudryavtsev]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1975. 656 p.

22. Naber J., Reitz R.D. Modeling engine spray/wall impingement. *SAE Technical Paper Series*. 1988. DOI: 10.4271/880107

23. Sazhin S.S. Advanced models of fuel droplet heating and evaporation. *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 2. P. 162-214. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.11.001

24. GOST 17655-89. Liquid-propellant rocket engines. Terms and definitions. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 59 p. (In Russ.)

25. Levochkin P.S., Chvanov V.K., Ganin I.A., Nizhegorodtsev V.P., Yakovlev E.S. Ground experimental testings of 14D21, 14D22 rocket engines and D664-000, D664-200, D664-400 steering units on «O₂ + naphthyl» propellant components. *Trudy NPO Energomash imeni akademika V.P. Glushko*. 2019. No. 36. P. 320-339. (In Russ.)
26. Mel'kumov T.M., Melik-Pashaev N.I., Chistyakov P.G., Shiukov A.G. *Raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 400 p.
27. Miller R.S., Harstad K., Bellan J. Evaluation of equilibrium and non-equilibrium evaporation models for many droplet gas-liquid flow simulations. *International Journal of Multiphase Flow*. 1998. V. 24, Iss. 6. P. 1025-1055. DOI: 10.1016/S0301-9322(98)00028-7
28. Kuo K.K. Principles of combustion. New York: John Wiley and Sons Publ., 1986. 810 p.