

С. А. Фуркало, К. Л. Стельмах, канд. техн. наук Т. В. Лазарев

ПАРАМЕТРЫ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ БЛОЧНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ, ИСТЕКАЮЩЕЙ В ГАЗОХОД, С УЧЕТОМ ХИМИЧЕСКОЙ КИНЕТИКИ ГАЗОФАЗНЫХ ПРЕВРАЩЕНИЙ

Старт ракет-носителей – один из наиболее ответственных этапов пуска, требующих принятия особых технических решений по обеспечению его безаварийности и надежности. Источником повышенного риска является интенсивное тепловое и силовое воздействие струи двигательной установки ракеты на элементы стартового комплекса и ракеты. Наиболее точные параметры воздействия могут быть получены при стендовых испытаниях, которые необходимы для подтверждения работоспособности конструкции, а также уточнения параметров и конфигурации оборудования и систем комплекса. Однако проведение испытаний в полном объеме является дорогостоящим и существенно увеличивающим время разработки комплекса. Поэтому численный анализ процессов старта является актуальным при проектировании стартовых комплексов. В представленной работе проведено моделирование истечения струи продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя в газоход при старте ракеты с учетом параметров двигательной установки, геометрических параметров элементов стартового комплекса, сопел двигательных установок и газохода. Построена трехмерная геометрическая модель стартового комплекса, включающего ракету и газоход. Термодинамические параметры газа в сопле двигателя были верифицированы с помощью кода NASA CEA и ANSYS Fluent. При моделировании многокомпонентной струи были решены уравнения сохранения массы, энергии и движения с учетом химической кинетики. Трехмерная задача была решена в ANSYS Fluent в стационарной постановке с помощью решателя Pressure-based и модели турбулентности RANS типа k-omega SST. Результатами расчета являются газодинамические и термодинамические параметры струи, а также распределение ее газодинамических параметров на срезе сопла, в потоке и в пограничном слое у поверхности газохода. Методика, использованная в данной работе, позволяет качественно оценить газодинамическое воздействие струи продуктов сгорания на газоход при последующем проектировании и оптимизации его конструкции.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, продукты сгорания, многокомпонентное течение, ANSYS Fluent.

Старт ракет-носіїв – один з найвідповідальніших етапів пуску, що вимагають прийняття особливих технічних рішень щодо забезпечення його безаварійності і надійності. Джерелом підвищеного ризику є інтенсивний тепловий і силовий вплив струменя рушійної установки ракети на елементи стартового комплексу та ракети. Найбільш точні параметри впливу можуть бути отримані під час стендових випробувань, які необхідні для підтвердження працездатності конструкції, а також уточнення параметрів і конфігурації устаткування та систем комплексу. Проте проведення випробувань у повному обсязі є дорогим та істотно збільшує час розроблення комплексу. Тому здійснення чисельного аналізу процесів старту є актуальним у процесі проектування стартових комплексів. У поданій роботі проведено моделювання витікання струменя продуктів згоряння рідинного ракетного двигуна в газохід під час старту ракети з урахуванням параметрів рушійної установки, геометричних параметрів елементів стартового комплексу, сопел рушійних установок і газоходу. Побудовано тривимірну геометричну модель стартового комплексу, що містить ракету і газохід. Термодинамічні параметри газу в соплі двигуна було верифіковано за допомогою коду NASA CEA і ANSYS Fluent. Під час моделювання багатоконпонентного струменя були розв'язані рівняння збереження маси, енергії і руху, враховуючи хімічну кінетику. Тривимірну задачу було розв'язано в ANSYS Fluent у стаціонарній постановці за допомогою розв'язувача Pressure-based і моделі турбулентності RANS типу k-omega SST. Результатами розрахунку є газодинамічні й термодинамічні параметри струменя, а також розподіл його газодинамічних параметрів на зрізі сопла, у потоці та у прилеглому шарі біля поверхні газоходу. Методика, яку використали в цій роботі, дозволяє якісно оцінити газодинамічний вплив струменя продуктів згоряння на газохід для подальшого проектування й оптимізації його конструкції.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, продукти згоряння, багатоконпонентна течія, ANSYS Fluent.

Launch vehicle lift-off is one of the most critical phases of the whole mission requiring special technical solutions to ensure trouble-free and reliable launch. A source of increased risk is the intense thermal and pressure impact of rocket propulsion jet on launch complex elements and on rocket itself. The most accurate parameters of this impact can be obtained during bench tests, which are necessary to confirm the operability of the structure, as well as to clarify the parameters and configuration of the equipment and systems of complex. However, full-scale testing is expensive and significantly increases the development time of the complex. Therefore, a numerical simulation of processes is quite helpful in the design of launch complexes. The presented work contains simulation of liquid rocket engine combustion products jet flowing into the gas duct at the rocket lift-off, taking into account the following input data: the parameters of propulsion system, geometric parameters of launch complex elements, propulsion systems nozzles and gas duct. A three-dimensional geometric model of the launch complex, including rocket and gasduct, was constructed. The thermodynamic parameters of gas in the engine nozzle were verified using NASA CEA code and ANSYS Fluent. When simulating a multicomponent jet, the equations of conservation of mass, energy, and motion were solved taking into account chemical kinetics. The three-dimensional problem was solved in ANSYS Fluent in steady-state approach, using Pressure-based solver and RANS k - ω SST turbulence model. The calculation results are the gas-dynamic and thermodynamic parameters of jets, as well as distribution of gas-dynamic parameters at nozzle exit, in flow and in boundary layer at gas duct surface. The methodology applied in this work makes it possible to qualitatively evaluate the gas-dynamic effect of combustion products jets on gas duct for subsequent optimization of its design.

Key words: liquid rocket engine, combustion products, multicomponent flow, ANSYS Fluent.

Введение

Исследование воздействия многокомпонентной горячей струи продуктов сгорания на преграду является одной из наиболее важных задач аэрокосмической тематики. Чаще всего преградой является газоотражатель (газоотбойник), расположенный на пути струи для защиты оборудования от раскаленных реактивных газов в момент пуска ракеты. Он отражает газы в окружающее пространство или специальный газоход, минимизируя воздействие высокоэнергетического теплового потока на конструкции ракеты и соответствующего оборудования. Основная задача состоит в точном определении теплового и газодинамического воздействия струи горячих газов на поверхность газоотражателя.

В представленной работе моделировалось натекание струи продуктов сгорания двигательной установки РД 870 ракеты-носителя «Циклон-4М», установленной на стартовом столе.

В общем виде задача охватывает сложные газодинамические процессы, включающие скачки уплотнения, их взаимодействие между собой и с пограничным слоем. Само натекание струи на материал газоотражателя вызывает нагрев, который является крайне сложным процессом, обусловленным множеством факторов, к которым относятся химический состав струи раскаленных

газов, характеристики двигательной установки (геометрические параметры выходного сопла, расход окислителя и горючего), длительность воздействия, теплофизические свойства материала газоотражателя, химические реакции в струе продуктов сгорания и их взаимодействие с окружающим воздухом.

Химический состав и параметры газов в струе в свою очередь зависят от большого количества факторов, связанных со сложными физико-химическими превращениями. Большинство техник расчета химических превращений основаны на предположении о химическом равновесии. Более точной моделью описания горения ракетного топлива является многокомпонентная модель, которая учитывает химическую кинетику: теплоту реакций, индивидуальную внутреннюю энергию для каждого химического компонента, а также многокомпонентную диффузию. Такая модель учитывает большинство физических процессов и является ресурсоемкой, требует вычислительных мощностей, превосходящих обычные рабочие станции, так как необходимо решать уравнение неразрывности для каждого химического компонента.

Теория химической кинетики позволяет учесть химические реакции, возникающие в области смешивания с окружающим воздухом и области догорания. То есть для оценки процесса развития и горения струи ее применение является целесообразным.

В общем виде решение задачи затруднительно ввиду значительной неопределенности, возникающей при моделировании всех вышеперечисленных процессов. Общепринятым методом является ввод допущений и упрощений, не влияющих существенным образом на результаты. Так, в данной задаче струя продуктов сгорания является реагирующей, но ее химическое и тепловое взаимодействие с материалами газоотражателя и сопла двигателя не рассматривается, сама стенка считается адиабатической, т. е. теплообмен между ней и струей не происходит и тепловой поток к ее поверхности равен нулю. При определенном режиме работы двигательной установки течение струи можно считать установившимся и решать стационарную задачу газодинамики. Тем самым можно значительным образом оптимизировать вычислительные ресурсы. Струя продуктов сгорания считается многокомпонентной, сжимаемой, а плотность ее газов подчиняется закону идеального газа.

Термодинамический и газодинамический расчеты струи продуктов сгорания, истекающей в газодвигатель, решаются в два этапа:

- верификация кинетической модели горения с помощью термодинамического расчета горения топлива в камере двигателя с использованием открытого программного продукта NASA CEA и ANSYS Fluent и последующим сравнением результатов расчетов;

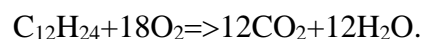
- расчет газодинамических параметров блочной реагирующей неравновесной струи продуктов сгорания, истекающей в газодвигатель.

Химическая модель

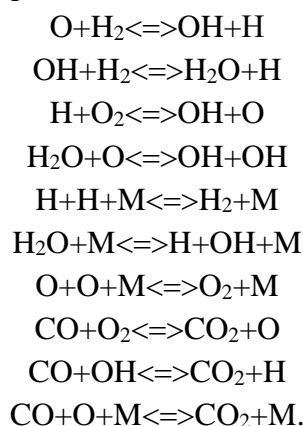
Керосиновые топлива типа РП-1 состоят по меньшей мере из 87 углеводородных соединений. Моделирование течения реакций для каждого такого соединения, в дополнение к множеству возможных промежуточных соединений, приводит к нерационально большим затратам компьютерных ресурсов. В связи с этим был использован описанный

ниже упрощенный механизм горения, моделирующий термодинамические процессы, связанные с превращением промежуточных соединений в конечные продукты горения. Начальные промежуточные соединения в камере сгорания получены с помощью программного кода NASA CEA для термодинамического расчета продуктов горения топлива [1].

Стехиометрическая формула полной реакции горения керосина РП-1 имеет вид:



Для отображения реальной картины горения топлива разработана пошаговая кинетическая модель разложения керосина с элементарными промежуточными реакциями. Разработанная модель горения включает химические элементы O, H, C, химические соединения H₂O, OH, CO, CO₂, O₂, H₂ и элементарные реакции [2, 3]:



Для моделирования химической кинетики этого процесса использовался общий закон изменения скорости реакции от температуры. Обычно скорость реакции выражена в форме видоизмененного уравнения Аррениуса [4]

$$k = AT^n \exp(-E_a/RT),$$

где скорость реакции k зависит от температуры T и энергии активации E_a , с предэкспоненциальным множителем A .

Используемые в данной модели горения химические реакции и коэффициенты, определяющие скорости реакций, представлены в табл. 1.

Таблица 1
Кинетический механизм горения
смеси РП-1/O₂

Реакция	A	n	E _a /R
O+H ₂ ⇌OH+O	8,5·10 ⁻²⁰	2,67	3160
OH+H ₂ ⇌H ₂ O+H	1,7·10 ⁻¹⁶	1,6	1660
H+O ₂ ⇌OH+O	3,3·10 ⁻¹⁰	0,0	8460
H ₂ O+O⇌OH+OH	2,5·10 ⁻¹⁴	1,14	8650
H+H+M⇌H ₂ +M	3,0·10 ⁻⁶	-1,0	0
H ₂ O+M⇌H+OH+M	0,63	-2,0	60390
O+O+M⇌O ₂ +M	4,82·10 ⁻⁷	-1,0	0
CO+O ₂ ⇌CO ₂ +O	4,1·10 ⁻¹²	0,0	24160
CO+OH⇌CO ₂ +H	7,3·10 ⁻¹⁸	1,5	-374
CO+O+M⇌CO ₂ +M	1,66·10 ⁻¹⁰	0	-1172

Примечание. Символ A – предэкспоненциальный множитель, см-молекула·с; n – степень в уравнении Аррениуса; E_a – энергия активации; R – газовая постоянная; M – эффективность реакции.

Основные параметры двигательной установки РД 870 и массовые доли химических компонентов в камере сгорания, на срезе сопла и в окружающем воздухе, необходимые для расчета истечения струи продуктов сгорания с использованием разработанной модели химической кинетики, представлены в табл. 2 и 3.

Таблица 2

Параметры РД 870

Параметр	Значение
Абсолютное давление в камере сгорания, бар	181,4
Стехиометрический коэффициент КТ (o/f)	2,684
Площадь среза сопла, м ²	0,96
Площадь критического сечения, м ²	0,026
Степень нерасчетности ($n=P_d/P_e$)	0,5
Компоненты топлива:	
Температура окислителя (кипящий кислород O ₂), °C	-182±1
Температура горючего (керосин РП-1 C ₁₂ H ₂₄), °C	-15±2

Таблица 3

Массовые доли химических компонентов в камере сгорания, на срезе сопла и в окружающем воздухе

Компонент	Камера сгорания	Срез сопла
CO	0,34781	0,25197
CO ₂	0,30808	0,45885
H ₂ O	0,25622	0,28254
H ₂	0,00584	0,00654
H	0,00095	0,00001
O	0,00743	0
OH	0,04557	0,00009
O ₂	0,02766	0
N ₂	0	0

Численное моделирование

Расчет горения в сопле двигателя в ANSYS Fluent был проведен в двухмерной осесимметричной постановке. На геометрической модели сопла с помощью генератора сеток ANSYS Meshing была построена тетраэдральная расчетная сетка из 20 тыс. элементов. Для корректного расчета газодинамических параметров в области пограничного слоя вблизи твердых стенок построены призматические слои с коэффициентом роста 1,2, с минимальной толщиной первой ячейки 1·10⁻⁵ м, обеспечивающей значение $y^+ \approx 1$.

Задача решается в стационарной постановке, тип решателя – Pressure-Based, эффекты турбулентности моделируются с помощью модели RANS типа k-omega SST. На цилиндрической части сопла задано граничное условие Pressure Inlet с параметрами смеси газов в камере сгорания, на срезе сопла задано граничное условие Pressure Outlet с параметрами окружающего воздуха. На твердых стенках задано граничное условие Wall с условием прилипания, а сами стенки являются адиабатическими, т. е. теплообмен между потоком и стенками не происходит и тепловой поток равен нулю. Химические реакции моделировались с помощью модели Species Transport, которая позволяет моделировать перенос и смешивание химических веществ путем решения уравнений сохранения, учитывающих процессы конвекции, диффузии и химические реакции по каждому компоненту.

Сравнение результатов термодинамического расчета горения топлива в NASA CEA и расчета в ANSYS Fluent с применением предложенной химической модели показало удовлетворительное согласование по массовому составу компонентов и их параметрам. Сравнение результатов расчета среднеинтегральных значений массовых долей компонентов, температуры и давления в выбранных сечениях для программных продуктов NASA CEA и ANSYS Fluent приведены на рис. 1 и 2.

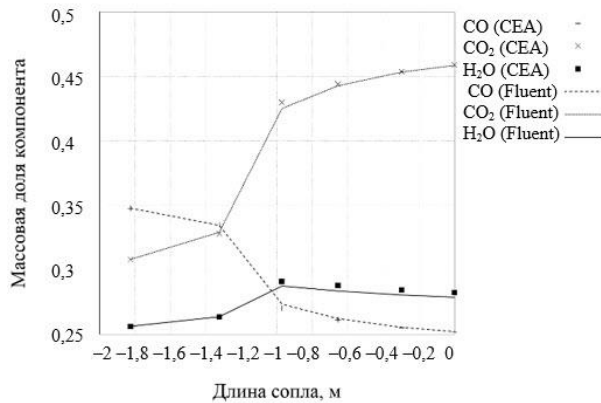


Рис. 1. Сравнение массовых концентраций компонентов в продуктах сгорания топливной смеси RP-1/O₂ (координата 0 соответствует срезу сопла)

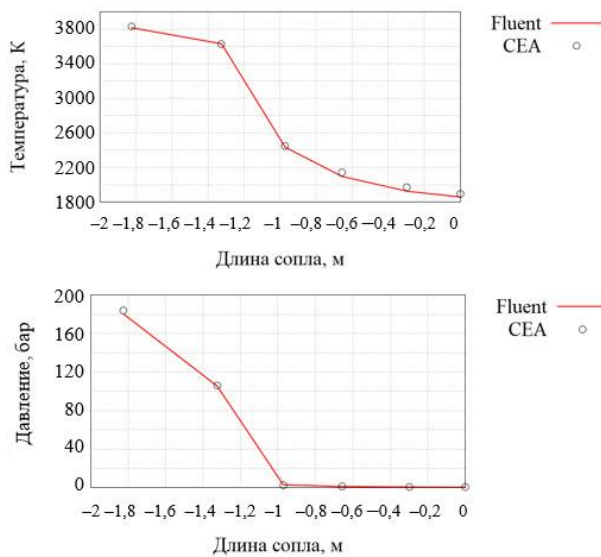


Рис. 2. Сравнение температуры и давления продуктов сгорания топливной смеси RP-1/O₂ (координата 0 соответствует срезу сопла)

Расчет газодинамических параметров блочной реагирующей струи продуктов сгорания, истекающей в газоход, был выполнен с помощью трехмерного моделирования в ANSYS Fluent. Настройки решателя и граничные условия аналогичны принятым при расчете горения в сопле двигателя.

В программном продукте SpaceClaim была построена трехмерная упрощенная геометрическая модель ракеты, расположенной на стартовом комплексе, представленная на рис. 3. С помощью генератора сеток ANSYS Meshing была построена тетраэдральная расчетная сетка (рис. 4) со сгущениями в области максимальных градиентов газодинамических параметров и на стенках газохода, сопел и донной защиты для корректного расчета параметров в зоне пограничного слоя. Вблизи твердых стенок по-

строены призматические слои с коэффициентом роста 1,2, с минимальной толщиной первой ячейки $1 \cdot 10^{-5}$ м, обеспечивающей необходимое для данного класса задач значение y^+ . Область выхода имеет более грубое разрешение. Размерность сетки – 20 млн ячеек.

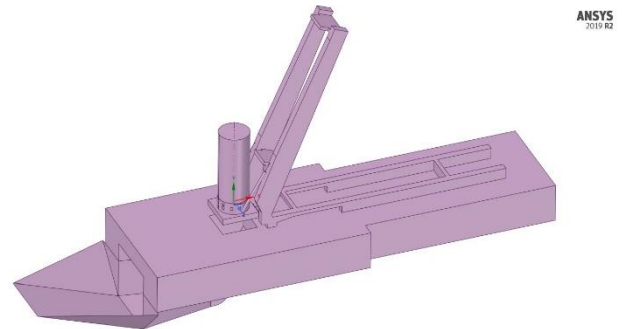


Рис. 3. Геометрическая модель ракеты и элементов стартового комплекса

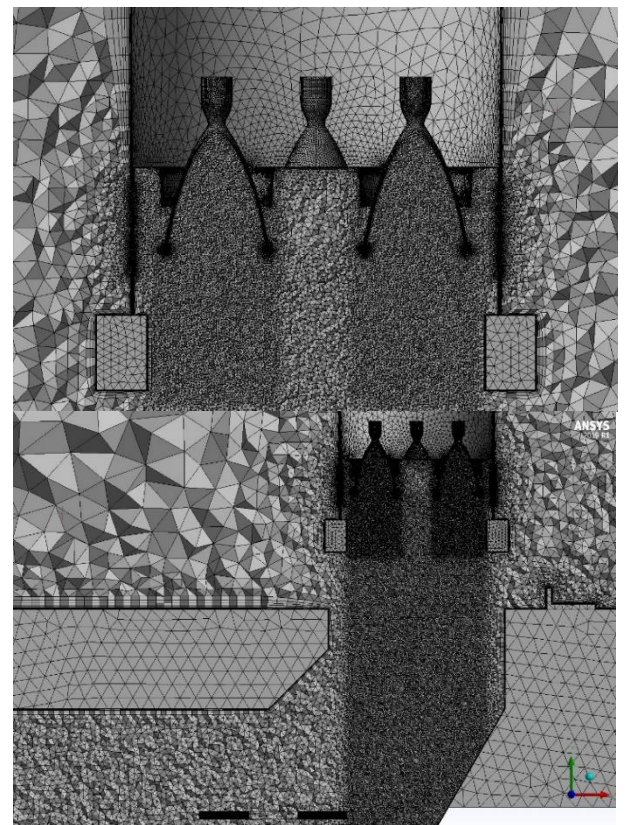


Рис. 4. Тетраэдральная расчетная сетка

Результаты расчета показали, что максимальное газодинамическое воздействие приходится на элементы конструкции газотражателя в местах прямого натекания струи, а также в области скачков уплотнения, что наглядно представлено на рис. 5 и 6. Распределение основных газодинамических параметров струи продуктов сгорания в газоходу показано на рис. 7 и 8.

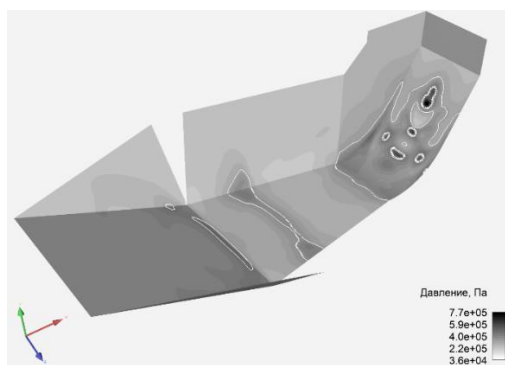


Рис. 5. Контуры статического давления на поверхности газохода:

— изолиния $P=0,2$ МПа; — изолиния $P=0,4$ МПа

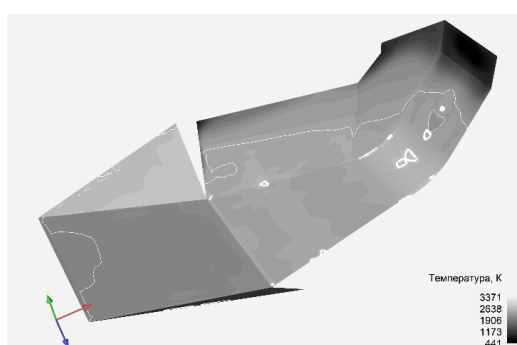


Рис. 6. Контуры температуры продуктов сгорания в газоходе:

— изолиния $T=3000$ К; — изолиния $T=3200$ К

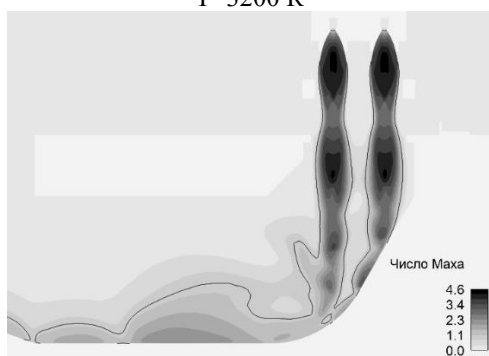


Рис. 7. Контуры числа Маха продуктов сгорания в газоходе: — изолиния $Ma=1$

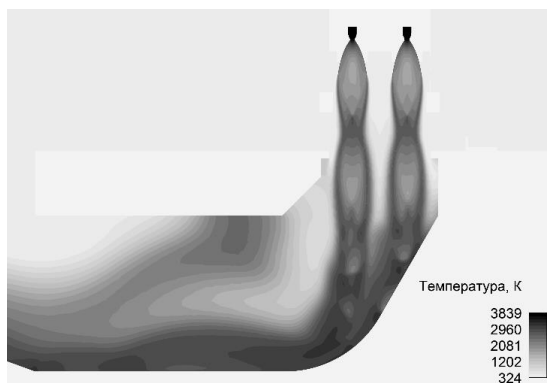


Рис. 8. Контуры температуры продуктов сгорания в газоходе

Заключение

Результаты представленной работы подтверждают возможность использования расчетного пакета ANSYS Fluent для моделирования химической кинетики горения топлива. Сравнение результатов расчета в ANSYS Fluent и NASA CEA показало их удовлетворительное согласование по массовым долям химических компонентов и их газодинамическим параметрам.

Численные расчеты проводились для оценки газодинамического воздействия блочной струи продуктов сгорания на поверхность газохода при старте ракеты. Трехмерная задача решена в стационарной постановке с помощью решателя Pressure-based и модели турбулентности RANS типа k-omega SST.

Методика, использованная в данной работе, позволяет качественно оценить газодинамическое воздействие струи продуктов сгорания на газоход с целью учета при дальнейшем его проектировании и оптимизации конструкции.

Список использованной литературы

1. Bonnie J. McBride, Sanford Gordon. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. II. Users Manual and Program Descriptions: NASA Reference Publication 1311. 1996.
2. Ten-See Wang. Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2001. № 2, Vol. 15. P. 140–147.
3. Maas U., Warnatz J. Ignition Processes in Carbon-Monoxide-Hydrogen-Oxygen Mixtures: Twenty-Second Symposium (International) on Combustion. The Combustion Institute, 1988. P. 1695–1704.
4. Тимошенко В. И. Теоретические основы технической газовой динамики. Киев, 2013. С. 154–155.

Статья поступила 13.01.2020