

ВОЗМОЖНОСТИ ТЕПЛОВОГО РАСЧЕТА ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Белов Г.В.^{1,2}, Аристова Н.М.¹, Айхлер А.А.²

¹Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва, gbelov@yandex.ru

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Ключевые слова: продукты сгорания, термодинамическое моделирование

Важным этапом проектирования химико-термического ракетного двигателя является термодинамический расчет равновесного состава и свойств продуктов сгорания ракетных топлив. Для определения основных характеристик модельного ракетного двигателя нужно рассчитать равновесный состав и свойства продуктов сгорания в трех сечениях: на входе в сопло, в критическом сечении и на срезе сопла. Первый расчет (для входа в сопло) производится при заданных значениях давления в камере и энтальпии топлива, расчет для критического сечения и среза сопла производится в предположении об изоэнтальпном расширении. Для критического сечения требуется определить параметры состояния продуктов сгорания, обеспечивающие равенство скорости потока и местной скорости звука. Расчет состава продуктов сгорания на срезе сопла выполняется с использованием заданного значения давления.

Первые алгоритмы и программные комплексы для теплового расчета химико-термических ракетных двигателей, снабженные базами данных по термодинамическим свойствам веществ были разработаны в 1960-е годы в СССР и США [1,2]. В работе [1] для расчета состава продуктов сгорания был использован метод констант равновесия, в работе [2] – метод минимизации термодинамического потенциала. Однако общий подход к тепловому расчету химико-термического ракетного двигателя был один и тот же — равновесный состав определялся путем подбора таких значений температуры и давления, которые обеспечивали бы равенство энтальпий продуктов сгорания и топлива для камеры сгорания, равенство энтропии продуктов сгорания в камере и на срезе сопла. Подобным образом (подбором) вычислялись параметры в критическом сечении сопла.

В конце 1970-х годов в МВТУ им. Н.Э. Баумана были созданы метод и алгоритм расчета равновесного состава, реализованные в виде программного комплекса АСТРА [3], который позволял вычислять характеристики продуктов сгорания при заданных значениях двух любых параметров из списка: температура, давление, объем, энтропия, энтальпия, внутренняя энергия, не прибегая к процедуре подбора температуры и давления. Позже на основании этого алгоритма был создан программный комплекс ТЕРРА [4].

Алгоритм работы [2] и база данных NASA были успешно превращены в программный комплекс СЕА [5] с удобным веб-интерфейсом и свободным доступом. Этот же алгоритм и база данных были использованы для разработки программного комплекса RPA [6]. Комплекс RPA распространяется на коммерческой основе, хотя имеется бесплатная версия с усеченными возможностями.

Сравнительно недавно начал развиваться проект Combustion Toolbox [7], который также предоставляет возможность теплового расчета химико-термического ракетного двигателя. Алгоритм работы [2] в этом случае реализован с использованием функций оптимизации пакета прикладных программ MATLAB. Предусмотрена возможность подключения нескольких баз данных.

Достаточно давно развивается проект Cantera – комплекс программ с открытым исходным кодом для решения задач, связанных с химической кинетикой, равновесной термодинамикой и процессами переноса [8]. Возможности этого комплекса были использованы для разработки программы для автоматизированного расчета и анализа термодинамических и геометрических характеристик жидкостных ракетных двигателей Dedal [9].

Однако все перечисленные программы являются либо закрытыми, либо достаточно сложны для модификации и встраивания в другие, более сложные программы, в которых процедура расчета равновесного состава является лишь одной из функций. Для решения подобных задач, а также для исследовательских целей предназначена программа с открытым исходным кодом Rengine, написанная на языке программирования Julia. Алгоритм расчета и текст программы с описанием отдельных функций приведены в работе [10]. Использован метод минимизации термодинамического потенциала. Определение координат условного минимума нелинейной целевой функции производится с помощью свободно распространяемой библиотеки IPOPT.

Список литературы

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник / В. Е. Алемасов [и др.]. Москва: ВИНТИ, 1971. Т. 1. 266 с.
2. Zeleznik F.J., Gordon S. Calculation of Complex Chemical Equilibria // Industrial and Engineering Chemistry. 1968. Vol. 60, №.6. P. 27-57.
3. Применение ЭВМ для термодинамических расчетов металлургических процессов / Г.Б. Синярев [и др.]. Москва: Наука, 1982. 263 с.
4. Трусов Б. Г. Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. "Приборостроение". 2012. №1. С. 240-249.
5. <https://cearun.grc.nasa.gov/> (дата обращения: 05.05.2025)
6. <https://rocket-propulsion.com/index.htm> (дата обращения: 05.05.2025)
7. Cuadra A., Huete C., Vera M. Combustion Toolbox: An open-source thermochemical code for gas-and condensed-phase problems involving chemical equilibrium // arXiv preprint arXiv:2409.15086. 2024. URL: <https://arxiv.org/abs/2409.15086> (дата обращения: 05.05.2025)
8. <https://cantera.org/> (дата обращения: 05.05.2025)
9. <https://github.com/DanBukin/Dedal?ysclid=ma9xgmw3od817240064> (дата обращения: 05.05.2025)
10. Белов Г.В. Тепловой расчет химико-термического ракетного двигателя: учеб. пособие. Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024. 93с.

Сведения об авторах

Белов Глеб Витальевич, д.т.н., ведущий научный сотрудник, термодинамическое моделирование, базы данных по термодинамическим свойствам веществ

Аристова Нина Михайловна, к.х.н., старший научный сотрудник, термодинамические свойства индивидуальных веществ

Айхлер Артем Александрович, студент МГТУ им. Н.Э. Баумана

POSSIBILITIES OF THERMAL CALCULATION OF A CHEMICAL ROCKET ENGINE

Belov G. V.^{1,2}, Aristova N.M.¹, Aichler A.A.²

¹Joint Institute for High Temperatures of the RAS, Moscow, gbelov@yandex.ru

²Bauman Moscow Technical State University

An important stage in the design of a chemical rocket engine is the thermodynamic calculation of the equilibrium composition and properties of the combustion products of the rocket fuels. To determine the main characteristics of a model rocket engine, it is necessary to calculate the equilibrium composition and properties of the combustion. We present a brief overview of the possibilities for performing such calculations.