

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СОПЛЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ CFD МОДЕЛИРОВАНИЯ

Чуваков Н.А., Гриценко В.С., Гнедков А.В., Мельников С.А.
Самарский университет, г. Самара, nstrikeee@gmail.com

Ключевые слова: ракетный двигатель, сопло, CFD-моделирование, число Маха, атмосфера.

Сопло ракетного двигателя – это ключевой элемент, который преобразует тепловую энергию продуктов сгорания в кинетическую энергию газового потока, создавая реактивную тягу. Оно ускоряет газы до сверхзвуковых скоростей и направляет их в нужном направлении, обеспечивая движение ракеты. Для исследования процесса течения продуктов сгорания в сопле ракетного двигателя необходимо получить картины распределения основных параметров: давления, температуры, скорости, числа Маха и т.д.

Объектом исследования является процесс течения продуктов сгорания в сопле с выходом в атмосферу. В качестве предмета исследования выбран контур сопла ракетного двигателя, полученный в результате выполнения курсовой работы в рамках дисциплины «Теория, расчёт и проектирование ракетных двигателей» [1]. Проектный расчёт выполнен с использованием специального программного комплекса TERRA. Контур сопла с размерами представлен на рис. 1.

В работе выполнено численное моделирование течения продуктов сгорания в сопле ракетного двигателя с выходом в атмосферу в программном комплексе Ansys Fluent.

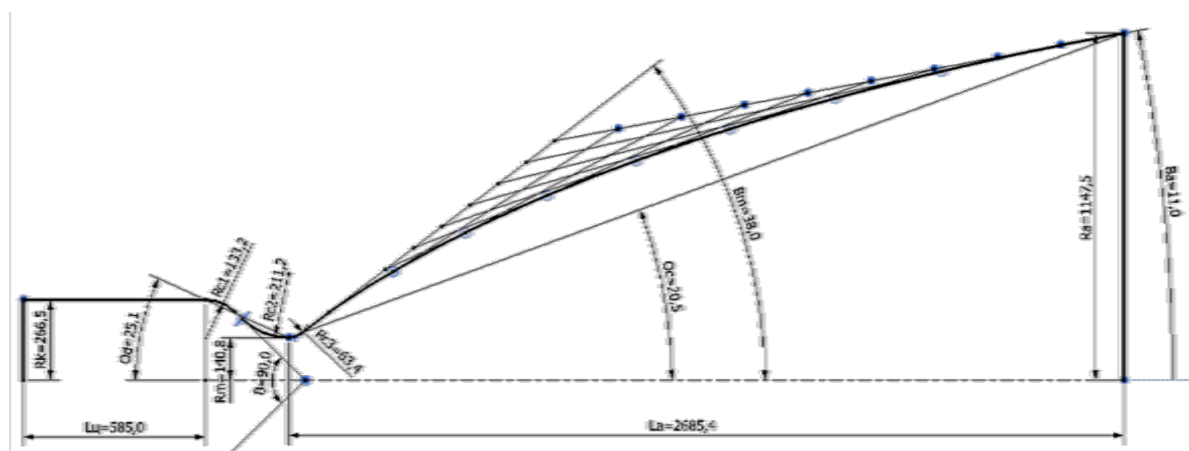


Рис. 1 – Контур сопла ракетного двигателя

Расчёты выполнены в 2D осесимметричной постановке задачи. В первом приближении, нужном в первую очередь для оценки физичности распределения параметров потока, использована упрощенная модель горения Eddy-dissipation с мгновенным сгоранием компонентов топлива при смешении. Компоненты топлива – водород и кислород с массовым стехиометрическим соотношением 7,361. Давление на входе в сопло – 14,729 МПа. Атмосферное давление – 20 кПа (расчётный режим). Сеточная модель состоит из 196 тыс. эл. Обработка расчётов проводилась в модуле Results. Получены картины распределения статического давления, статической температуры, скорости и числа Маха, представленные на рисунках 2-5. Также для сравнения с проектным расчётом были получены на срезе сопла массовый расход, средние статические температура и давление, число Маха и удельный импульс.



Рис. 2 – Распределение статического давления

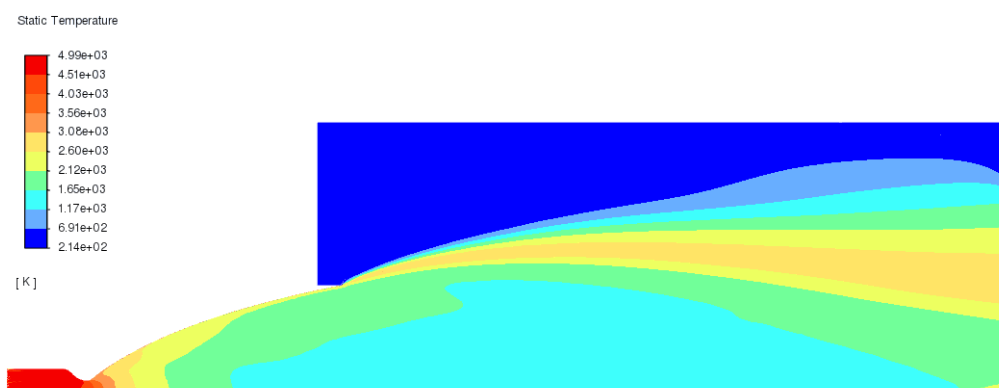


Рис. 3 – Распределение статической температуры

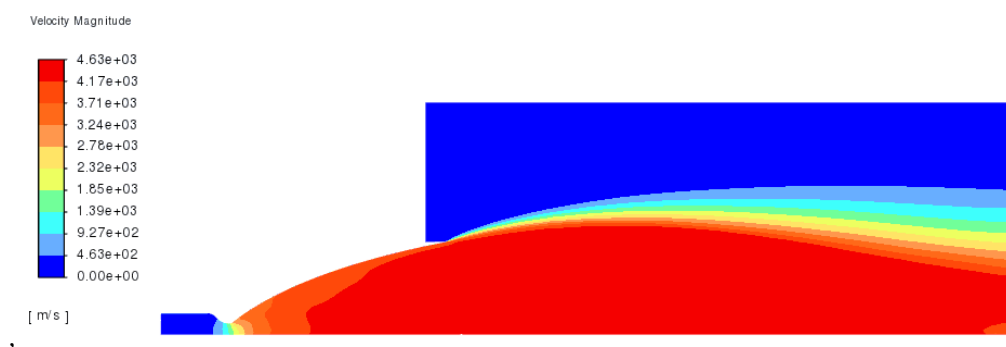


Рис. 4 – Распределение скорости

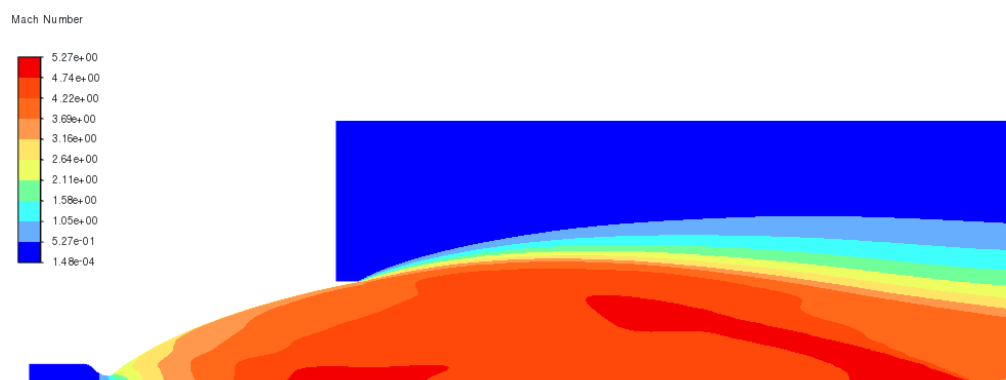


Рис.5 – Распределение числа Маха

Картини распределения параметров получились физичными. Расхождения, особенно массового расхода, объясняются тем, что было смоделировано простое горение без учёта сложных реакций

Список литературы

1. Егорычев, В.С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.-108 с.
2. Расчёт сверхзвукового течения газовой среды в ANSYS Fluent [Электронный ресурс]: электрон. метод. указания к лаб. работам / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. Л.С. Шаблий, А.В. Кривцов. – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,7 Мбайт). – Самара, 2014. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Сведения об авторах

Чуваков Никита Андреевич – студент. Область научных интересов: рабочие процессы турбомашин и ГТД, проектирование и численное моделирование лопаточных машин, рабочие процессы ракетных двигателей.

Гриценко Владимир Сергеевич – студент. Область научных интересов: рабочие процессы турбомашин и ГТД, проектирование и численное моделирование лопаточных машин, рабочие процессы ракетных двигателей.

Гнедков Андрей Витальевич – студент. Область научных интересов: рабочие процессы турбомашин и ГТД, проектирование и численное моделирование лопаточных машин, рабочие процессы ракетных двигателей.

Мельников Сергей Александрович – ассистент кафедры ТДЛА им. В.П. Лукачёва. Область научных интересов: рабочие процессы турбомашин и ГТД, проектирование и численное моделирование лопаточных машин, рабочие процессы ракетных двигателей.

STUDY OF THE WORKING PROCESS IN A ROCKET ENGINE NOZZLE USING CFD SIMULATION

Chuvakov N.A., Gritsenko V.S., Gnedkov A.V., Melnikov S.A.
Samara University, Samara, Russia, nstrikeee@gmail.com

Keywords: rocket engine, nozzle, CFD modeling, Mach number, atmosphere.

The object of this study is the flow of combustion products in a nozzle with atmospheric effluent. The chosen subject is a rocket engine nozzle contour, obtained as a result of coursework in the course «Theory, Calculation, and Design of Rocket Engines.» The design calculations were performed using the specialized TERRA software package.