

УДК 621.454.2

РАСЧЁТ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 30 кН

Балабанов А. С., Шаблий Л. С.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) являются единственными двигателями, способными работать в космическом пространстве, создавая высокую тягу. Современные ЖРД используются для вывода космического аппарата за пределы атмосферы, корректировки орбиты (системы управления и стабилизации в космическом пространстве). Как и у всех видов двигателей, для ЖРД проводятся испытания, необходимые для выявления всевозможных недоработок и ошибок. Но в отличие от большинства видов двигателей, испытания ЖРД весьма длительные и дорогостоящие. Поэтому для уменьшения стоимости и сроков создания ЖРД желательно использовать компьютерное моделирование на всех этапах проектирования.

Целью данной работы является определение газодинамических параметров проточной части камеры двигателя тягой 30 кН, с помощью «ANSYS Fluent».

Первоначально геометрия камеры была получена при курсовом проектировании по курсу "Термодинамический расчёт и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA" [1].

При расчёте было сделано допущение, что двигатель работает на расчётном режиме. Для ускорения расчёта в качестве рабочей области была выбрана не вся камера двигателя, а только её десятая часть (рис. 1), что позволяет десятикратно повысить скорость решения. На боковой поверхности секторной модели была задана периодическая граница. В качестве рабочего тела была задана смесь из 31 вещества, представляющая из себя продукты сгорания керосина с жидким кислородом (атомарный кислород, молекулярный кислород, вода, перекись водорода, молекулярный водород, угарный газ, углекислый газ и т.д.). В расчёте использовались их молярные концентрации, полученные в специальном программном комплексе «TERRA», с учётом замороженного течения рабочего тела.

Для получения устойчивого решения расчёт проводился в несколько этапов с разной скоростью решения, определяемой числом Куранта, а также релаксационными множителями. Первые несколько десятков итераций проводились с числом Куранта 2 и релаксационными множителями 0,01 и давлением 101 кПа на входе в сопло. После чего скорость постепенно повышалась, и повышалось давление на входе. Таким образом, путём постепенного повышения параметров решателя и давления на входе было получено сошедшееся решение при заданном давлении.

После проведения первого расчёта были внесены изменения в сеточную модель. Поскольку колебания параметров в области критического сечения происходят быстро, то сетка в этой области была измельчена. Был добавлен пристеночный слой в зоне сверхкритического течения рабочего тела, была разделена входная граница на две составляющие.

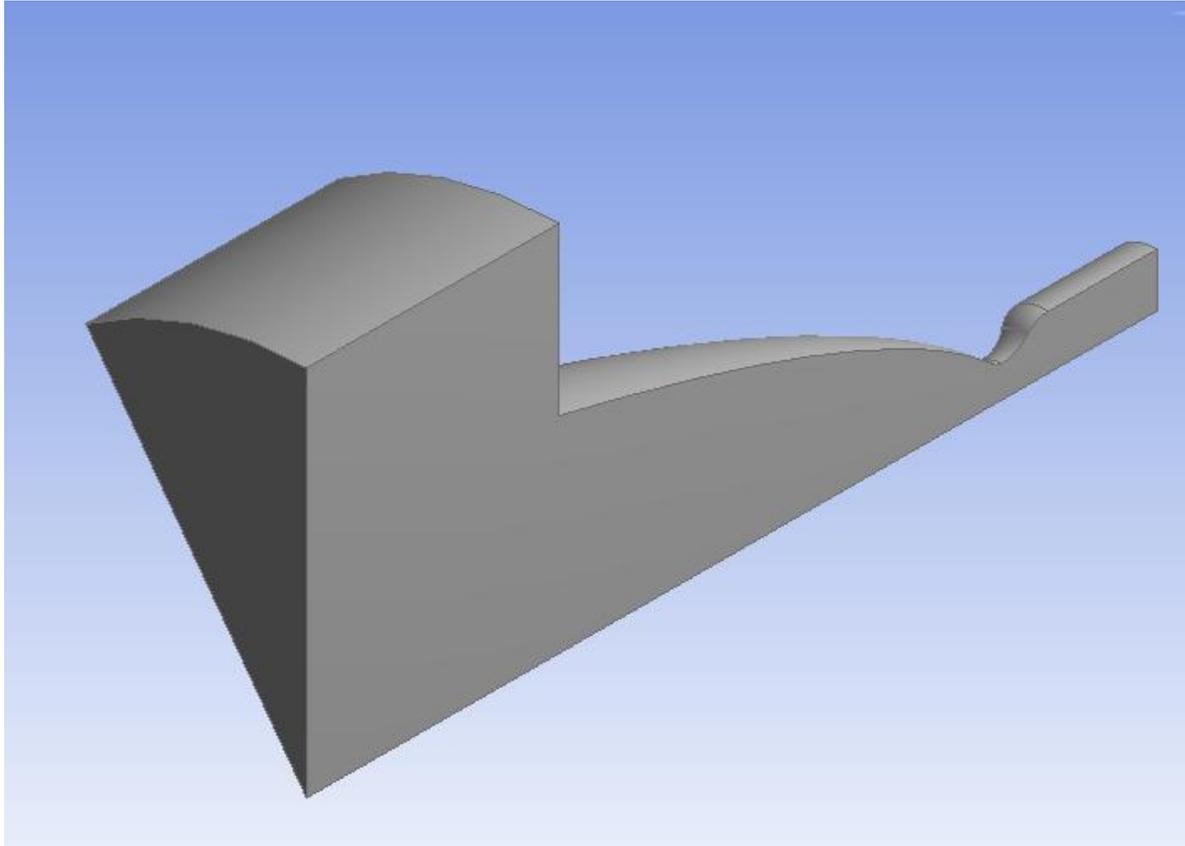


Рис. 1. Расчётная модель камеры РД

По модели была посчитана величина тяги. Тяга представляет собой некомпенсированную силу, действующую на огневое днище камеры и боковую поверхность. Истинное значение величины тяги получается путём сложения тяги на огневом днище и тяги на боковой поверхности. Были посчитаны величины идеального удельного импульса тяги в пустоте и расхода через камеру двигателя на расчётном режиме. Для этого была построена дополнительная плоскость, совпадающая с выходным сечением сопла.

В результате решения были получены интегральные параметры потока, а также поля распределения параметров (температуры, давления, скорости и плотности) в различных сечениях проточной части камеры ракетного двигателя.

Библиографический список

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.: ил.
2. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник в 10 т. / под ред. акад. В.П. Глушко. – М.: ВИНТИ АН СССР, 1971.
3. Егорычев, В. С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. Пособие [Текст] / В.С. Егорычев, В.С. Кондрусев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 72 с.: ил.