

О ПРЕДЕЛЬНО ДОСТИЖИМОЙ ВЕЛИЧИНЕ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ТЯГИ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОГО МАРШЕВОГО ЖРД ТЯГОЙ 20 КН РАЗГОННОГО БЛОКА ЛЕГКОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Иванов А.И.¹, Шустов С.А.²

¹ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, alex_slavross@mail.ru

²Самарский университет, г. Самара

Ключевые слова: маршевый ЖРД, разгонный блок, удельный импульс тяги, термогазодинамический расчет, соотношение компонентов, геометрическая степень расширения сопла, потери удельного импульса тяги.

В настоящее время к числу актуальных относится задача создания маршевых ЖРД тягой от 10 до 20 КН для разгонных блоков (РБ) легких ракет-носителей, способных выводить на низкую опорную орбиту полезную нагрузку массой от 1 до 5 тонн. Для этих ЖРД весьма перспективным является использование высоко-энергетичного и экологически чистого топлива, компонентами которого являются жидкий водород и жидкий кислород.

Далее излагаются методика и результаты численного термогазодинамического расчета, приводится сравнение полученной предельно-достижимой величины удельного импульса в пустоте для кислородно-водородного ЖРД тягой 20 КН с величиной удельного импульса ЖРД такой же тяги РБ «Фрегат» на компонентах топлива азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

Как известно [1], расчетное определение величины удельного импульса ЖРД начинается с термодинамического расчета, проведение которого связано, в основном, с выбором давления в камере сгорания p_k , коэффициента избытка окислителя $\alpha_{ок}$ и геометрической степени расширения сопла \bar{F}_a . Выбор давления в камере сгорания для ЖРД, использующих в качестве компонентов топлива жидкий водород и жидкий кислород, тесно связан с выбором системы схемы турбонасосной системы подачи [2,3]. Поскольку с учетом [3,4] в данной работе рассматривается безгенераторная схема турбонасосной системы подачи с отдельным приводом насосов горючего и окислителя, величина p_k выбрана равной 5 МПа. Массовое соотношение компонентов k_m выбрано равным 6.0 ($\alpha_{ок} = 0.76$). За исходный выбран следующий контур сверхзвуковой части сопла с равномерными параметрами потока на выходе: первая линия тока; средний показатель изоэнтропы расширения $n = 1.2$; число Маха $M_o = 6.998$; безразмерный радиус $\bar{r}_o = 38.29$; геометрическая степень расширения $\bar{F}_o = 1466$. Безразмерные координаты контура сверхзвуковой части этого сопла брались в [5].

Для проведения термогазодинамического расчета использовалась численная методика [6], основой которой является термодинамическая модель, взаимосвязанная с газодинамической моделью. Эта методика обеспечивает определение расчетов как идеальных параметров ЖРД, так и потерь удельного импульса из-за трения и рассеяния с учетом их взаимосвязи. Для определения потерь из-за химической неравновесности использовались результаты численных расчетов, представленных в [7].

Результаты термогазодинамического расчета:

- величина удельного импульса тяги в идеальном приближении для давления в камере сгорания и соотношения компонентов, указанных выше составляет 4850 м/с;
- с учетом потерь удельного импульса в камере сгорания (величина коэффициента полноты удельного импульса камеры сгорания $\varphi_k = 0.985$) и в сопле максимальная величина удельного импульса в пустоте, равная 4537 м/с достигается при $\bar{F}_a = 718$; эта величина удельного импульса и принимается за предельно-достижимую;

- потери удельного импульса тяги при $\bar{F}_a = 718$ составляют 4.3%, в том числе: из-за трения – 3.2 % (для турбулентного пограничного слоя и фактора теплообмена $\bar{T}_w = 0.3$); из-за химической неравновесности 1.1 %; из-за рассеяния – менее 0.1 %;
- полученная предельно-достижимая величина удельного импульса водородно-кислородного ЖРД РБ тягой 20 КН на 38.9 % выше удельного импульса ЖРД такой же тяги РБ «Фрегат» на компонентах топлива АТ и НДМГ.

Список литературы

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей. [Текст]: учебник для ВУЗов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин. – М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Гуртовой А.А., Лобов С.Д., Рачук В.С., Шостак А.В. Работы КБ Химавтоматики по созданию кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей // Космическая техника и технологии. № 1 (4) /2014. С. 60-66.
3. Дмитренко А.И., Иванов А.В., Рачук В.С. Развитие конструкции турбонасосных агрегатов для водородных ЖРД безгенераторной схемы, разработанных в КБХА // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, сер. Авиационная и ракетно-космическая техника. № 4 (24). 2010. С. 38-48.
4. Иванов А.И., Борисов В.А. Кислородно-водородный ЖРД для разгонных блоков ракет-носителей лёгкого класса с использованием водородного ТНА, разработанного для авиационного ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, сер. Авиационная и ракетно-космическая техника. № 3 (34). 2012. С. 302-305.
5. Мельников Д.А., Пирумов У.Г., Сергиенко А.А. и др. Руководство для конструкторов по проектированию круглых осесимметричных сопел. М., НИИТП (в настоящее время ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), 1964.
6. Безменова Н.В., Гидаспов В.Ю., Иванов И.Э., Пирумов У.Г., Шустов С.А. Численное исследование газодинамики сопел перспективных двигательных установок разгонных блоков // Тезисы докладов III Международной конференции по неравновесным течениям в соплах и струях, 3...7 июля 2000, Москва. С. 38-39/
7. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник / под ред. акад. В.П. Глушко. В 10 т. Т. 2. М.: ВИНТИ АН СССР, 1972. 489 с.

Сведения об авторах

Иванов Александр Иванович, начальник отдела ракетных двигателей и энергетических установок ПАО «ОДК-Кузнецов». Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели.

Шустов Станислав Алексеевич, д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В.П. Лукачева Самарского университета. Область научных интересов: термодинамика ракетных двигателей.

ON THE MAXIMUM ACHIEVABLE VALUE OF THE SPECIFIC THRUST PULSE OF AN OXYGEN-HYDROGEN PROPELLANT ROCKET ENGINE WITH A THRUST OF 20 KN OF THE UPPER STAGE OF A LIGHT LAUNCH VEHICLE

Ivanov A.I.¹, Shustov S.A.²

¹PJSC “UEC-Kuznetsov”, Samara, alex_slavross@mail.ru

²Samara National Research University, Samara

Keywords. LRPE, upper stage, specific thrust impulse, thermogasodynamic calculation, component ratio, geometric nozzle expansion ratio, loss of specific thrust impulse.

On the basis of numerical thermogasodynamic calculation, it is shown that, taking into account the losses, the maximum achievable value of the specific thrust pulse of an oxygen-hydrogen propellant rocket engine with a thrust of 20 KN is achieved at and is 4334 m/s.