

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ CALS/PLM – ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ ЖРД

Воробьева А.Е., Оглезнева П.С.

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева, г. Самара*

Ключевые слова: ракетный двигатель, камера, сопло, удельный импульс.

Аннотация. В работе проведены термодинамические расчёты камеры ракетного двигателя с применением упрощённых моделей различного уровня. Рассматривались модели: идеального ракетного двигателя, приближённая модель реального ракетного двигателя, точная модель реального ракетного двигателя. Цель работы – овладение методами и средствами, позволяющими проводить термодинамические расчёты камеры ЖРД с использованием наиболее точных и современных программных комплексов. За счёт применения более точных расчётных моделей ракетного двигателя получены уточнённые значения геометрических размеров сверхзвуковой части сопла, а также удельных параметров двигателя.

RESEARCH OF POSSIBILITY OF APPLICATION OF CALS/PLM-TECHNOLOGIES FOR IMPROVEMENT OF DESIGN SOLUTIONS OF A LIQUID-FUELED ROCKET ENGINE

Vorobeva A.E., Oglezneva P.S.

*Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev,
Samara*

Keywords: rocket engine, chamber, nozzle, specific impulse.

Abstract. The work carried out thermodynamic calculations of the rocket engine chamber using simplified models of various levels. The models considered were: an ideal rocket engine, an approximate model of a real rocket engine, an accurate model of a real rocket engine. The purpose of the work is to master the methods and means allowing thermodynamic calculations of the LRE chamber using the most accurate and modern software systems. Due to the use of more accurate calculation models of the rocket engine, the updated values of the geometric dimensions of the supersonic part of the nozzle, as well as the specific parameters of the engine, are obtained.

Камера ЖРД – важнейший агрегат ЖРД, представляющая собой высоконагруженный энергетический узел, в котором нашли воплощение научно – технические достижения и конструкторские решения, обеспечивающие её надёжную работу, контроль и диагностику ее состояния.

В ходе исследования был проведён анализ исходного проектного решения прототипа РД-108 и исследование способа его улучшения. РД-108 – жидкостный ракетный двигатель первой ступени тягой 220×4 кН на компонентах топлива керосин и жидкий кислород.

Проанализирована эффективность улучшенного проектного решения на основе использования CFD – модели реального ракетного двигателя, реализованной в программном комплексе SPPSPMX.

Цель исследования заключалась в улучшении ранее принятого проектного решения на основе использования современных методов компьютерного

моделирования рабочих процессов ракетных двигателей. В качестве критерия сравнения вариантов проектных решений использована величина удельного импульса тяги в пустоте.

В программном комплексе SPPSPMX наряду с термодинамической моделью идеального двигателя (программный модуль S) реализованы двухмерные газодинамические CFD – модели учета вязкости в приближении пограничного слоя (программный модуль PPS) и учета двухмерного характера течения в сверхзвуковой профилированной части сопла путем решения уравнений Эйлера с помощью послойного метода характеристик (программный модуль PMX). В связи с этим использование программного комплекса SPPSPMX позволяет надежно определять потери удельного импульса из-за трения по длине сопла.

Табл. 1. Параметры РД – 108

Организация-разработчик	НПО «Энергомаш»
Тяга (P), кН	940 (в вакууме)
Давление в КС, МПа	5,1
Удельный импульс тяги на земле, м/с	2403
Продолжительность работы, с	340

Для повышения достоверности и адекватности численных значений параметров потока при использовании модели реального РД, получаемой с помощью SPPSPMX, проведём их сравнение со результатами расчётов, изложенных в фундаментальном справочнике [1].

Табл. 2. Сравнение результатов расчетов с помощью Терра и SPPSPMX

Параметр	Размерность	Результаты расчета		Погрешность
		SPPSPMX	Справочник под ред. В.П.Глушко	
T_{oc}	К	3741	3740	0,000267
$J_{у.п}^{ид}$	м/с	3558	3556	0,000562

Из приведённых значений сравниваемых параметров видно, что расхождения составляют менее 0,1%.

Используя материалы методического пособия [2], в программе SPPSPMX производим расчет двух контуров: контур с равномерным выходом и контур идеально расширяющегося сопла. Разбиваем сверхзвуковую часть сопла на участки.

На основании результатов в SPPSPMX получены зависимости потерь $\xi_{тр}$, ξ_p , $\xi_{х.н.}$, ξ_c по длине сверхзвуковой части сопла.

Учет ограничений по отрыву потока на завершающем этапе выбора наилучшего проектного решения и оценки его эффективности актуален для первых ступеней ракет-носителей.

Необходимо проверить, не будет ли происходить в этом сопле отрыв потока при запуске двигателя при $h=0$.

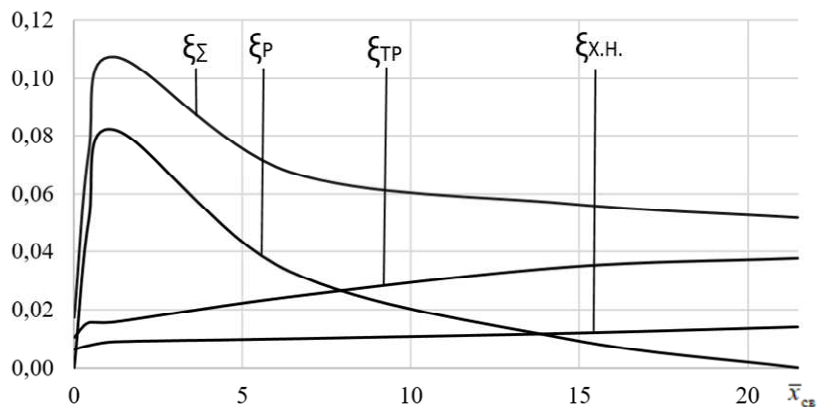


Рис. 1. Зависимость потерь удельного импульса тяги по длине сверхзвуковой части сопла с равномерным потоком на выходе

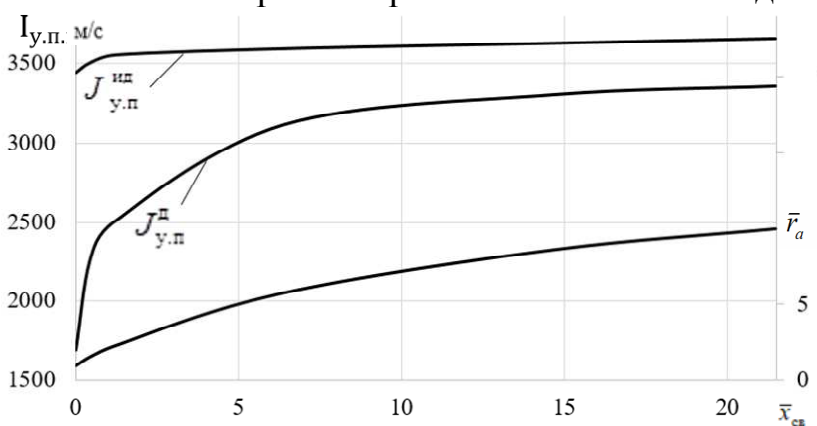


Рис. 2. Изменение идеальной и действительной величины удельного импульса тяги по длине сверхзвуковой части сопла с равномерным потоком на выходе

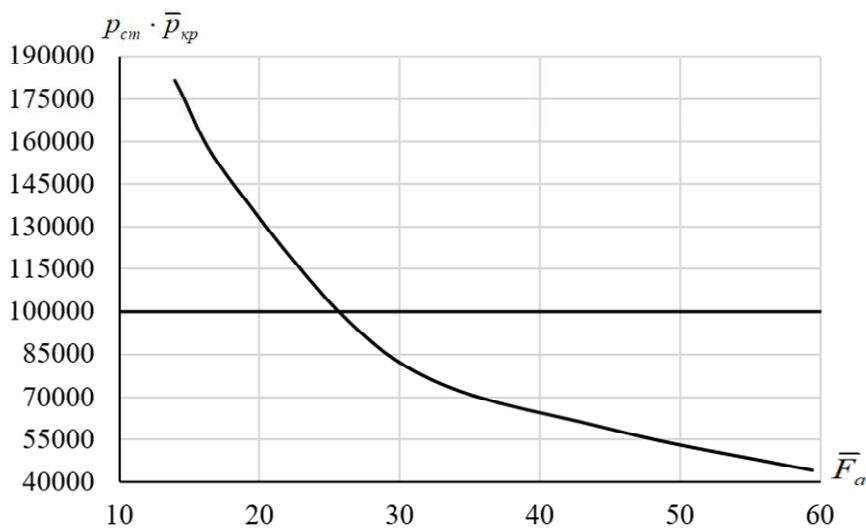


Рис. 3. Зависимость от \bar{F}_a для сопла с равномерным потоком на выходе

В соответствии с зависимостью на рисунке 3 отрыв потока будет происходить, начиная с сечения, соответствующего геометрической степени расширения $\bar{F}_a = 25,75$, которому соответствует значение действительной величины удельного импульса в пустоте $I_{y.n}^d = 3182$ м/с.

Укороченный до $\bar{F}_a = 25,75$, контур сопла с равномерным выходом будет являться окончательным вариантом улучшенного проектного решения,

эффективность которого определяется величиной удельного импульса в пустоте, равной $I_{y,n}^{\partial} = 3182$ м/с.

Улучшение проектного решения осуществлялось за счёт наиболее обоснованного выбора давления на срезе сопла.

В результате применения точной модели реального ракетного двигателя были определены геометрические размеры сопла и величина удельного импульса. Увеличение удельного импульса по сравнению с первоначальным проектным решением составляет 1,21%.

Список литературы

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник в 2 т. / Под ред. акад. В.П.Глушко. – М.:Винити АН СССР, 1971-1979.
2. Егорычев В.С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД: учеб. пособие.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. – 107 с.

Сведения об авторах:

Воробьева Анастасия Евгеньевна – студент, Самарский университет, Самара;

Оглезнева Полина Сергеевна – студент, Самарский университет, Самара.