

**ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛИ ГОРЕНИЯ «КИСЛОРОД—ВОДОРОД»
ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ
В КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

©2018 А.Д. Максимов, Т.А. Чубенко, В.М. Зубанов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

**RESEARCH OF THE COMBUSTION MODEL "OXYGEN—HYDROGEN" FOR WORKING
PROCESSES MODELING OF THE LIQUID ROCKET ENGINE CHAMBER**

Maximov A.D., Chubenko T.A., Zubanov V.M. (Samara National Research University,
Samara, Russian Federation)

The article presents the results of modeling processes of combustion of fuel «oxygen-hydrogen». Received distribution of parameters for three combustion models in the flow part of chamber.

При проектировании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) необходимо иметь подробные сведения о газодинамических параметрах в проточной части, предопределяющих совершенство рабочих процессах, энергетических характеристиках, состоянии конструкции. Не так давно задачи по нахождению этих параметров, в основном, решались экспериментальным методом.

Существенно уменьшить время определения характеристик ЖРД позволяет моделирование рабочих процессов с помощью вычислительной гидрогазодинамики (CFD), так как при этом стало возможным определение параметров процессов, не прибегая к ресурсоёмким испытаниям.

Процессы горения, протекающие в камере, являются одними из наиболее сложных, поэтому их необходимо учитывать при определении параметров камеры.

Целью данной работы является выбор наиболее адекватной модели горения «кислород-водород» для моделирования рабочих процессов в камере ЖРД.

В качестве предмета исследования был выбран двигатель с тягой 1760 кН и давлением в камере сгорания 14,6 МПа, спроектированный по методике [1].

Геометрия камеры была построена в программе NX 8.5., её сеточная модель создана в программе ANSYS Meshing. Для

повышения качества расчёта проводились следующие мероприятия: была использована 30 градусная секторная модель, создавались выходная область и пристенок, в пристеночном слое сетка измельчалась по наружной поверхности, в критическом сечении и в переходе от ядра к пристенку. Сеточная модель состояла из 880 тысяч элементов.

Для расчёта указывались граничные зоны, где задавались массовые доли веществ, массовый расход через ядро и пристенок, давление в камере сгорания и на срезе сопла.

Было проведено исследование нескольких моделей горения, результаты которого приведены в таблице 1:

1) Замороженное течение, в котором в качестве рабочего тела использовались продукты сгорания, компонентный состав которых был определён с помощью термодинамического расчёта в программе TERRA [2].

2) Модель горения тонкого фронта пламени Flamelet из стандартной библиотеки ANSYS CFX [3].

3) Система реакций [4] с моделью горения Eddy Dissipation.

В результате оказалось, что адекватные результаты, близкие к экспериментальным, даёт система реакций горения топлива «кислород-водород» [4], но при этом получены завышенные значения температуры.

Таблица 1 - Результаты моделирования

Параметр		Модель горения				
		Замороженное течение [2]	Flamelet [3]	Система реакций [4]	TERRA [1]	
Т, К	ос	3628	3361	4555	3702	
	*	3306	3323	4185	3518	
	а	1092	1067	1584	1780	
р, МПа	ос	13.8	12.36	14.88	14.6	
	*	8.13	7.213	8.811	8.46	
	а	0.0147	0.0133	0.0168	0.0146	
Массовые доли	Н ₂ O	ос	0.8253	0.493	0.9925	0.8253
		*	0.8263	0.494	0.9925	0.8456
		а	0.8264	0.4939	0.9925	0.9982
I _{уд} , м/с			3885	3405	4301	4460
Р, кН			1673	1477	1845	1763

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.

2. Трусов, Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак

университеті, 2005. – С. 52-57.

3. Zubanov V. M., Egorychev V. S., Shabliy L. S. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling // 2015. — Vol. 104. — P. 29-35.

4. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS/CFX: учеб. пособие В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов –Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014.-135 с.

УДК 629.7.036.5.064.001.4:621.453/.457

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РАБОЧЕМ ТЕЛЕ ИОД С БЕЗРАСХОДНЫМ КАТОДОМ-КОМПЕНСАТОРОМ

© 2018 И.Б. Сишко, А.А. Шиповский, П.А. Щербина

Ракетно-Космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв

RESEARCH OF SPI ON IODINE WITH GASLESS CATHODE-COMPENSATOR

Sishko I.B., Shipovskii A.V., Scherbina P.A. (JSC RSC Energia, Korolyov, Russian Federation)

At present iodine is the most perspective propellant for electric propulsion systems. In this article iodine was analyzed as propellant for Hall thrusters. The advantages and characteristics of iodine in comparison with xenon are shown for electric propulsion systems. There are presented preliminary developments and results of first Hall thruster tests on iodine. The article presents the corporative research work aimed at developing the iodine storage and supply system. The storage and supply system is shown and described for experimental Hall thruster testing on iodine, as well as with using a gasless cathode-compensator.

Электроракетные двигатели (ЭРД) с замкнутым дрейфом электронов, такие как стационарные плазменные двигатели (СПД), широко применяются в беспилот-

ных космических аппаратах (КА), выполняющие функцию довыведения или коррекции орбиты. Рабочим веществом в СПД является ксенон – элемент 18-й группы пя-