

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	H 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-

того периода периодической системы. Инертный газ без цвета, вкуса и запаха, не конденсируется на элементах конструкции космического аппарата (КА).

Почему же среди всего многообразия элементов таблицы Менделеева выбран именно этот газ? Ксенон обладает тяжёлыми атомами для газа (131,29 а.е.м.) и достаточно низким потенциалом ионизации (12,1 эВ), что положительно сказывается на его тяговых, удельных и энергетических характеристиках.

Если взглянуть на предыдущий элемент в таблице, то можно обнаружить, что соседом ксенона является иод. Твёрдое вещество, принадлежащее 17-й группе пятого периода периодической таблицы. Химически активный неметалл, относится к группе галогенов. Имеет атомарный вес 126,9 а.е.м. с потенциалом ионизации 10,45 эВ. Это означает, что иод требует меньше энергии для ионизации. Тяговые и удельные характеристики будут чуть меньше, но примерно такими же, как у ксенона. Годовая добыча иода составляет 25000 тонн, а ксенона всего 20 тонн. Стоимость 1 кг иода составляет 2000 руб., а ксенона 200000 руб.

Для электроракетных двигателей,

ускоряющих поток ионов, обязательным элементом является катод-компенсатор (КК). Его основная функция – генерация электронов для нейтрализации электрического заряда реактивной струи ионов двигателя. В настоящее время в качестве катод-компенсаторов используются полые газопроточные (плазменные) термоэмиссионные катоды. Первичные электроны термоэмиссии и вторичные, образовавшиеся в плазме полого катода, транспортируются к ионной струе по «плазменному мостику» с минимальными энергозатратами.

ЭРДУ на рабочем теле иод. В РКК «Энергия» в рамках работ по НИР «Кристалл» и НИР «Форсаж-Энергия» была разработана и испытана исследовательская модель ЭРДУ на рабочем теле иод (рис. 1,2). Она включает в себя: систему хранения и подачи иода (СХП иода), систему хранения и подачи ксенона (СХП ксенона), аппаратуру питания и управления (АПУ), тяговый модуль (ТМ) СПД-М70И, модернизированный в ОКБ «Факел» для работы на иоде, «безрасходный» катод-компенсатор, производства НПП «Исток».

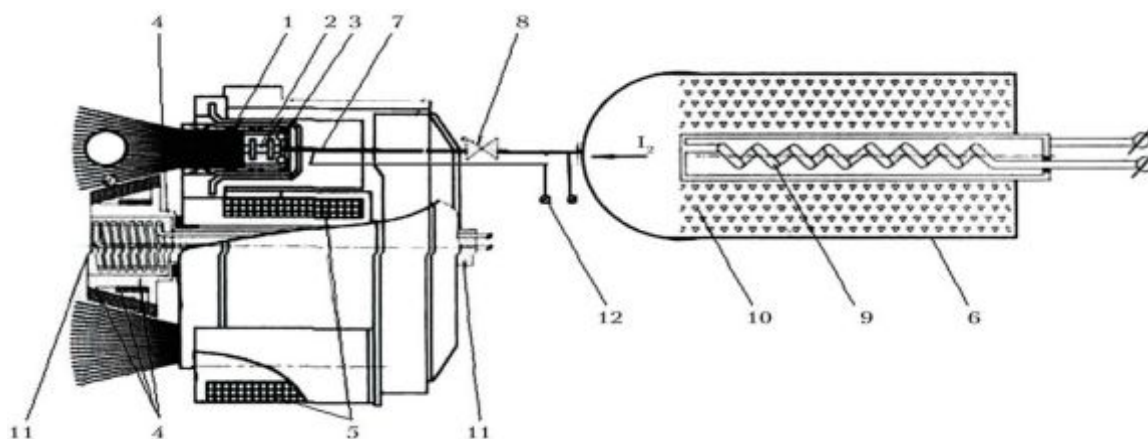


Рис. 1. Электроракетная двигательная установка на иоде с безрасходным катодом: 1 – разрядная камера; 2 – кольцевой анод; 3 – нагреватель; 4 – катод; 5 – магнитная система; 6 – емкость с иодом; 7 – трубопровод; 8 – клапан; 9 – нагреватель; 10 – иод; 11 – нагреватель катода; 12 – нагреватель трубопровода в анод

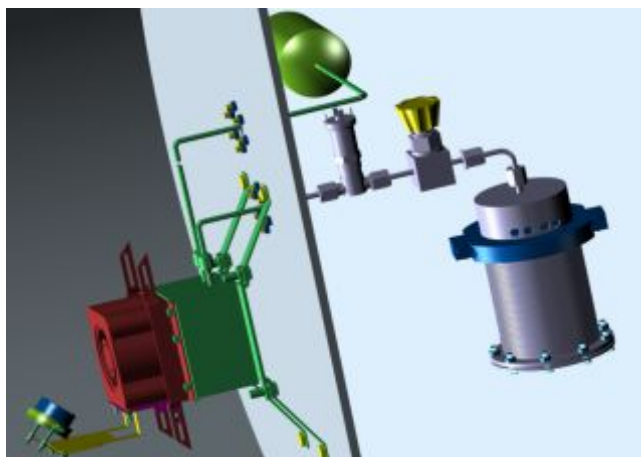


Рис.2. Модель электроракетной двигательной установки на иоде с безрасходным катодом-компенсатором

Такой вариант не требует дополнительной подачи рабочего тела в катод, но требует дополнительного вклада мощности в нагрев и улучшит массогабаритные характеристики электроракетной двигательной установки. Однако использование безрасходного КК в составе ЭРДУ ограничивается рядом проблем, которые удовлетворительно не решены до сих пор.

Для генерации электронов необходим катодный узел с низкой работой выхода электронов из эмиттера катода и эффективным нагревателем эмиттера с большим ресурсом работы, а также средства для транспортировки потока электронов из прикатодной области к потоку ионов.

УДК 532.525.2.011.5

О ПРОБЛЕМАХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЁТА СТРУЙ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

©2018 С.Г. Ребров¹, С.А. Шустов²

¹Исследовательский центр имени М.В.Келдыша, г. Москва

²Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

ABOUT GAS DYNAMICS JET CALCULATION PROBLEMS OF LIQUID ROCKET ENGINES OF SMALL THRUST

Rebrov S.G. (Research Center named after M.V. Keldysh, Moscow, Russian Federation)

Shustov S.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The paper deals with analytic results of the problems concerning gas dynamics jet calculation jet of liquid rocket engines of small thrust in connection with their power, heat and contaminating influence upon construction elements and equipment of spacecrafts.

Газодинамический расчёт струй жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) должен обеспечивать решение следующих основных задач:

1) расчёт полей термодинамических и газодинамических параметров струй ЖРДМТ при истечении в собственную внешнюю атмосферу (СВА) космических аппаратов (КА) как для газовой, так и для жидкой фазы (для газовой фазы- давление, температура, плотность, скорость, химический состав, показатель изоэнтропы расширения; для жидкой фазы- количество и размер капель);

2) силовое и тепловое воздействие вытекающей струи на элементы конструкции КА;

3) загрязняющее воздействие на элементы конструкции КА и оборудование, размещаемое на внешней поверхности КА

(солнечные батареи, оптические датчики, приемопередаточные антенны и т.д.)

В настоящее время известны методы расчёта газодинамических параметров струй ракетных двигателей, основанные на допущении о несущественной зависимости газодинамических процессов в сопле и вытекающей из этого сопла струи [1,2]. Однако это допущение является оправданным лишь при идеальном течении продуктов сгорания в сопле и применимо лишь для ракетных двигателей большой тяги. В [3,5,6] показано, что рабочие процессы в соплах ЖРДМТ имеют ряд особенностей, основными из которых являются более низкое давление на входе в сопло, малые геометрические размеры, низкая полнота сгорания, невозможность организации регенеративного охлаждения, импульсные режимы включений. Это приводит