

УДК 629.78.05

КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОЛИЗА ВОДЫ И ЖРДМТ НА КОМПОНЕНТАХ $H_{2r}+O_{2r}$ ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МКА

© 2009 А. С. Гуртов¹, Е. А. Лапшин², М. В. Макарьянц¹, В. В. Рыжков², М. В. Силютин²¹Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»²Самарский государственный аэрокосмический университет

Объектом исследования является перспективный кислородно-водородный двигатель для маломассогабаритного космического аппарата на основе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах $H_{2r} + O_{2r}$. Предложена пневмогидравлическая схема двигателя маломассогабаритного космического аппарата и проведено сравнение её вариантов по массовым параметрам. Разработана пространственная электронная модель двигательной установки маломассогабаритного космического аппарата.

Маломассогабаритный космический аппарат (МКА), кислородно-водородная двигательная установка с электролизом воды (ДУ), энергомассовые параметры, электролизерная группа (ЭГ), жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ)

В настоящее время одним из актуальных направлений развития космического машиностроения является разработка малых космических аппаратов (МКА). Применение такого типа КА принципиально изменит технологию получения информации из космоса. Малые КА обладают ценовой, временной и технологической привлекательностью.

Система управления пространственным положением аппарата – важная составная часть, в значительной степени влияющая на эффективность МКА.

Выбор, проектирование и создание двигательной установки (ДУ) является комплексным решением, основанным на целевом назначении аппарата, длительности функционирования КА, энергомассовых характеристиках двигательной установки, степени отработки двигателей и других определяющих факторах.

Поскольку создание ряда МКА различного назначения – это задача на длительную перспективу, возникает потребность в сравнительной оценке габаритных и энергомассовых параметров ДУ с ЖРДМТ на компонентах топлива $H_{2r}+O_{2r}$ и на продуктах электролиза воды, удовлетворяющих запросам аппарата в части выполнения запланированных маневров.

Предположительно, вторая из них обладает рядом преимуществ, которые сводятся к следующему.

Улучшаются динамические свойства МКА за счет приближения реального минимального импульса ЖРДМТ на компонентах газ+газ к прямоугольному (соответствующему сигналу системы управления) и реального предельного цикла движения – к теоретическому (максимальная точность и минимальные затраты топлива на выполнение маневра).

Существуют предпосылки снижения массовых параметров ДУ при одинаковом суммарном импульсе за счет снижения массы более высокоэнергетичного топлива, необходимого для выполнения программы полета, и создания дополнительных агрегатов и элементов ДУ с высоким массовым совершенством (например, использование электролизеров с твердополимерным электролитом и т.д.).

Снимается проблема загрязняющего воздействия факела ЖРДМТ на элементы МКА (солнечные батареи, оптические устройства и т.д.).

Улучшается экология собственно атмосферы МКА, снижаются требования по технике безопасности к стендовым установкам и др.

Учитывая сказанное, создание научно-технического задела для разработки двигательных установок на кислородно-водородном топливе является весьма актуальным.

Попытки разработать двигательные установки на кислородно-водородном топливе предпринимались в России и за рубежом неоднократно [1...4].

Однако только к настоящему времени возникли предпосылки к реальному созданию ДУ с ЖРДМТ на продуктах электролиза воды с высоким энергомассовым совершенством.

Результаты расчетной оценки энергомассовых параметров кислородно-водородной ДУ на основе электролиза воды

Для выполнения в работе проектно-расчетного исследования перспективной кислородно-водородной двигательной установки на основе электролиза воды для системы управления МКА в качестве исходных данных приняты:

- суммарный импульс тяги - $I_{\Sigma} \sim 7,25 \cdot 10^5$ Нс;
- время активного функционирования КА ~ 5 лет;
- энергообеспечение аппарата - $\sim 0,8$ кВт;
- масса аппарата - $\sim 1,5$ т;
- число двигателей в ДУ - 16;
- число (тяга) ЖРДМТ коррекции - 4 (100Н);
- число (тяга) ЖРДМТ ориентации - 12 (6Н);
- удельный импульс тяги ЖРДМТ коррекции - 2950 м/с;
- удельный импульс тяги ЖРДМТ ориентации - 2500 м/с.

Для сравнения параметров предлагаемой ДУ использован вариант базовой двигательной установки на компонентах НДМГ и АТ, основные массовые параметры которой приведены в табл.1.

Таблица 1 - Интегральные массовые параметры ДУ на топливе НДМГ и АТ

1	Масса заправляемого топлива, кг	~ 275
2	Масса конструкции ДУ, кг	~ 120
3	Масса заправленной ДУ, кг	~ 395

В предлагаемой кислородно-водородной ДУ на основе электролиза воды экономия массы реализуется за счет применения более высокоэнергетичного по сравнению с НДМГ и АТ кислородно-водородного топлива (удельный импульс тяги последнего превосходит штатную топливную пару \sim в 1,5 раза).

В подтверждение сказанного на рис. 1 приведены результаты расчета удельного импульса тяги для сравниваемых компонентов топлива [5].

Расчет, выполненный по методике [6], показывает, что возможно снижение массы

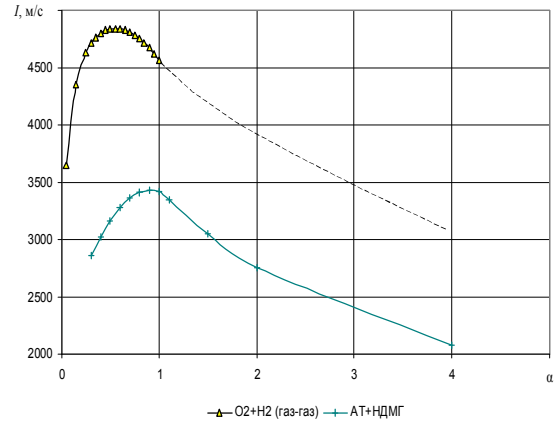


Рис. 1. Зависимость удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя для сравниваемых компонентов топлива

кислородно-водородной ДУ при заданном суммарном импульсе тяги ($I_{\Sigma} \sim 7,25 \cdot 10^5$ Нс) на величину $\Delta m \sim 80$ кг (до 15%), по сравнению с ДУ на штатном топливе.

Результаты расчета представлены на рис. 2.

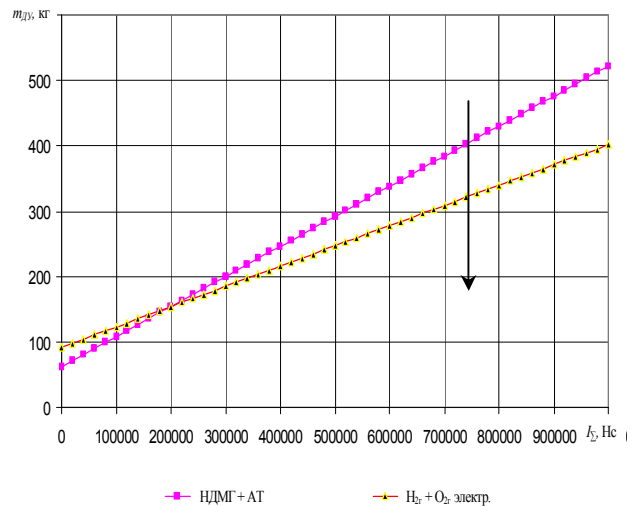


Рис. 2. Зависимость общей массы двигательной установки от суммарного импульса тяги

Следует отметить, что двигательная установка на штатных компонентах топлива кроме самостоятельного значения - как вариант с прогнозируемыми энергомассовыми показателями, сроками изготовления, доводки и отработки - используется в качестве базового для сравнения с пара-

метрами ДУ других типов и служит ориентиром по функциональным возможностям установки для МКА.

Альтернативным решением по ДУ МКА является разработка двигательной установки на базе электролиза воды в специальных электролизерах с получением компонентов ракетного топлива H_{2r} и O_{2r} на борту КА, а также с ЖРДМТ на этих компонентах. Преимущества такой ДУ (на газообразном кислороде и водороде) обсуждены выше, поэтому имеет смысл сравнить её энергомассовые параметры с ДУ на компонентах НДМГ + АТ.

Основные представления о двигательной установке МКА можно составить на основе принципиальной пневмогидравлической схемы, которая должна обеспечить:

— функционирование ракетных двигателей, в полном объеме задач, возложенных на систему управления МКА;

— необходимый перечень технологических операций, реализуемый на различных этапах отработки и эксплуатации ДУ;

— надежность всех систем ПГС (использование минимально возможного количества элементов) и др.

Принципиальная пневмогидравлическая схема кислородно-водородной двигательной установки на базе электролиза воды для маломассогабаритного космического аппарата дистанционного зондирования Земли представлена на рис. 3.

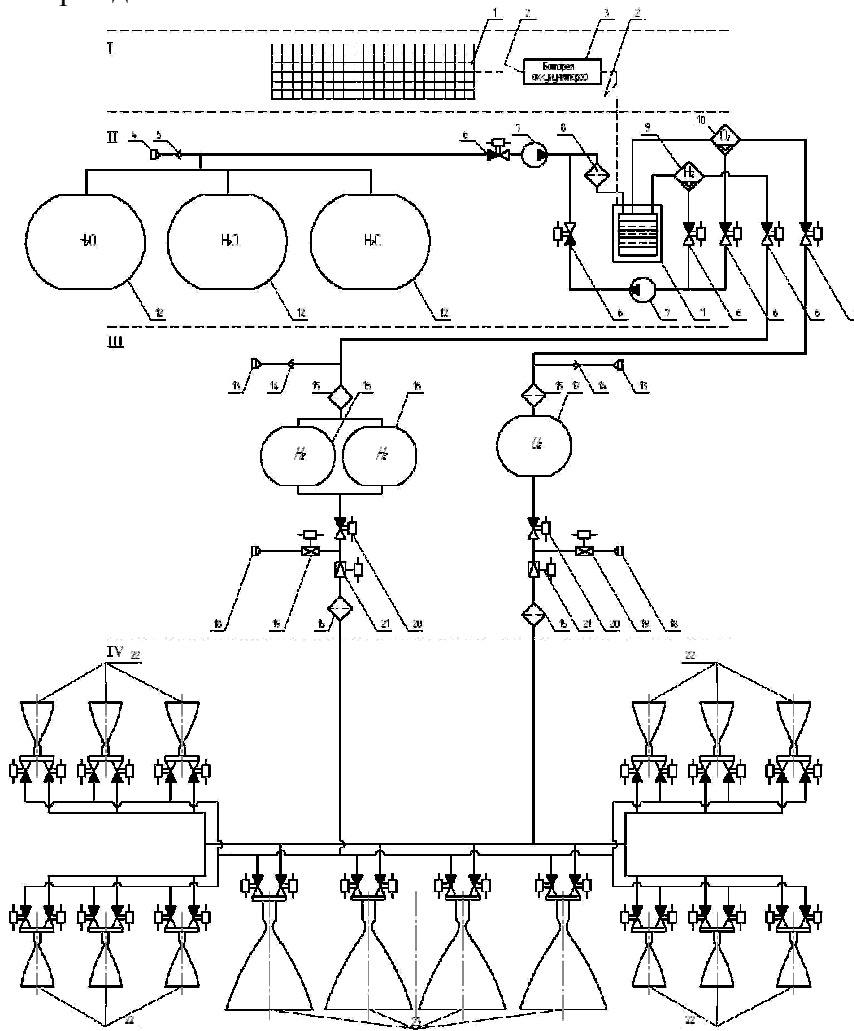


Рис. 3. Принципиальная ПГС кислородно-водородной ДУ:

- 1 – панели солнечных батарей; 2 – транзисторные ключи; 3 – аккумуляторная батарея; 4 – заправочные приспособления для воды; 5 – обратный клапан; 6 – электрогидроклапаны; 7 – электронасосы; 8 – фильтр; 9, 10 – разделители (сепараторы); 11 – электролизер с твердополимерным электролитом; 12 – водяной бак; 13 – заправочные приспособления; 14 – обратные клапаны; 15 – фильтры; 16 – водородные емкости (баки); 17 – кислородная емкость (бак); 18 – дренажные приспособления; 19 – дренажные электропневмоклапаны; 20 – электрогидроклапаны; 21 – электропневмоклапаны; 22 – ЖРДМТ управления (12 шт. по 6 в блоке); 23 – ЖРДМТ корректирующие (4 шт. в блоке)

Двигательная установка включает следующие составные части:

I – элементы системы электропитания МКА;

II – систему обеспечения работоспособности и собственно электролизерную группу;

III – систему хранения и подачи газобразных компонентов ракетного топлива;

IV – исполнительные органы системы управления МКА – ЖРДМТ (блок двигателей коррекции и два блока двигателей управления).

Отличительной особенностью разработанной двигательной установки для МКА от аналогов на двухкомпонентных топливах (типа НДМГ+АТ) и унитарных (типа гидразина) является наличие электролизерной группы, вырабатывающей компоненты ракетного топлива на борту КА, используя ресурсы СЭП КА.

Назначение составных частей ДУ следующее:

- Система электропитания МКА (I) обеспечивает, по мере необходимости, питание: электролизерной группы (собственно электролизера, насосов, один из которых подает воду из бака в электролизер, а другой – из сепараторов в электролизер, электрогидроклапаны этой группы); электропневмоклапанов, дренажных клапанов, управляющих редукторов; ЖРДМТ (электропневмоклапаны и агрегаты зажигания).

- Электролизерная группа (II), которая в процессе электролиза воды генерирует газобразные кислород, водород и аккумулирует их в соответствующих емкостях (баках), обеспечивает заправку бака водой, её слив, поддержание рабочего давления электролизера.

- Система хранения и подачи компонентов ракетного топлива (III) предназначена для хранения газовых компонентов и подачи их под определенным давлением в ЖРДМТ, а также автономной заправки соответствующих баков $H_{2г}$ и $O_{2г}$, их дренажа, технологических операций и др.

- Система корректирующих и управляющих двигателей (IV) реализует циклограмму работы ДУ по командам бортового управляющего компьютера, тем самым обеспечивая выполнение МКА заданных маневров на орбите.

Отметим отличия двигательных установок, которые заключаются в следующем: за счет применения ЖРДМТ на более высокоэнергетичном топливе масса компонентов (воды) при реализации заданного суммарного импульса существенно меньше. Отсутствует необходимость в системе наддува, поскольку используются компримированные газы высокого давления.

В то же время, дополнительно в составе установки появляется электролизерная группа, объединяющая бак с водой, электролизер, насосы высокого давления, сепараторы, арматуру, что приводит к росту массы ДУ. Возникает необходимость в подключении электролизера к СЭП КА. Требуется также обеспечить электропитание агрегатов зажигания ЖРДМТ системы управления, работающих на несамовоспламеняющихся компонентах химического ракетного топлива.

Принципиальным является то обстоятельство, что вопросы энергообеспечения, в первую очередь электролизера, решаются без увеличения мощности и массы солнечных и аккумуляторных батарей, учитывая энергопотребление, суммарное время работы электролизера и возможности циклического заполнения топливных баков $H_{2г}$ и $O_{2г}$ до требуемого давления.

Расчеты массовых параметров кислородно-водородной ДУ на основе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах $H_{2г}$ и $O_{2г}$ сведены в табл. 2, где поэлементно для основных агрегатов, за исключением арматуры, трубопроводов, рам и узлов крепления, которые оценены суммарно, определены массы составляющих ДУ.

Результаты расчета параметров ДУ доведены до трех интегральных величин: суммарной массы топлива, массы конструкции ДУ, массы заправленной ДУ, которые в достаточной степени характеризуют совершенство разработки и могут быть использованы в качестве критериев оценки и выбора вариантов. Нужно отметить, что при одинаковых или близких результатах необходимо привлекать дополнительные критерии. Важными факторами являются также состояние разработок (опыт подобных разработок), экономическая составляющая и некоторые другие.

Таблица 2- Параметры ДУ с ЖРДМТ на компонентах топлива H_2+O_2

Наименование параметров	Значения параметров ДУ
Компоненты топлива	$H_{2г}+O_{2г}$
Число (тяга) двигателей коррекции, Н	4(100)
Число (тяга) двигателей ориентации и стабилизации, Н	12(6)
Среднесуточное энергопотребление при работе ДУ, Вт	*
Удельный импульс тяги ЖРДМТ, м/с	4200
Рабочие запасы топлива (воды), кг	173
Гарантийные запасы компонентов топлива на поддержание давления в баллонах H_2+O_2 и компенсацию характеристик двигателей, кг	3
Объем баков для размещения горючего $H_{2г}$, л	2x30 → 60
Объем баков для размещения окислителя $O_{2г}$, л	30
Объем бака для размещения воды, л	3x65 → 195
Масса топливных баков, кг	3x11 → 33
Масса водяных баков низкого давления, кг	3x10 → 30
Масса двигателей, кг	20
Масса арматуры, трубопроводов, рам и узлов крепления, кг	44+** 28 → 72
Суммарная масса топлива (воды), кг	176
Масса конструкции ДУ с учетом АПУ, кг	154
Масса заправленной ДУ, кг	330

* Энергопотребление кислородно-водородной ДУ с электролизом воды составляет до 1 кВт при работе электролизера, но предполагается организовать работу СЭП КА без увеличения мощности и массы из-за особенностей ДУ.

** Дополнительная масса электролизера, насосов и сепараторов экспертно оценивается: $m \sim 28$ кг.

Поэлементный расчет массы ДУ кислородно-водородной ДУ приводит к следующим результатам:

- суммарная масса топлива (воды) ~ 176 кг;
- масса конструкции ДУ ~ 154 кг;
- масса заправленной ДУ ~ 330 кг.

Экономия массы предлагаемой ДУ по сравнению с базовой: $\Delta m \sim 65$ кг.

Представляет интерес рассмотрение группы проблем, связанных с работой двигательной установки при выполнении основных маневров МКА.

Расчетная информация собрана в табл. 3.

Наиболее сложными в реализации являются маневры перехода МКА с орбиты выведения на рабочую орбиту и затопления МКА, поскольку выработка исполнительными органами системы управления – ЖРДМТ требуемого импульса тяги требует

значительных объемов емкостей для хранения газообразных «О» и «Г», ресурсов СЭП космического аппарата на цели получения газообразных компонентов топлива и обеспечения работы электролизерной группы.

С точки зрения минимальных массовых параметров ДУ, располагаемой мощности системы электропитания и требований по динамике, предъявляемых к аппарату, целесообразным принято поэтапное (в три этапа) довыведение МКА и в восемь этапов затопление космического аппарата.

Орбитальная работа МКА: выход аппарата в заданный район, его ориентация и коррекция орбиты (см. табл. 3) не является критичной в части требований к двигательной установке.

Если конфигурация ДУ обеспечивает выполнение первого и пятого маневра табл. 3, то и реализация орбитальных маневров (2, 3, 4), выполняется, безусловно, тем более,

Таблица 3 – Параметры кислородно-водородной ДУ при выполнении основных маневров МКА

№ п/п	Маневр МКА	Значение импульс тяги, Нс	Время совершения маневра, с	Необходимый запас рабочего тела, кг	Время выполнения маневра, сут			Примечания
					Производительность электролизера, м ³ /ч			
					0.1	0.2	0.25	
1	Переход МКА с орбиты выведения на рабочую орбиту	173000	432,5	41,2 4,58/36,62	13,32	6,66	5,33	Первая заправка на Земле m _{H2} =1,684 кг m _{O2} =13,47 кг p ₆ =35МПа и 3 заправки в процессе вып. маневра
2	Выход МКА в заданный район (до 10 раз, время маневра до 3 сут)	230000 (23000)	57,5	54,8 (5,48) 0,6/4,88	2,78	1,39	1,11	ДУ работает 2 раза в год
3	Ориентация МКА (до 80 вкл. ДО)			0,23 0,028/0,204	0,12	0,06	0,048	ДУ работает 3 раза в 2 мес. 18 кг на 80 вкл.
4	Коррекция орбиты МКА и др. (до 80 вкл. КТД)	42000 (525)	1,3	10,0 (0,125) 0,015/0,11	0,07	0,035	0,028	ДУ работает 3 раза в 2 мес.
5	Затопление МКА в заданном районе мирового океана (неогр. время)	280000	700	66,7 7,41/59,29	34,3	17,1	13,7	Необходимо обеспечить до 8 заправок топлив. баков и 8 циклов работы ДУ

что жесткие требования к динамике МКА в этот период работы космического аппарата не предъявляются.

Важным вопросом разработки перспективной кислородно-водородной ДУ на базе электролиза воды является выбор параметров производительности бортового электролизера.

Расчетная информация для этого представлена в правой части табл. 3.

Нужно иметь в виду, что с одной стороны – динамические свойства МКА требуют большей производительности электролизера, с другой – большего энергопотребления и массы электролизерной группы. Компромисс этих противоречивых требований может быть достигнут при следующих основных параметрах электролизера: рабочее давление 20,0МПа, энергопотребление ≤ 1 кВт, производительность по водороду ~ 0,2м³/час, масса электролизерной группы ~ 28 кг (масса электролизера ~ 10 кг). При

этом время выполнения маневров представлено в табл. 3.

Логика работы кислородно-водородной ДУ, исходя из задач КА, принята следующей. В наземных условиях топливные емкости МКА заправляются газообразным кислородом и водородом, переход аппарата с орбиты выведения на рабочую осуществляется в три этапа около 6,5 суток, орбитальная работа ДУ осуществляется в соответствии с задачами МКА, маневр затопления обеспечивается в 8 этапов (около 17 суток).

Электронная модель кислородно-водородной ДУ на базе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах Н_{2г} + О_{2г}

Решение задач проектирования и подготовки производства сложных изделий ракетно-космической техники в настоящее время невозможно без применения современных, в том числе, информационных технологий.

Для реализации компьютерной технологии проектирования и производства

применяются системы инженерного анализа, собственно проектирования и технологической подготовки производства (САЕ/CAD/CAM) высокого уровня, а также системы управления проектом (PDM). В этой логике разработана пространствен-

ная модель перспективной кислородно-водородной двигательной установки на базе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах $H_{2г} + O_{2г}$, в соответствии с ПГС ДУ (рис. 3).

На рис. 4 приведен общий вид компоновки ДУ (один из вариантов).

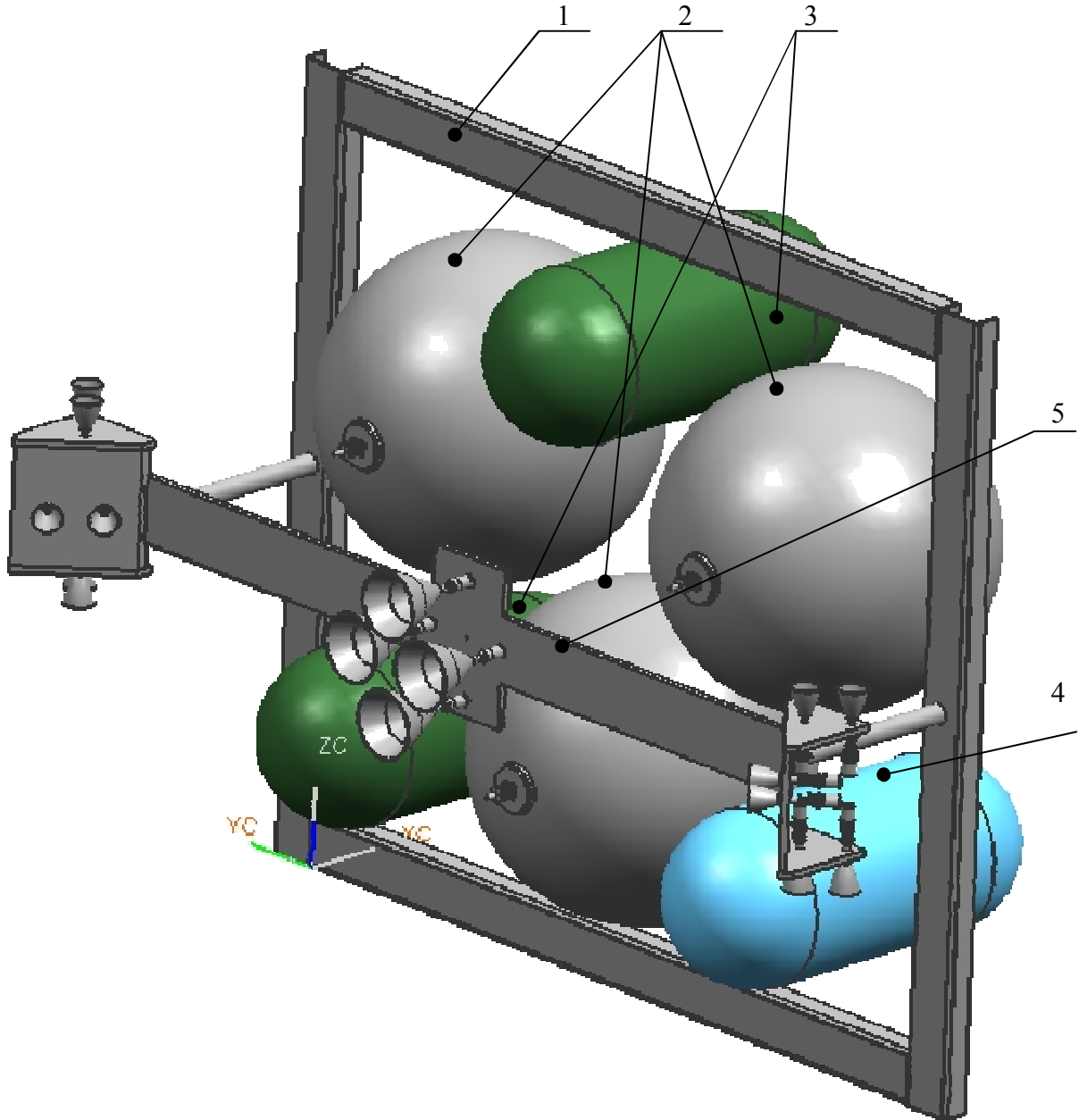


Рис. 4. Вариант компоновки кислородно-водородной ДУ на базе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах $H_{2г} + O_{2г}$ для МКА:
 1 – крепежная рама; 2 – емкости с водой; 3 – баки с газообразным водородом;
 4 – бак с газообразным кислородом; 5 – балка с корректирующими и управляющими ЖРДМТ

Назначение составляющих ДУ ясно из принципиальной схемы двигательной установки (рис. 3), поэтому используя возможности 3-D моделирования целесообразно рассматривать компоновочные свойства установки.

В представленном варианте компоновка выбрана исходя из работы составных частей и соображений удобства обслуживания элементов. Возможны варианты с меньшими габаритами за счет минимизации свободного пространства,

вариант, сопрягаемый с компоновкой платформы МКА и др.

Основным конструктивным элементом, на котором крепятся все элементы ДУ, является кронштейн аппарата, форма которого должна повторять или которым должна быть заменена крепежная рама установки.

Таким образом, разработанная пространственная электронная модель кислородно-водородной двигательной установки на базе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах $H_{2r} + O_{2r}$ позволяет визуально представить компоновку ДУ МКА и, что более важно, рассмотреть различные варианты её исполнения, а также на базе компоновочной информации и данных инженерной проработки осуществить выбор наиболее рационального из них.

Выводы

В результате выполненных в работе проектно-расчетных работ по оценке энерго-массовых параметров кислородно-водородной ДУ на базе электролиза воды и ЖРДМТ на компонентах $H_{2r} + O_{2r}$ для системы управления МКА можно отметить следующее:

- в основе создания кислородно-водородных ДУ на базе электролиза воды с высоким массовым совершенством лежат более высокие энергетические параметры компонентов топлива, $H_{2r} + O_{2r}$ по сравнению со штатными НДМГ + АТ (превышение удельного импульса тяги \sim в 1,5 раза), эти преимущества начинают проявляться в диапазоне суммарного импульса тяги $I_{\Sigma} \geq 2 \cdot 10^5$ Нс; сравнительная оценка энерго-массовых параметров предлагаемой ДУ и разрабатываемой установки на топливе НДМГ и АТ под рассматриваемые исходные данные позволяет рассчитывать на экономию массы \sim 65 кг;

- потеря динамических качеств МКА на этапе довыведения аппарата на рабочую орбиту не является такой значительной, которая бы нивелировала преимущества кислородно-водородной ДУ;

- созданная электронная 3-D модель ДУ кроме самостоятельного значения может быть встроена в модель МКА как его со-

ставная часть при создании PLM – системы аппарата.

В целом показана возможность создания конкурентоспособной двигательной установки, имеющей перспективу широкого использования в космических аппаратах различного целевого назначения нового поколения.

Библиографический список

1. Тимнат, И. Ракетные двигатели на химическом топливе [Текст] / И. Тимнат : Пер. с англ. – М.: Мир, 1990 – 294с.

2. Pat. 5279484 United States Patent, US005279484A. Mannedspace vehicle with low-level hydrogen-oxygen-carbon dioxide propulsion unit [text] / Frank S. Zimmermann, Vienna, Va; Victor A. Moseley; Los Atlos, Calif, Loral Aerospace Corporation, New York, N.Y. - №849485; 11. 03.1992;18.01.1994.

3. Пат. 2215891 Российская Федерация, МПК⁷ F02K11/00. Солнечная энергетическая ракетная двигательная установка импульсного действия [Текст] / Подобедов Г.Г., Соколов Б.А., Тупицын Н.Н.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева". - № 2001104169/06; заявл. 2001.02.13; опубл. 2003.11.10. – 7 с.: ил.

4. Пат. 2310768 Российская Федерация, МПК⁷ F02K 11/00, B64G 1/40. Солнечная ракетная кислородно-водородная двигательная установка импульсного действия [Текст] / Подобедов Г.Г., Соколов Б.А., Тупицын Н. Н.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева". - №2005131075/11; заявл. 2005.10.07; опубл. 2007.04.20. – 7 с.: ил.

5. Алемасов, В.Е. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст]: Отчет о НИР в 10 т. / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин, В.А. Худяков, В.Н. Костин [подготовлен под научным руководством академика В. П. Глушко]. – М.: ВИНТИ, 1971-1976.

Т. 1: Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. – 1971. – 265 с.

Т. 2: Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. – 1972. – 490 с.

Т. 4: Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. – 1973. – 528 с.

6. Беляев, Н.М. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов [Текст] / Н.М. Беляев, Е.И. Уваров. – М.: Машиностроение, 1974. – 200с.

References

1. Timnat, I. Rocket engine on chemical propellant [Text] / I. Timnat : trans. from English. – М.: Mir, 1990 – 294p.

2. Pat. 5279484 United States Patent, US005279484A. Mannedspace vehicle with low-level hydrogen-oxygen-carbon dioxide propulsion unit [text] / Frank S. Zimmermann, Vienna, Va; Victor A. Moseley; Los Atlos, Calif, Loral Aerospace Corporation, New York, N.Y. - №849485; 11. 03.1992;18.01.1994.

3. Pat. 2215891 Russian Federation, МПК⁷ 7 F02K11/00. Solar power rocket engine system impulse movement [Text] / Podobedov G.G.; Sokolov B.A.; Tupitsyn N.N.; declarant and patent holder public corporation " Rocket and space corporation " Energia " S. P. Korolev" - № 2001104169/06; declar. 2001.02.13; publ. 2003.11.10. – 7 p.

4. Pat. 2310768 Russian Federation, МПК⁷ F02K 11/00, B64G 1/40. Solar rocket oxyhydrogen propulsion device impulse movement [Text] / Podobedov G.G.; Sokolov B.A.; Tupitsyn N.N.; declarant and patent holder public corporation " Rocket and space corporation " Energia " S. P. Korolev" - №2005131075/11; declar. 2005.10.07; publ. 2007.04.20. – 7 p.

5. Alemasov, V.E. Thermodynamic and thermalphysic property combustion materials [Text]: v 10 t. / V.E. Alemasov, A.F. Dregalin, A.P. Tishin, V.A. Hudiakov, V.N. Kostin [prepare under scientific leadership academician V. P. Glushiko]. – М.: All-Russian Institute of Scientific and Technical Information, 1971-1976.

T. 1: Thermodynamic and thermalphysic property combustion materials. – 1971. – 265 p.

T. 2: Thermodynamic and thermalphysic property combustion materials. – 1972. – 490 p.

T. 4: Thermodynamic and thermalphysic property combustion materials. – 1973. – 528 p.

6. Beliaev, N.M. Calculation and designing jet system direction spaceship [Text] / N.M. Beliaev, E.I. Uvarov. – М.: Machine-building, 1974. – 200p.

OXYHYDROGEN PROPULSION DEVICE BASE ON WATER ELECTROLYSIS AND LREST ON COMPONENT $H_2 + O_2$ FOR CONTROL SYSTEM SS

© 2009 A. S. Gurtov¹, E. A. Lapshin², M. V. Makariants¹, V. V. Ryzhkov², M. V. Silyutin²

¹«Progress» Design Bureau

²Samara State Aerospace University

Object of research is perspective oxygen-hydrogen propulsion device light load spacecraft on base electrolysis waters and LREST on components $H_{2g} + O_{2g}$. The basic pneumatic-hydraulic scheme of propulsion device light load spacecraft is offered and comparison of variants of its execution on mass parametres is spent. The spatial electronic model of propulsion device light load spacecraft is developed.

Small spacecraft (SS), oxyhydrogen propulsion device with water electrolysis (PD), power-mass characteristic, electrolytic group (EG), liquid rocket engine of small thrust (LREST)

Информация об авторах

Гуртов Александр Сергеевич, начальник отдела Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс». Тел. (846) 228-90-08. Область научных интересов: разработка двигательных установок для космических аппаратов.

Макарьянц Михаил Викторович, начальник отдела Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс». Тел. (846) 228-65-27. Область научных интересов: Элементная база двигательных установок космических аппаратов.

Рыжков Владимир Васильевич, кандидат технических наук, руководитель научно-исследовательского центра космической энергетики Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 267-45-92. Область научных интересов: рабочие процессы ЖРДМТ и двигательные установки с ЖРДМТ.

Силютин Максим Владимирович, ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 267-45-92. Область научных интересов: рабочие процессы в тепловых двигателях.

Лапшин Евгений Александрович, инженер научно-исследовательского центра космической энергетики Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 267-45-92. Область научных интересов: рабочие процессы ЖРДМТ.

Gurtov Alexander Sergeevitch, head of department “Progress” Design Bureau. Phone (846) 228-90-08. Area of research: development propulsion device for spacecraft

Makariants Mihail Victorovitch, head of department “Progress” Design Bureau. Phone (846) 228-65-27. Area of research: elemental base propulsion device spacecraft.

Ryzhkov Vladimir Vasilievitch, Candidate of Engineering Science, chief of scientific research center space energy of Samara State Aerospace University. Phone: (846) 267-45-92. Area of research: working procedure LREST and propulsion device with LREST

Silyutin Maksim Vladimirovitch, assistant of Theory of aerospace Engine department of Samara State Aerospace University. Phone (846) 267-45-92. Area of research: working procedure in heat-engine.

Lapshin Eugene Aleksandrovitch, engineer of scientific research center space energy of Samara State Aerospace University. Phone (846) 267-45-92. Area of research: working procedure LREST