

УДК 621.472

СОЛНЕЧНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Котов В.М., Котов С.В.

Филиал «Институт атомной энергии» РГП НЯЦ РК, Курчатов, Казахстан

На современном этапе развития космонавтики актуальными являются полеты к Луне и на геостационарную орбиту. Рост энерговооруженности таких полетов требует создания инновационных технологий. Среди таких технологий рассматриваются ядерные ракетные двигатели и двигатели с использованием солнечной энергии. По оценкам технология солнечных двигателей выигрывает в экономическом и экологическом отношении. В ряде проектов такие двигатели используют промежуточные аккумуляторы тепловой энергии, что усложняет и удорожает конструкцию. В рассматриваемом варианте используется схема, обеспечивающая возможность работы солнечного двигателя при любой ориентации направления тяги по отношению к солнцу. Показана зависимость удельной тяги такого двигателя от максимальной температуры нагрева рабочего тела (водорода). Такие двигатели обеспечивают возможность возврата к Земле со скоростью 8 км/с вместо 11 км/с, что повышает безопасность полетов и делает эффективным повторное использование двигательной установки.

ВВЕДЕНИЕ

Почти через 50 лет после полетов американских астронавтов на Луну в ряде стран разрабатываются планы подобных полетов. Однако, как и ранее, без инноваций в двигательных установках они не смогут быть эффективными. В числе перспективных стоят ЯРД, обеспечивая по сравнению с ЖРД существенно больший удельный импульс. Для этих двигателей имеются такие сдерживающие факторы, как наличие опасного радиоактивного облучения, высокая масса двигательной установки, и, что выявили последние работы - их большая дороговизна в сравнении с ЖРД на топливе «водород + кислород» [1].

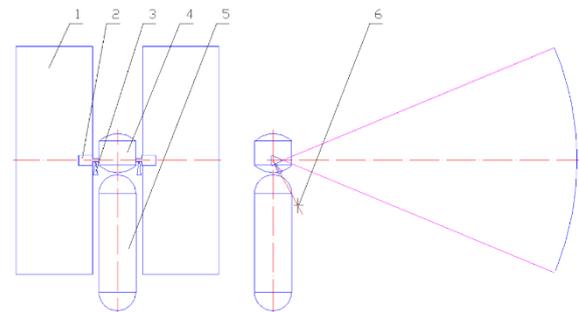
В двигателях, использующих солнечную энергию, имеются проблемы согласования ориентации на солнце приемников излучения с вектором тяги. Одно из решений этой проблемы связано с промежуточным накоплением энергии (например, [2]). Понятно, что такое решение влечет за собой дополнительные преобразования энергии в рабочем цикле и соответствующие потери энергии, рост массы установки.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ

В работе [3], основанной на решении [4], проведено разделение векторов потока солнечного излучения и тяги двигателя применением двух поворотных относительно корпуса ракеты зеркал (рисунок 1). Решение задачи согласования вектора тяги с направлением на солнце основано на том, что при любых требуемых направлениях этих векторов имеется плоскость в которой лежат оба эти вектора.

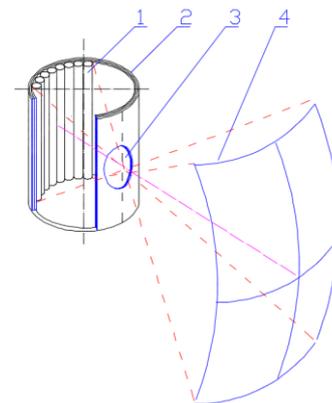
В ракете использован нагреватель рабочего тела с величиной преобразования энергии излучения в тепловую рабочего тела на уровне более 95% ([5], рисунок 2). Высокая эффективность нагревателя основана на уменьшении излучения нагретых теплообменных труб во внешнюю среду. Для этого фокусированный солнечный поток подается к теплообменным трубам через небольшое входное отверстие, а излучение нагретых труб возвращается к ним же от стенок закрытой полости. Выход вторичного излучения во внеш-

нее пространство в первом приближении пропорционален отношению площади входного отверстия к площади стенок.



1 – фокусирующее зеркало, 2 – нагреватель рабочего тела, 3 – сопло, 4 – полезная нагрузка, 5 – бак с водородом, 6 – центр тяжести ракеты

Рисунок 1. Ракета с солнечным нагревом рабочего тела [4]



1 – трубки с водородом, 2 – корпус нагревателя с теплоизоляцией, 3 – входное окно, 4 – зеркало

Рисунок 2. Конструкция нагревателя рабочего тела

Двигатели с солнечным нагревом рабочего тела имеют ряд особенностей:

– Малая тяга солнечных двигателей. Снижение тяги в открытом космосе (при отсутствии необходи-

мости компенсации гравитационных сил) полезно для любых двигателей, в том числе ЖРД и ЯРД. Для солнечных двигателей эффект во многом обусловлен наличием солнечных зеркал, масса которых может быть больше массы собственно двигателей.

Эффективность солнечных двигателей обеспечивается при отношении тяги к массе ракеты меньшей 0,01. При большей тяге масса солнечных зеркал становится столь большой, что все преимущества солнечных двигателей исчезают.

– Снижение тяги увеличивает время работы двигателей, в определенной степени и время полета к цели. Большее время работы двигателя предъявляет повышенные требования к работоспособности его высокотемпературных материалов. Если при уменьшении тяги в 10 раз для ЖРД эффект снижения массы будет значительным, а снижение работоспособности небольшим, то для солнечного двигателя увеличение времени работы в 1000 и более раз будет заметным.

– Увеличение удельного импульса солнечного двигателя за счет повышения температуры нагрева рабочего тела приводит к увеличению массы зеркал при одинаковом значении импульса за счет роста теплоемкости водорода с ростом температуры.

Задача выбора оптимальных параметров работы двигателя с солнечным нагревом рабочего тела должна решаться комплексно. Важнейшим критерием выбора является минимизация массы ракеты с солнечным двигателем на стартовой земной орбите. Чем меньше масса такой ракеты, тем меньше затрат потребуются для вывода этой ракеты с земной поверхности.

Проведем оценочные иллюстративные расчеты характеристик вариантов ракет с солнечным двигателем, выполняющим различные задачи в полетах между Землей и Луной.

Хотя зависимость удельного импульса от температуры нагрева рабочего тела считается хорошо известной, она отличается для ряда источников [6–8]. Для интересующего нас интервала температур эту зависимость с достаточной точностью можно представить в виде линейного уравнения: $U = A + B \cdot (T - C)$.

В таком же виде в ходе расчетов использовалась зависимость теплоемкости водорода от температуры для его давления 6 МПа. Значения коэффициентов для четырех источников определения удельного импульса литературы и средней теплоемкости водорода представлены в таблице 1.

Таблица 1. Коэффициенты уравнения $U = A + B \cdot (T - C)$

№	Параметр	Источник	A	B	C	Размерность
1	Удельный импульс	[6]	937	0,2266	1800	с
2		[7]	815	0,2758		
3		[8]	733	0,24		
4		[1]	586	0,2858		

Считаем, что требуемая надежность работы нагревателей рабочего тела может быть достигнута в диапазоне температур от 1800 К до 3000 К с использованием таких материалов, как вольфрам, рений, тантал.

Сравнительно высокая подвижность зеркал относительно ракеты, по всей вероятности, будет исключать конструкцию «экзотических» зеркал малой массы [9]. Примем их конструкцию на основе жестких элементов с удельной массой на уровне 5 кг/м².

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК

Зависимость удельного импульса I от температуры нагрева водорода T будем считать по данным [1]. Расход водорода G (кг/с) будет определяться выражением:

$$G = F / I, \text{ кг/с;}$$

Учитывая зависимость теплоемкости водорода от его температуры можно рассчитать среднюю теплоемкость \underline{C} при нагреве водорода от жидкого состояния до температуры T по формуле:

$$\underline{C} = 14,4 + 0,000565 \cdot (T - 273), \text{ кДж кг}^{-1} \text{ град}^{-1};$$

Требуемую мощность для нагрева водорода W и площадь зеркал S можно рассчитать в соответствии с уравнениями:

$$W = G \cdot \underline{C} \cdot T, \text{ кВт;}$$

$$S = W \cdot 5, \text{ м}^2;$$

С ростом температуры нагрева будут расти затраты энергии на нагрев единичной массы водорода, соответственно и требуемая масса зеркал.

ВАРИАНТЫ ПОЛЕТОВ:

1. Вывод грузов на геостационарную орбиту.
2. Доставка груза на Луну. На околоземной орбите ракета состоит из разгонного блока на СРД, посадочного модуля и полезного груза.
3. Пилотируемый полет с посадкой на Луне и возвращением к Земле со скоростью 11 км/с.
4. Пилотируемый полет с посадкой на Луне и возвращением к Земле со скоростью 8 км/с.

В пилотируемых вариантах использован более простая, чем у Аполлона конструкция – с одним рабочим отсеком на трех пилотов, как в полетах между Землей и Луной, так и при посадке на Луну. Удельный импульс ЖРД посадочного модуля в лунных вариантах равен 320 с. После взлета с Луны ЖРД и его топливные баки сбрасываются. Характеристики вариантов при температуре нагрева водорода, равной 2400 К, представлены в таблице 2. Приведены: масса ракеты на земной орбите, масса зеркал, масса водорода, тяга двигателя, скорость возврата на земную орбиту, масса полезной нагрузки, время работы двигателей, объем баков с водородом, их длина, площадь зеркал, мощность двигателей.

Таблица 2. Характеристики околоземных полетов при $T = 2400$ К

№	Параметр	Тип полета				
		Геостационар		Груз Луна 1	Пил. полет 2	Пил. полет 3
1	М орбиты, кг	5977	6568	9844	16633	19573
2	Масса нагрузки, кг	4000			3500	
3	V возврата, км/с	–	–	–	11,0	8,0
4	Масса зеркал, кг	277	693	2080		
5	Площадь зеркал, м ²	55,46	139		416	
6	Мощность СРД, кВт	76,0	190		570	
7	Тяга СРД, кг	2	5		15	
8	Время работы СРД, ч	198	88	131	74+6	87+38
9	Масса H ₂ , кг	1453	1602	2402	4365	6877
10	Объем баков H ₂ , м ³	20,46	22,6	34	61,5	97

На рисунке 3 представлены зависимости стартовой массы ракеты на околоземной орбите, масс зеркал и водорода от температуры водорода при пилотируемых полетах. Видно, что эффективность повышения температуры рабочего тела в отношении уменьшения ее массы на околоземной орбите в данном случае существенно меньше роста удельного импульса. Работа в области меньших температур нагрева водорода позволяет надеяться на рост надежности двигателя. Это является определенным преимуществом двигателей с солнечным нагревом рабочего тела.

Тяга двигателей в вариантах пилотируемых полетов выбрана большей, чем в беспилотных вариантах, чтобы время путешествия от Земли к Луне было при-

емлемым. Так, общее время полета к Луне для Аполлона составляло ~76 часов. В рассмотренных вариантах оно может увеличиться в ~1,5 раза, при общем снижении масса ракеты на орбите Земли в ~3 раза.

Расчеты вариантов при изменении температуры нагрева водорода от 1800 до 3000 К показали, что потребность в водороде с ростом температуры его нагрева от минимума до максимума уменьшается в ~1,406 раза, площадь зеркал увеличивается в 1,23 раза, а стартовая масса ракеты на околоземной орбите уменьшается всего в 1,06 раза. Все это говорит о возможности применения более дешевых технологий (с меньшими температурами нагрева водорода, большей надежностью) по крайней мере на начальном этапе освоения.

В пилотируемых полетах на Луну вариант со скоростью подлета к Земле, равной ее первой космической скорости, имеет небольшое отличие в массе на стартовой околоземной орбите от варианта со скоростью 11 км/с. Разница масс составляет 2940 кг, из них 2512 кг приходится на водород. Реализация такого варианта обеспечивает повышение безопасности всей экспедиции и возможность повторного использования основных элементов ракеты – корпуса, зеркал и двигателей. Безопасность увеличивается как за счет снижения скорости входа в атмосферу Земли, так и за счет расширения допустимых областей входа в нее. При повторном использовании существенным является и экономический эффект.

Следует отметить, что масса ракеты на стартовой земной орбите в варианте с солнечными двигателями (19573 кг) существенно меньше массы варианта в ЖРД (расчетный вариант аналога – более 35000 кг).

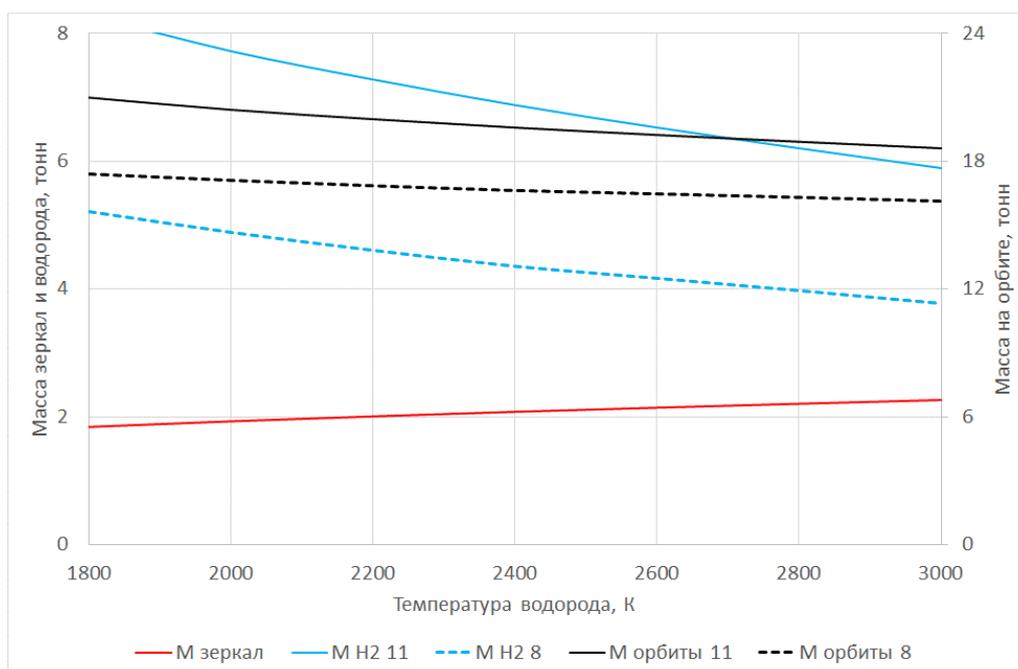
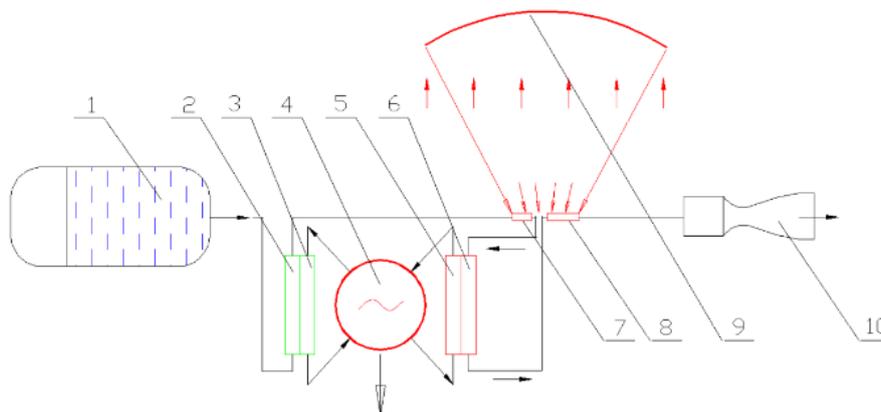


Рисунок 3. Зависимости стартовой массы на орбите, масс зеркал и водорода от температуры водорода при выводе на геостационарную орбиту модуля массой 4000 кг



1 – бак с водородом, 2, 3 – холодильник тепловой машины, 4 – тепловая машина, 5, 6 – нагреватель тепловой машины, 7, 8 – нагреватель рабочего тела ракеты, 9 – фокусирующее зеркало, 10 – сопло

Рисунок 4. Источник энергии, сопряженный с нагревателем рабочего тела

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Повышенная длительность работы двигателя с солнечным нагревом рабочего тела, даже в варианте вывода геостационарных объектов, вызывает необходимость охлаждения емкости с водородом в полете. Так время работы двигателей при полете от Земли к Луне становится близким к 100 часам. За такое время может испариться до 5% водорода без использования охлаждения. Устранение испарения будет оправданным, если система охлаждения будет иметь малую массу и высокую эффективность работы. Эффективная работа холодильной установки может быть основана на использовании роторно-лепестковых машин [10], имеющих минимальные потери на трение при своей работе, малые габариты и массу.

Для удовлетворения потребностей в электрической и механической энергии может быть использована схема с циклом Брайтона, в которой тракты нагрева и охлаждения рабочего тела включены в тракт рабочего тела ракеты ([11], рисунок 4). Это обеспечивает получение максимального КПД во время работы ракетного двигателя. А это время в ходе полетов на Луну и на геостационарную орбиту достаточно большое.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен вариант ракетного двигателя с солнечным нагревом рабочего тела, обеспечивающего его работоспособность при любом взаимном положении вектора тяги и направления потока солнечного излучения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коротеев А.С., Акимов В.Н., Архангельский Н.И. и др. Ядерные ракетные двигатели: состояние разработки и перспективы применения. // Атомная энергия. Т. 124, вып. 4, апрель 2018. С. 206–211.
2. Пономарев-Степной Н.Н., Усов В.А., Коротеев А.С. и др. Солнечная бимодальная термоэмиссионная энергодвигательная установка. // Атомная энергия. Т. 89, вып. 1, июль 2000. С. 11–14.
3. V.M. Kotov. Towards the Capabilities of Rocket Engines with Solar Heating of Working Fluid. // SciencePG. American Journal of Aerospace Engineering. Volume 3, Issue 1, February 2016, P. 1–5.
4. Котов В.М. Ракета с солнечным нагревом рабочего тела. // Инновационный патент РК № 22933 от 15.09.2010, бюл. № 9.
5. Котов В.М. Высокотемпературный солнечный нагреватель. // Инновационный патент РК № 22587 от 15.06.2010, бюл. № 6.

Показано, что важным фактором в оценке вариантов ракет с солнечным двигателем может быть ее вес на стартовой земной орбите, определяющий затраты на создание ракеты вывода нагрузки на орбиту. Изменение температуры нагрева водорода солнечных двигателей оказывает противоположное влияние на потребность в водороде и массу солнечных зеркал.

Приведены расчеты вариантов ракет различного назначения – вывода груза на геостационарную орбиту, доставку груза на Луну, пилотируемые полеты на Луну с возвратом к Земле со скоростями 11 и 8 км/с.

Рост температуры нагрева водорода от 1800 К до 3000 К сокращает потребность в водороде, но в малой степени влияет на вес ракеты на орбите Земли. Важным является тот факт, что и при «малых» температурах нагрева водорода ракета с солнечным нагревом рабочего тела имеет существенные преимущества перед ракетами с ЖРД и ЯРД.

Показаны особенности использования малого уровня тяги в беспилотных полетах, когда время доставки груза не является определяющим фактором.

В полетах с посадкой на Луну и возвращением на Землю вариант, отличающийся скоростью подлета к Земле 8 км/с, имеет малое отличие в массе на стартовой околоземной орбите, обеспечивающей повышение надежности всей экспедиции и возможность модификации, направленной на повторное использование основных нерасходных элементов ракеты.

6. https://ru.wikipedia.org/wiki/удельный_импульс
7. <https://yandex.kz/images/search?p=4&text=зависимость%20импульса%20ярд8&lr=29496>
8. Р. Бассард, Р. Де-Лауэр. Ракета с атомным двигателем. Издательство Иностранной литературы. М. 1960 г. 416 с.
9. Мухортова А.Н. Солнечно-тепловой ракетный двигатель. 2006 г. май. <http://www.iki.raai.ru/seminar/20060525/mukh.doc>
10. Котов В.М. Роторно-лепестковые тепловые машины // АCADEMY. № 3 (18). 2017. С. 11–22.
11. Котов В.М. Источник электроэнергии ракеты с солнечным нагревом рабочего тела. Инновационный патент Республики Казахстан № 22809 от 15 августа 2010 г.

ЖЕР ТӨНДРЕГІНДЕГІ КЕҢІСТІКТЕ КҮН СӘУЛЕЛЕІК ЗЫМЫРАНДЫҚ ҚОЗҒАЛТҚЫШ

В.М. Котов, С.В. Котов

ҚР ҰЯО РМК «Атом энергиясы институты» филиалы, Курчатова, Қазақстан

Ғарышкерліктің қазіргі даму кезеңінде өзекті болып Айға және геостационарлық орбитаға ұшу болады. Осындай ұшулардың талап етілетін энергиясымен жарақталуының өсуі инновациялық технологияларды құруды талап етеді. Осындай технологиялардың арасында ядролық зымыран қозғалтқыштары және күн энергиясын пайдалану қозғалтқыштары қарастырылады. Күн қозғалтқыштары технологиясын бағалау бойынша, экономикалық және экологиялық мәселелерде де пайда табатыны белгілі. Бірнеше жобаларда осындай қозғалтқыштар жылу энергиясының аралық аккумуляторларын пайдаланады, бұл конструкциясын күрделендіреді және қымбаттатады. Қарастырылатын нұсқада күнге қатысты күшінің бағытының кез келген іс бағытында күн қозғалтқышының жұмысының мүмкіндігін қамтамасыз ететін сұлба қолданылады. Жұмыс денесінің (сутегі) максимальды қыздыру температурасынан осындай қозғалтқыштың үлесті тартымның тәуелділігі көрсетілді. Осындай қозғалтқыштар 11 км/с орнына 8 км/с жылдамдықта Жерге қайта қайту мүмкіндігін қамтамасыз етеді, бұл ұшу қауіпсіздігін арттырады және қозғалтқыш қондырғыны қайта пайдалануды тиімді етеді.

SOLAR ROCKET ENGINES IN NEAR-EARTH SPACE

V.M. Kotov, S.V. Kotov

Branch "Institute of Atomic Energy" RSE NNC RK, Kurchatov, Kazakhstan

At the current stage of space exploration development, missions to the Moon and geostationary orbit are relevant. Enhancing of power supply level of such missions requires innovative technology development. Nuclear rocket engines and engines with use of solar energy are considered among such technologies. In a number of projects, such engines use intermediate heat energy accumulators, which complicates and increases the cost of construction. This embodiment uses a circuit that enables solar engine to operate with any orientation of the thrust direction towards the sun. The dependence of specific thrust of such engine on maximum heating temperature of working fluid (hydrogen) is shown. Such engines provide the ability to return to Earth at a speed of 8 km/s instead of 11 km/s, which increases flight safety and makes propulsion system reuse efficient.