

СОЛНЕЧНЫЙ ТЕПЛОВОЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ОКСИД-БЕРИЛЛИЕВЫМ ФАЗОПЕРЕХОДНЫМ ТЕПЛОВЫМ АККУМУЛЯТОРОМ И ДОЖИГАНИЕМ ВОДОРОДА

Финогенов С.Л.* , Коломенцев А.И.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: sfmai2015@mail.ru*

***e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru*

Излагается концепция солнечного теплового ракетного двигателя (СТРД) с фазопереходным тепловым аккумулятором (ТА) при использовании в качестве теплоаккумулирующего материала оксида бериллия. Рассмотрены основные характеристики двигателя, предполагающие возможность дожигания нагретого в ТА до температуры 2800 К водорода в зависимости от времени выполнения полетной задачи — выведения полезной нагрузки (ПН) на геостационарную орбиту (ГСО). Представлены зависимости массы ПН на ГСО для времени межорбитального перелета от 30 до 90 суток. Показаны оптимальные характеристики СТРД с ТА, соответствующие максимуму критерия эффективности задачи — массе ПН при ограничении на время перелета. Выявлены оптимальные значения коэффициента избытка окислителя в зависимости от времени межорбитальной транспортировки.

Ключевые слова: солнечный тепловой ракетный двигатель, тепловой аккумулятор, оксид бериллия, дожигание водорода, геостационарная орбита.

Развитие рынка космических услуг в значительной степени диктуется необходимостью наращивания массогабаритных ресурсов космических аппаратов (КА), расположенных на высокоэнергетических орбитах, включая геостационарную. Высокая стоимость выведения КА на ГСО (до 30...40 тыс. долл. США за килограмм [1]) требует совершенствования современных средств межорбитальной транспортировки (СМТ). Поскольку энергетические возможности химических СМТ близки к предельным, требуется разработка новых перспективных двигателей, в частности использующих концентрированную солнечную энергию для повышения энтальпии рабочего тела (водорода), что позволяет значительно (до 7000...9000 м/с) увеличить удельный импульс такого СТРД.

Проблемой создания СТРД занимались с 60—70-х годов XX века в России и США [2, 3]. В последние десятилетия количество работ по этой тематике значительно увеличилось [4—6], что показывает ее возрастающую актуальность. Так в США при финансировании AFRL/PRSS и NASA Glenn Research Center были созданы экспериментальный криогенно-вакуумный стенд «TA-1 Tank-6» и оптико-механический стенд «FSC» для отработки источника

мощности СТРД — системы «зеркальный концентратор-светоприемник» (КП) [7]. Тонкопленочный зеркальный концентратор со степенью концентрации свыше 3000 «солнц» был создан и экспериментально протестирован фирмой SRS Technologies совместно с корпорацией Thiokol Propulsion. Этими же фирмами разработана система точной ориентации системы КП на Солнце при работе двигателя на активных сегментах многовитковых переходных орбит.

Актуальной задачей является функционирование СТРД на многочисленных активных участках, когда требуется одновременное слежение за Солнцем и ориентация вектора тяги по траектории для отработки оптимальных программ изменения углов тангажа и рыскания. Для упрощения функционирования двигателя возможно использование теплового аккумулятора, запасящего концентрированную солнечную энергию на пассивных участках траектории и отдающего тепло рабочему телу на активных участках. При этом не требуется ориентация на Солнце при включении двигателя.

Вопросы использования фазопереходных теплоаккумулирующих материалов (ТАМ) для СТРД изучались в нашей стране (ГосНИИ НПО «Луч»

[8]) и в США (AFRL, NASA [9]). Так, в США были рассмотрены возможности использования, в частности, бора или кремния в качестве фазопереходных ТАМ.

Для использования в СТД может оказаться целесообразным применение более тугоплавких соединений типа оксида бериллия как обладающего большой скрытой теплотой плавления (2840 кДж/кг) при температуре 2804 К, обеспечивающей высокий удельный импульс двигателя. Требуемый уровень концентрации солнечного света при этом вполне может соответствовать реально достижимым величинам для пленочных концентраторов фирмы *SRS Technologies*.

Дожигание нагретого в ТА водорода дает дополнительные возможности СТД как средства межорбитальной транспортировки. В ГНЦ «Центр Келдыша» разработана солнечная энергодвигательная установка с графитовым ТА с электрическим нагревом от солнечных батарей и последующим дожиганием горячего водорода [1, 10].

Целью настоящей работы является оценка перспективности СТД с системой КП и высокотемпературным фазопереходным ТА как обладающим более высокими энергетическими характеристиками при изотермическом рабочем процессе, с определением целесообразных областей дожигания для широкого диапазона продолжительности межорбитального перелета.

Система «КА-СТД» с ТА на основе оксида бериллия

Будем рассматривать задачу межорбитальной транспортировки ПН с низкой опорной орбиты на ГСО при стартовой массе КА с СТД 8000 кг, что соответствует транспортным возможностям РН «Союз-2.1.б» при старте с космодрома Байконур. Как показано в работе [11], для обеспечения целевой функции межорбитальной транспортной операции — максимальной массы ПН $M_{\text{пн}}$ при ограничениях на время выведения на ГСО — необходимо определить оптимальное соотношение масс параболического концентратора со светоприемником и теплового аккумулятора (КП-ТА) $M_{\text{к}}/M_{\text{та}}$, или, что то же, найти оптимальное соотношение энергетической емкости теплового аккумулятора $Q_{\text{а}}$ и тепловой мощности светоприемника $N_{\text{пр}}$ при одновременно оптимизируемом значении параметра точности $\Delta\alpha$ (точность по О.И. Кудрину [3]). Оптимизация производится методом «покоординатного спуска». В качестве альтернативного оптимизируемого параметра может служить отношение энергоемкости ТА к площади миделя зеркального

концентратора $Q_{\text{а}}/F_{\text{к}}$. Выбранные параметры должны обеспечить наилучшее соотношение времени заряда ТА и продолжительности межорбитального перелета для максимизации массы ПН при заданном времени межорбитальной транспортной операции. Так, можно оценить, что до высоты апогея переходной эллиптической орбиты около 11000 км целесообразно использовать два орбитальных витка для заряда ТА (с учетом затененности орбиты как функции ее оскулирующих элементов). После этого полный заряд ТА (расплавление ТАМ) осуществляется в течение уже одного орбитального витка каждый раз до достижения высоты геопереходной орбиты (ГПО). Скругление орбиты и изменение ее наклона до уровня ГСО осуществляется на апогейном участке сформированной ГПО при периодических включениях СТД, тепловой аккумулятор которого успевает заряжаться по мере пассивного движения за один оборот вокруг Земли. Время каждого включения двигателя выбирается таким, чтобы угловая дальность активного участка была не слишком велика и гравитационные потери скорости были малы [12]. Такому оптимальному перелету, в случае использования оксида бериллия в качестве ТАМ, соответствует соотношение масс $M_{\text{к}}/M_{\text{та}} = 0.8 \div 0.9$, что эквивалентно отношению $Q_{\text{а}}/N_{\text{пр}} = 22 \div 24$ МДж/кВт, при выборе параметра точности $\Delta\alpha = 0,25^\circ$ как рационального, с увеличением которого наблюдается резкое падение КПД приемника и возрастание размеров зеркала и его массы, а при снижении происходит нелинейный рост удельной массы зеркала и, как следствие, увеличение его полной массы. При этом, вследствие разделения режимов накопления энергии и активной работы двигателя, столь высокая точность концентратора вполне позволяет достаточно стабильно отслеживать положение солнечного диска на пассивных режимах полета практически в неподвижном режиме без тяговых усилий и вибраций от работающего двигателя. Кроме того, возможен режим «автоподслеживания» приемника, нивелирующий возможные дефокусировки системы КП [3].

На рис. 1 показан пример характерной зависимости $M_{\text{пн}} = f(Q_{\text{а}}/N_{\text{пр}})$ для случая 30-суточного межорбитального перелета. Видно, что выигрыш в полезном грузе при оптимальных величинах $Q_{\text{а}}/N_{\text{пр}}$ может превышать 100...150 кг.

Масса ПН определяется как конечная масса КА на рабочей орбите за вычетом массы топливного отсека с внутрибаковыми устройствами, двигательной установки с системой «КП-ТА» и массы прочих систем, включающих: элементы пневмогидросистемы с ресиверами и насосно-компрессорным

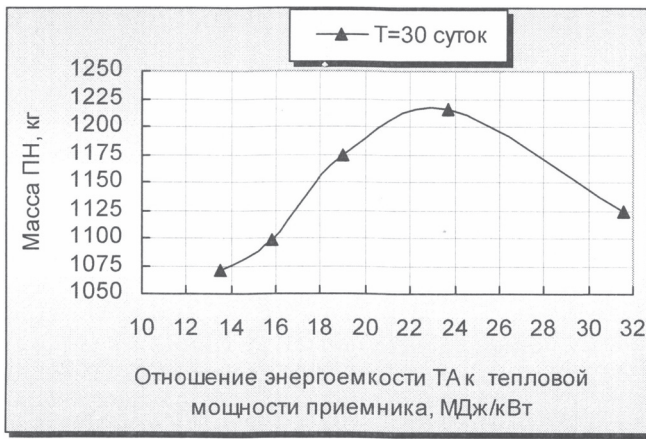


Рис. 1. Зависимость массы ПН на ГСО от отношения энергоемкости ТА к тепловой мощности приемника солнечного излучения при оптимальном параметре точности концентратора

оборудованием с приводами, систему управления, систему обеспечения теплового режима КА, бортовые кабельные сети и прочие неучтенные системы. На этапе концептуального проектирования для их математического описания целесообразно использование регрессионных моделей, построенных на статистической информации [13], достаточных для выбора предпочтительной альтернативы из ряда конкурирующих перспективных средств межорбитальной транспортировки. При этом достаточно одномерной нестационарной модели фазовых переходов в ТА для предварительной оценки его характеристик с учетом тепловых потерь [14]. На этапе технического предложения необходимо уточнить время переходных процессов в ТА, учитывая низкую теплопроводность оксида бериллия, что может несколько скорректировать требуемую тепловую мощность светоприемника с возможным использованием теплопроводящих ребер внутри ТАМ. Здесь требуется использование нестационарной двухмерной теплогидродинамической модели процессов «плавление-кристаллизация» ТАМ, например, разработанной в ГосНИИ НПО «Луч» [8].

В табл. 1 для ряда соотношений $M_k/M_{та}$ приведены значения условного диаметра концентратора D_k (учитывающего полное количество отраженной и сконцентрированной на входе в приемник-аккумулятор солнечной энергии), энергоемкости ТА Q_a , тепловой мощности приемника $N_{пр}$ и их соотношение, а также величины Q_a/F_k как определяющие время межорбитального перелета.

Ниже при рассмотрении характеристик СТД с ТА при дожигании водорода будет показано, что удельные величины $Q_a/N_{пр}$ и Q_a/F_k определяются только типом фазопереходного ТАМ (на примере оксида бериллия) и точностью зеркала и не зависят от условий дожигания водорода и от соотношения массовых расходов компонентов.

СТД с оксид-бериллиевым ТА и дожиганием водорода

Дожигание водорода, нагретого до температуры изотермического процесса «плавление-кристаллизация» оксида бериллия, снижает удельный импульс СТД. Это приводит к снижению конечной массы КА и росту массы топлива. Одновременно дожигание водорода сопровождается сокращением размеров и массы солнечного концентратора и массы ТА, поскольку уменьшается требуемый расход водорода. Необходимо учитывать и снижение массы топливных баков, поскольку повышение плотности топлива при увеличении коэффициента избытка окислителя влияет на массу баков в большей мере, чем рост массы топлива вследствие снижения удельного импульса [13]. Оценивая эти изменения комплексно, можно видеть, что для разного времени перелета на ГСО могут существовать оптимальные величины коэффициента избытка окислителя α , возрастающие с уменьшением времени выведения КА на рабочую орбиту (рис. 2).

Так, для длительного полета 60...90 суток оптимальным (по критерию максимума массы ПН) является однокомпонентный СТД. При уменьшении времени полета до 40 суток появляется оптимальный диапазон значений $\alpha = 0.1 \div 0.2$, когда выиг-

Таблица 1

Характеристики СТД с ТА при времени выведения на ГСО 90 суток

Соотношение масс системы «КП-ТА», $M_k/M_{та}$	Условный диаметр зеркала, м	Энергоемкость ТА, МДж	Тепловая мощность приемника, кВт	$Q_a/N_{пр}$, МДж/кВт	Q_a/F_k , МДж/м ²
0.6	9.6	726	23	31.6	10
0.8	10.3	635	27	23.7	7.5
1.0	10.9	567	30	18.9	6
1.2	11.6	533	34	15.8	5
1.4	12.2	510	38	13.5	4

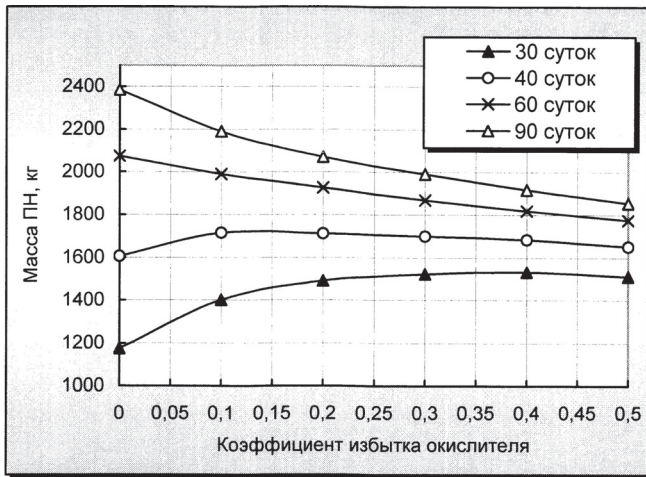


Рис. 2. Зависимость массы ПН от коэффициента избытка окислителя (кислорода) для различного времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ оксида бериллия

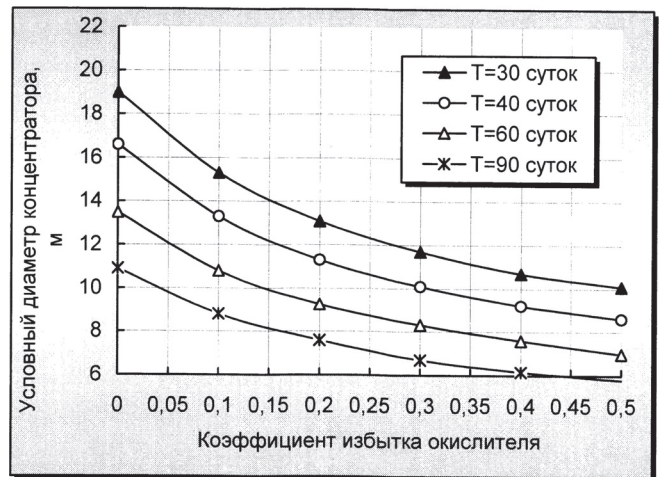


Рис. 4. Зависимость условного диаметра концентратора от коэффициента избытка окислителя (кислорода) для различного времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ оксида бериллия

рыш в массе ПН составляет около 100 кг. При этом увеличение коэффициента избытка окислителя свыше $\alpha = 0.3$ не приводит к заметному изменению массы ПН. Для 30-суточного полета оптимум соответствует $\alpha = 0.3 \div 0.4$ с выигрышем в массе ПН около 360 кг. Таким образом, меньшему времени полета соответствует большее значение оптимального коэффициента избытка окислителя.

Дожигание водорода сокращает размерность и упрощает создание системы «КП-ТА». На рис. 3 и 4 показано, что энергоёмкость ТА и условный диаметр концентратора D_k снижаются при росте коэффициента α , но в разных соотношениях. Так, при $\alpha = 0.2$ энергоёмкость ТА снижается более чем на 50% по отношению к однокомпонентному

СТРД, в то время как соответствующее снижение условного диаметра концентратора составляет около 30%.

Для оценки эффективности дожигания рассмотрим рис. 5, где в координатах $\{M_{\text{ПН}}; D_k\}$ показано изменение массы ПН и условного диаметра зеркала в зависимости от коэффициента избытка окислителя. Можно видеть, что при 90-суточном полете увеличение α с 0 до 0.1 приводит к снижению массы ПН на 200 кг и соответствует уменьшению диаметра концентратора на 2 м. Для времени полета 60 суток такое же увеличение α приводит к падению массы ПН на 84 кг и снижению габаритов зеркала на 2.7 м. Меньшее время полета показывает

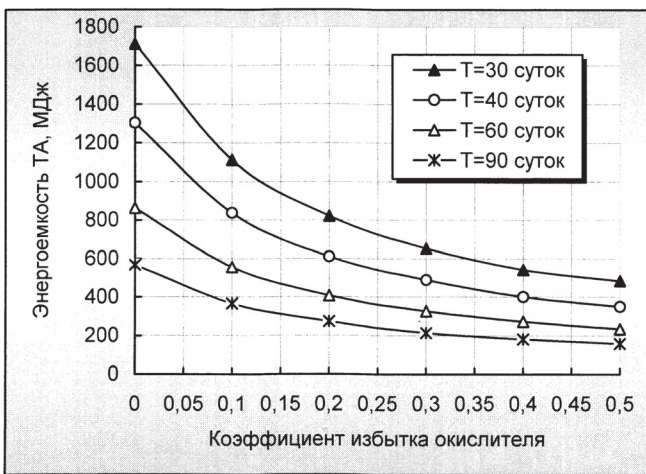


Рис. 3. Зависимость энергоёмкости ТА от коэффициента избытка окислителя (кислорода) для различного времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ оксида бериллия

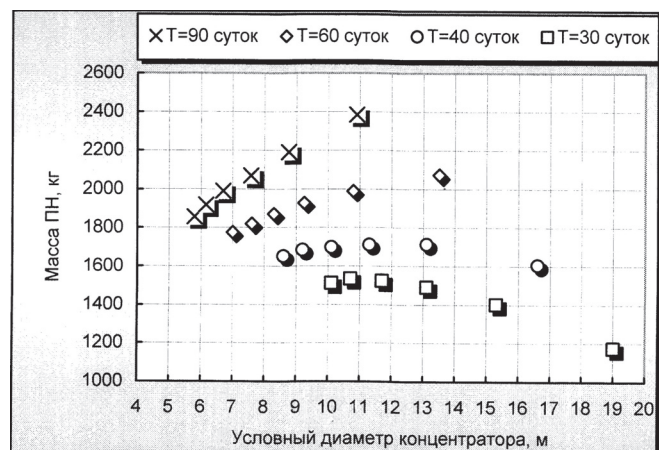


Рис. 5. Масса ПН и условный диаметр концентратора для различного времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ оксида бериллия и дожигании водорода кислородом. Справа налево по приведенным точкам — рост коэффициента избытка окислителя α от 0 до 0.5 с шагом $h(\alpha)=0.1$

возможный выигрыш в массе ПН при дожигании и существенном темпе снижения условного диаметра концентратора. Так, в частности, для времени полета 40 суток уровень массы ПН при увеличении α с 0 до 0.3 приводит к 30-процентному снижению габаритов зеркала при росте массы ПН около 100 кг, а для месячного перелета дожигание водорода при $\alpha = 0.5$ приводит к росту массы ПН на 330 кг и снижению диаметра D_k почти вдвое по сравнению с однокомпонентным двигателем.

Нужно отметить, что при больших значениях коэффициента избытка окислителя α следует оценить степень химической и энергетической неравновесности истечения продуктов сгорания, особенно из сопла малого диаметра и с большой геометрической степенью расширения (свыше 200...240), в условиях высоких температур и скоростей нерекombинированных продуктов сгорания (6000...9000 м/с). Это может заметно сказаться на величине действительного удельного импульса СТД, что необходимо учитывать на последующих стадиях отработки двигателя [15].

Рассматривая значения эффективного удельного импульса как отношения полного импульса тяги к массе заправленной солнечной двигательной установки (СДУ) [16], можно видеть тенденции его изменения в зависимости от коэффициента избытка окислителя для разного времени межорбитального перелета (рис. 6).

Так, для времени 60...90 суток наблюдается достаточно интенсивное изменение эффективного удельного импульса, в то время как для 30- и 40-суточного полета темп его падения значительно ниже. Это вызвано, во-первых, ростом массы системы «КП-ТА» при больших тягах (сотни Ньютона), обеспечивающих более быстрый перелет, и,

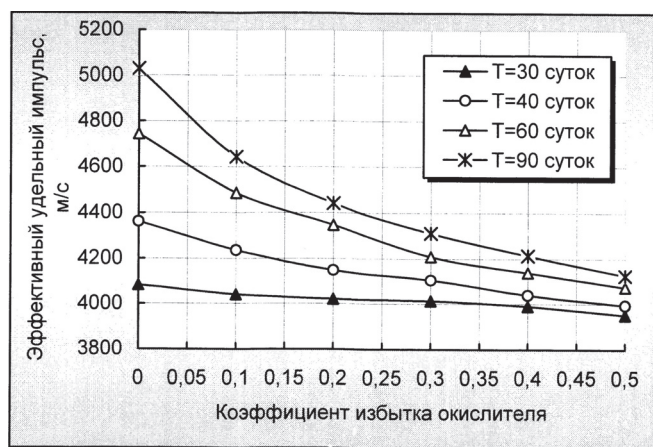


Рис. 6. Зависимость эффективного удельного импульса от коэффициента избытка окислителя (кислорода) для различного времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ оксида бериллия

во-вторых, значительным снижением удельного импульса по мере увеличения доли окислителя при дожигании. Эти зависимости показывают общую тенденцию совершенствования двигателей такого класса и качественно отражают эффективность их использования при различных величинах α и времени полета.

Для сравнения можно отметить, что значения эффективного удельного импульса рассматриваемого СТД (4000...5000 м/с) меньше, чем у мощных маршевых электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) (около 7000 м/с [16]) с медленной (до полугода и более) доставкой КА на высокие орбиты, но значительно больше по сравнению с химическими ракетными двигателями большой тяги, обеспечивающими быстрый межорбитальный маневр. Это показывает «промежуточность» СТД между этими двумя типами двигателей как по тяге, так и по удельному импульсу и позволяет оценить временную нишу, занимаемую солнечными средствами межорбитальной транспортировки.

Определение целесообразных областей использования дожигания в СТД с ТА

Рассмотрим области целесообразных соотношений массовых расходов компонентов для различного времени межорбитального перелета на ГСО. На рис. 7 представлены зависимости массы ПН на ГСО от времени перелета для разных значений коэффициента избытка окислителя.

Как следует из графиков, существуют области преимущественного использования определенных значений коэффициента α для каждого временного интервала. Так, интервал от 30 до 40 суток характеризуется более выгодным использованием дожигания при $\alpha = 0.3$, в то время как для интервала от

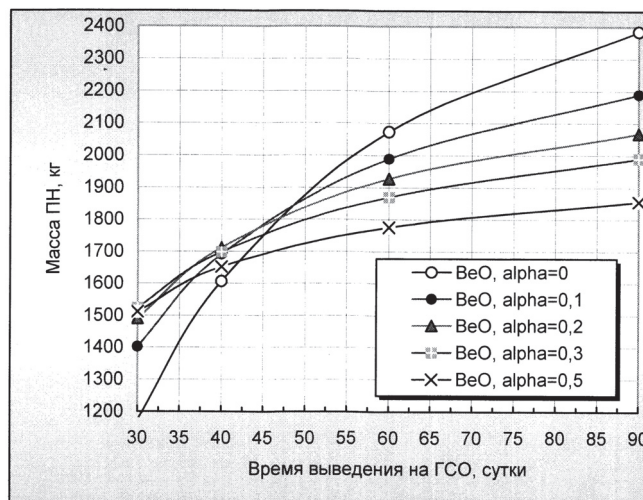


Рис. 7. Зависимость массы ПН от времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ оксида бериллия и дожигании водорода кислородом

40 до 45 суток предпочтительнее значение $\alpha = 0.2$. Интервалу от 45 до 50 суток более соответствует (по критерию максимума массы ПН) дожигание при $\alpha = 0.1$, после которого дальше наилучшие результаты показывает однокомпонентный двигатель при $\alpha = 0$. Большие значения коэффициента $\alpha = 0.4 \div 0.5$ однозначно обеспечивают меньшую энергомассовую эффективность КА.

С целью упрощения системы «КП-ТА» возможно, как показано на рис. 5, ценой некоторого снижения массы ПН использовать дожигание с большими значениями α . Так, например, в диапазоне 30...40 суток может оказаться целесообразным дожигание при $\alpha = 0.5$. В случае 40-суточного полета при проигрыше в 60 кг полезного груза требуемый условный диаметр зеркала снижается на 2.7 м, а энергоемкость ТА — на 260 МДж. Таким образом, с помощью «метода уступок» на последующих этапах проектирования СТД можно окончательно сформировать требования к облику двигателя, рассчитанного на разное время работы.

В табл. 2 представлены характеристики КА с СТД, отвечающие требованиям максимума массы ПН при разном времени межорбитального перелета, согласно рис. 6. Немонотонность энергетической емкости ТА Q_a и тепловой мощности приемника $N_{пр}$, как и условного диаметра концентратора D_k , связана с взаимным влиянием различных факторов, противоположно и с разной степенью влияющих на эти характеристики. Так, например, снижение коэффициента избытка окислителя приводит к одновременному росту Q_a и $N_{пр}$, оставляя отношение $Q_a / N_{пр} = 22 \div 24$ МДж/кВт неизменным. Одновременно увеличение времени перелета снижает значения Q_a и $N_{пр}$. Результатом влияния

противоположных факторов и является немонотонность некоторых характеристик КА с СТД.

Колебания величин Q_a , $N_{пр}$ и D_k с изменением α и времени межорбитального перелета не приводят к изменению монотонности остальных рассмотренных характеристик. Так, масса заправленной солнечной двигательной установки и зависящий от нее эффективный удельный импульс являются монотонными функциями. Масса заправленной СДУ включает массу заправленного топлива, топливных баков и системы «КП-ТА» с камерой дожигания. Стартовая масса КА за вычетом массы заправленной СДУ и массы оставшихся «прочих» систем, являющейся линейной регрессионной функцией стартовой массы [13], определяет окончательную массу ПН.

Здесь уместно уточнить, что используемые разными авторами [1, 10, 13, 17, 18] массовые модели КА различаются с точностью до используемых коэффициентов регрессии, предлагаемых в разных методиках. В настоящей статье использованы «худшие» коэффициенты, заведомо занижающие реальную массу ПН. Применение более «оптимистичных» коэффициентов, в частности большей отрицательной степени (-0,6 вместо -0,5) для плотности топлива в формуле, определяющей массу топливных баков [13], показывает возможности повышения массы ПН при использовании современных более легких конструкционных материалов. Размещение современной цифровой бортовой системы управления на ПН также снижает коэффициенты регрессии в формуле для определения массы «прочих» систем [13].

Энергомассовая эффективность КА с рассматриваемым СТД начинает заметно превышать химические СМТ, начиная с 30-суточного полета при

Таблица 2

Характеристики КА с СТД при разном времени выведения на ГСО

Время выведения, сутки	Коэффициент избытка окислителя	Удельный импульс, м/с	Энерго-емкость ТА, МДж	Тепловая мощность приемника, кВт	Эффективный удельный импульс, м/с	Условный диаметр зеркала, м	Масса заправленной СДУ, кг	Масса ПН на ГСО, кг
30	0.3	6370	655	35	4013	11.7	5775	1525
40	0.2	6785	611	32	4149	11.3	5588	1710
45	0.1	7480	769	41	4334	12.5	5536	1765
50	0	9010	1044	55	4563	14.8	5416	1880
60	0	9010	862	45	4745	13.5	5226	2075
90	0	9010	567	30	5030	10.9	4916	2385

$\alpha > 0.2$. По сравнению с химическими двигателями в этом случае возможен выигрыш в массе ПН около 450...500 кг. Отметим, что здесь и в ряде статей [1, 10, 17, 18] не совсем корректно сравниваются криогенные СТД с некриогенными двигателями (в частности, установленными на разгонном блоке типа «Фрегат»), обеспечивающими массу ПН в рассматриваемой задаче около 1060 кг [10]. В случае гипотетического криогенного разгонного блока для РН среднего класса типа «Союз-2.1.б» массы ПН практически уравниваются. Поэтому для рассмотренного СТД целесообразно увеличить время перелета на ГСО до 50...60 суток, когда выигрыш в массе ПН заметно возрастает и составляет около одной тонны. Превышение этого времени сопровождается необходимостью использования активных средств захлаживания переохлажденного водорода, что связано со значительными техническими проблемами.

Кроме этого, необходимо учитывать конкуренцию со стороны альтернативных СМТ, в частности, использующих комбинацию двигателей большой и малой тяги (жидкостно-ракетного двигателя с апогейной ЭРДУ) [19], например, на базе мощных стационарных плазменных двигателей типа СПД-140Д, обеспечивающих за 60 суток «довыведение» на ГСО КА массой 1680 кг и 1870 кг при времени перелета 90 суток [20]. Выигрыш в 450 кг и 515 кг соответственно в случае СТД частично нивелируется сложностями создания и функционирования двигателя. Дожигание водорода при $\alpha = 0.1$ с целью уменьшения размерности и упрощения системы «КП-ТА» снижает выигрыш в массе ПН до 320...340 кг в обоих случаях. Поэтому для рассмотренного СТД целесообразным представляется дожигание водорода при $\alpha = 0 \div 0,2$ в интервале времени выведения от 40 до 60 суток.

Выводы

Рассмотрен солнечный тепловой ракетный двигатель с системой «КП-ТА» и возможным дожиганием нагретого водорода кислородом в задаче выведения КА на ГСО. В качестве теплоаккумулирующей среды предложен тугоплавкий оксид бериллия как материал с высокой температурой и большой скрытой теплотой фазового перехода «плавление-кристаллизация». Показано, что оптимальному межорбитальному перелету соответствует отношение $Q_a / N_{пр} = 22 \div 24$ МДж/кВт при выборе оптимального параметра точности концентратора $\Delta\alpha = 0,25^\circ$. Приведены массовые характеристики КА с СТД при различных значениях коэффициента избытка окислителя, показаны их рациональные величины.

Рассмотрены зависимости характеристик системы «КП-ТА» от коэффициента избытка окислителя для интервала времени полета от 30 до 90 суток. Приведены совместные зависимости массы ПН и условного диаметра концентратора от коэффициента избытка окислителя для разного времени перелета, показаны возможности снижения размерности системы «КП-ТА» путем некоторого допустимого снижения массовой эффективности КА с СТД. Определены целесообразные значения коэффициента избытка окислителя для каждого временного интервала, соответствующего текущему максимуму массы ПН. Показано, что в случае использования оксида бериллия дожигание целесообразно для времени полета от 30 до 45 суток, причем меньшему времени межорбитального маневра соответствует большее соотношение массовых расходов компонентов; свыше 45 суток более выгоден однокомпонентный двигатель. Приведены основные характеристики КА с СТД для оптимальных соотношений расходов компонентов. Показано, что по сравнению с перспективными комбинированными СМТ, использующими двигатели большой и малой тяги для «довыведения» КА на ГСО, выигрыш в массе ПН может составлять до 450 кг при одинаковом времени межорбитального перелета 60 суток.

Библиографический список

1. Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П. Солнечная энергодвигательная установка с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Полет. 1999. № 2. С. 20-28.
2. Etheridge F. Solar Rocket System Concept Analysis. Rockwell International Final Report, Contract F0461 I-80-C-0007, AFRPL-TR-79-79, December 1979.
3. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. — М.: Машиностроение, 1987. — 247 с.
4. Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system // 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008. URL: [uid:3af8309c-5feb-41f8-b693-d499eb68b717](https://doi.org/10.2514/6.2000-1639)
5. Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal survey test of the SOTV 2x3 meter off-axis inflatable concentrator // 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Atlanta, GA, U.S.A. 3-6 April 2000. AIAA Paper 00-1639, 12 p. DOI: 10.2514/6.2000-1639
6. Scharfe D.B., Young M.P. A Study of Solar Thermal Propulsion System Enhancement via Thermal Storage and Thermal-electric Conversion. — Technical Paper AFRL-RZ-ED-TP-2010-110 // 57th JANNAF Joint Subcommittee Meeting, Colorado Springs, CO, May 3-7, 2010. 21 p.

7. Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M. Solar thermal propulsion IHPRT demonstration program status // 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City, UT, USA. July 08-11, 2001. AIAA Paper, 2001. № 2001-3735. DOI: 10.2514/6.2001-3735
8. Федик И.И., Попов Е.Б. Двигательно-энергетическая установка на солнечных тепловых аккумуляторах // Энергия: экономика, техника, экология. 2005. № 6. С. 29-33.
9. Gilpin M.R., Scharfe D.B., Young M.P., Webb R. Experimental Investigation of Latent Heat Thermal Energy Storage for Bi-Modal Solar Thermal Propulsion // 12th International Energy Conversion Engineering Conference. Cleveland, OH, USA. July 28-30, 2014. AIAA Paper № 2014-3832. DOI: /10.2514/6.2014-3832
10. Коротеев А.С. Концепция солнечной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Вестник Московского авиационного института. 2000. Т. 7. № 1. С. 60-67.
11. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Выбор теплоаккумулирующего материала для солнечного теплового ракетного двигателя // Вестник СибГАУ им. академик М.Ф. Решетнева. 2016. Т. 17. № 1. С.161-169.
12. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Константинов М.С. Характеристики космического аппарата с солнечным тепловым ракетным двигателем // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2017. № 2 (74). С. 62-69.
13. Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигатели космических аппаратов: выбор типа и параметров. — М.: Машиностроение, 1980. — 240 с.
14. Грилихес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975. — 248 с.
15. Бирюков В.И., Кочетков Ю.М., Зенин Е.С. Определение потерь удельного импульса тяги из-за химической неравновесности в энергоустановках летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 42-49.
16. Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б., Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С.48-59.
17. Pushkin V.I., Chechin A.V., Fomin G.E., Gurtov A.S., Filatov A.N., Koroteev A.S., Popov S.A., Akimov V.N., Arkhangelski N.I. Kick Stages with Solar Heat Propulsion Systems for Increase of Middle Class Soyuz Launchers Competitiveness // 6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation: Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century. Paper no. S36.2. May 14-16, 2002. Versailles, France.
18. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Выбор параметров солнечного теплового ракетного двигателя при ограничении на время полета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 58-68.
19. Konstantinov M.S., Fedotov G.G., Petukhov V.G., Popov G.A. Electric Propulsion Mission into GEO Using Soyuz/Fregat Launch Vehicle. — International Astronautical Federation. Paper № 01-V.3.02.
20. Белик А.А., Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Обухов В.А. Анализ проектно-баллистических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей среднего класса // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 4 (81). С. 17-21.

SOLAR THERMAL ROCKET ENGINE WITH BERYLLIUM-OXIDE PHASE-TRANSITION LATENT HEAT ENERGY STORAGE AND HYDROGEN AFTERBURNING

Finogenov S.L.* , Kolomentsev A.I.**

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: sfmai2015@mail.ru

** e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru

Abstract

The article considers solar thermal propulsion (STP) with thermal energy storage (TES) containing high-temperature phase-transition material - beryllium oxide possessing high latent heat of phase transition "fusion-crystallization". High melting temperature allows obtain the engine specific impulse at a level of 9000 m/s.

Joint optimization of the basic relevant parameters, such as masses ratio of solar mirror concentrator and

TES in combination with mirror accuracy parameter was performed. It was demonstrated that that the ratio of TES energy capacity to solar radiation receiver thermal power, or ratio TES energy capacity to solar concentrator area in conjunction with optimal selection of accuracy parameter of the mirror can be accepted as an optimizing parameter. Maximum mass of a spacecraft being placed into geostationary orbit with time limitation of inter-orbital transfer from 30 to 90 days was selected

as optimization criterion. Optimization was performed out by Gauss-Seidel method.

The optimization results revealed that optimal ratio of TES energy capacity and light detector power was 22–24 MJ/kW, which corresponds to the optimal ratio TES energy capacity to the concentrator area of 6–7 MJ/m² at rational mirror accuracy parameter of 0.25 degrees. The STP characteristics with TES are presented and analyzed. The article shows that for relatively small flight time of 30–40 days optimal values of excess oxidant ratio corresponding to payload mass maximum. The higher value of excess oxidant ratio corresponds herewith to the lower value of the flight time.

Dependences of the TES energy capacity and the concentrator diameter from excess oxidant ratio for a wide interval of flight duration are presented. Expedient areas of heated hydrogen afterburning application for various inter orbital flight duration were determined. The article shows that afterburning is expedient for the time of putting to geostationary orbit of 30 to 45 days. The corresponding excess oxidant ratio changes herewith from 0.3 to 0.1. For the flight above 50 days, the monopropellant hydrogen STP is expedient. Compared to alternative inter-orbit transportation means, employing the combination of small and large thrust engines combination, the gain is about 450 kg under the one and the same inter-orbital transportation time of 60 days.

Keywords: solar thermal rocket engine, latent heat thermal energy storage, beryllium oxide, hydrogen afterburning, geostationary orbit.

References

1. Akimov V.N., Arkhangel'skii N.I., Koroteev A.S., Kuz'min E.P. *Polet*, 1999, no. 2, pp. 20–28.
2. Etheridge F. *Solar Rocket System Concept Analysis. Rockwell International Final Report*, Contract F0461 I-80-C-0007, AFRPL-TR-79-79, December 1979.
3. Kudrin O.I. *Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki* (Solar high-temperature space power plants), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 247 p.
4. Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system. *59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland, 2008*. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2008-1639>
5. Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal survey test of the SOTV 2x3 meter off-axis inflatable concentrator. *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Atlanta, GA, U.S.A. 3-6 April 2000*. AIAA Paper 00-1639, 12 p. DOI: 10.2514/6.2000-1639
6. Scharfe D.B., Young M.P. A Study of Solar Thermal Propulsion System Enhancement via Thermal Storage and Thermal-electric Conversion. Technical Paper AFRL-RZ-ED-TP-2010-110. *57th JANNAF Joint Subcommittee Meeting, Colorado Springs, CO, May 3-7, 2010*, 21 p.
7. Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M. Solar thermal propulsion IHPRT demonstration program status. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City, UT, USA. July 08-11, 2001*. AIAA Paper, 2001, no. 2001-3735. DOI: 10.2514/6.2001-3735
8. Fedik I.I., Popov E.B. *Energiya: ekonomika, tekhnika, ekologiya*, 2005, no. 6, pp. 29–33.
9. Gilpin M.R., Scharfe D.B., Young M.P., Webb R. Experimental Investigation of Latent Heat Thermal Energy Storage for Bi-Modal Solar Thermal Propulsion. *12th International Energy Conversion Engineering Conference. Cleveland, OH, USA. July 28-30, 2014*. AIAA Paper №2014-3832. DOI: /10.2514/6.2014-3832
10. Koroteev A.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2000, vol. 7, no. 1, pp. 60–67.
11. Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. *Vestnik SibGAU im. akademika M.F. Reshetneva*, 2016, vol. 17, no. 1, pp. 161–169.
12. Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Konstantinov M.S. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2017, no. 2(74), pp. 62–69.
13. Safranovich V.F., Emdin L.M. *Marshevye dvigateli kosmicheskikh apparatov: vybor tipa i parametrov* (Space vehicles cruise engines. Type and parameters selection), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 240 p.
14. Grilikhes V.A., Matveev V.M., Poluektov V.P. *Solnechnye vysokotemperaturnye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov* (Solar high-temperature heat sources for space vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 248 p.
15. Biryukov V.I., Kochetkov Yu.M., Zenin E.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 42–49.
16. Boikachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S., Kim V.P., Martynov M.B., Murashko V.M., Nesterin I.M., Pil'nikov A.V., Popov G.A. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 48–59.
17. Pushkin V.I., Chechin A.V., Fomin G.E., Gurtov A.S., Filatov A.N., Koroteev A.S., Popov S.A., Akimov V.N., Arkhangel'skii N.I. Kick Stages with Solar Heat Propulsion Systems for Increase of Middle Class Soyuz Launchers Competitiveness. *6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation: Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century*. Paper no. S36.2. May 14–16, 2002. Versailles, France.
18. Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 58–68.
19. Konstantinov M.S., Fedotov G.G., Petukhov V.G., Popov G.A. *Electric Propulsion Mission into GEO Using Soyuz/Fregat Launch Vehicle*. International Astronautical Federation. Paper № 01-V.3.02.
20. Belik A.A., Egorov Yu.G., Kul'kov V.M., Obukhov V.A. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2011, no. 4(81), pp. 17–21.