УДК 629.78.03: 621.472
Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-408-430

Для цитирования: Финогенов С. Л., Коломенцев А. И., Назаров В. П. Полетная эффективность солнечного теплового ракетного двигателя с двухступечатым тепловым аккумулятором // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 408–430. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-408-430.

For citation: Finogenov S. L., Kolomentsev A. I., Nazarov V. P. [Flight efficiency of solar thermal propulsion with double-stage thermal energy storage]. *Siberian Aerospace Journal.* 2025, Vol. 26, No. 3, P. 408–430. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-408-430.

Полетная эффективность солнечного теплового ракетного двигателя с двухступечатым тепловым аккумулятором

С. Л. Финогенов[1*], А. И. Коломенцев[1], В. П. Назаров[2]

[1]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4
[2]Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[*]E-mail: sfmai2015@mail.ru

Аннотация. Актуальность работы связана с возрастающей потребностью в тяжелых спутниках на высоких рабочих орбитах. Рассматриваемый в работе солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРД) с двухступенчатым фазопереходным тепловым аккумулятором (ТА) предназначен для выведения космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту (ГСО). Двухступенчатый ТА включает внешнюю низкотемпературную ступень системы «солнечный концентратор – светоприемник – аккумулятор» (КПА), содержащую энергоемкий фазопереходный теплоаккумулирующий материал (ТАМ) с относительно невысокой температурой плавления, типа гидрида лития, и высокотемпературную центральную ступень с тугоплавким энергоемким ТАМ, например, оксидом бериллия, что обеспечивает высокий удельный импульс двигателя 900 с. Время межорбитального перелета варьируется от 20 до 90 суток. Выявленные рациональные оптико-энергетические параметры двигателя в этом диапазоне определяют требуемую точность солнечного концентратора, более низкую по сравнению с одноступенчатой системой КПА, поэтому условия слежения за Солнцем в полете могут быть значительно упрощены. Сравнение характеристик СТРД с альтернативными средствами межорбитальной транспортировки показывает, что энергобаллистическая эффективность КА в рассматриваемой задаче значительно превосходит таковую для химических или комбинированных космических разгонных блоков с электроракетным довыведением на ГСО. Использование двигателя с дожиганием нагретого в ТА водорода кислородом позволяет повысить полезную массу на ГСО при сравнительно небольшом времени перелета и сократить размеры КА с СТРД. Целесообразные величины соотношения расходов компонентов топлива зависят от времени перелета. Рассмотренные возможные варианты полезной нагрузки – геостационарных спутников связи – могут быть выведены на целевую орбиту при помощи ракеты-носителя среднего класса «Союз-2.1б» с «солнечным» разгонным блоком вместо тяжелых носителей типа «Протон-М» с химическими верхними ступенями.

Ключевые слова: солнечный тепловой ракетный двигатель, ступени нагрева водорода, тепловой аккумулятор, геостационарная орбита, космический аппарат.

Flight efficiency of solar thermal propulsion with double-stage thermal energy storage

S. L. Finogenov[1*], A. I. Kolomentsev[1], V. P. Nazarov[2]

[1]Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation
[2]Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[*]E-mail: sfmai2015@mail.ru

Abstract. The activity urgency is connected with requirement of heavy spacecraft ascent into high working orbits. The solar thermal propulsion (STP) with double-stage latent heat thermal energy storage (TES) is intended for space vehicle delivery into geostationary orbit (GEO). Double-stage TES contains peripheral stage as "solar concentrator – sunlight absorber-thermal energy storage" system (CATS) with relatively low-temperature heat-accumulating phase-changing material (HAM) having high latent heat of fusion, for instance, lithium hydride, and high-temperature central stage with high power-intensive TES, for example, beryllium oxide, that allows obtaining of high specific impulse 900 sec. Inter-orbital transfer time from low earth orbit (LEO)-to-GEO varies from 20 to 90 days. Expedient optical-energetic characteristic parameters of the STP for each flight time shows that expedient accuracy of the solar mirror concentrator is much less in comparison with single-stage CATS with beryllium oxide as the HAM, therefore the CATS Sun tracking conditions can be significantly simplified. Comparison between the STP and alternative means of inter-orbital transportation shows that payload mass on GEO seriously exceeds that for liquid propulsion or combined upper stages with both chemical and electric propulsion. Use of the STP with heated hydrogen after-burning allows payload mass increasing at relatively low transfer time, as well as reduction of space vehicle dimensions and the CATS complication. The expedient oxidizer-to-fuel mass ratios depend on LEO-to-GEO trip time. The considered possible variants of payloads – geostationary communication satellites – can be injected into the target orbit with use of "Soyuz-2.1b" middle class launchers having the "solar" upper stage instead of "Proton-M" heavy rockets class with chemical liquid-propellant kick-stages.

Keywords: solar thermal propulsion, stages of hydrogen heating, thermal energy storage, geostationary orbit, hydrogen after-burning.

Введение

Актуальность работы обусловлена потребностью современной космонавтики в новых средствах межорбитальной транспортировки на высокоэнергетические рабочие орбиты, включая геостационарную орбиту (ГСО). Поскольку возможности химических ракетных двигателей (ЖРД и РДТТ) достигают своего предела, а двигатели с высоким удельным импульсом (ЯРД, ЭРД) имеют ограничения по их использованию, актуальным является использование энергии внешней среды космического пространства, в частности солнечной энергии, как наиболее доступной для повышения энтальпии ракетного топлива. В этой связи целесообразна разработка солнечного теплового ракетного двигателя (СТРД) с прямым нагревом рабочего тела (водорода) в системе «солнечный концентратор – приемник солнечного излучения» (КП). СТРД характеризуется достаточно высоким удельным импульсом (до 800–900 с) и реактивной тягой в пределах 100–1000 Н, что позволяет отнести его к двигателям «промежуточной» тяги по сравнению с ЖРД и ЭРД.

Уровень такой «промежуточной» тяги космического аппарата (КА) с СТРД предполагает множественные «разрывные» траектории с активными участками в апсидальных областях переходных траекторий с пассивным движением между ними. Вначале выполняются перигейные включения двигателя с тангенциальным направлением вектора реактивной тяги, а затем, после

достижения области апогея геопереходной орбиты или выше выполняются апогейные тангенциальные включения двигателя с управлением, в том числе по углу рыскания, для изменения наклонения орбиты и ее скругления до уровня ГСО.

В процессе перелета по пассивным участкам траекторий целесообразно использование теплового аккумулятора (ТА) для накопления тепловой энергии от солнечного концентратора с целью ее использования при нагреве рабочего тела (водорода) на активных участках орбиты и создания тяги для последовательного поднятия орбиты и изменения ее наклонения [1; 2]. Поэтому преимуществом СТРД с ТА является независимость процессов накопления энергии при неработающем двигателе на пассивных участках траектории и упрощение условий ориентации системы «концентратор – светоприемник – аккумулятор» (КПА) на Солнце и включений двигателя на активных участках независимо от условий затенения линии апсид. В качестве теплоаккумулирующих материалов (ТАМ) могут быть использованы как твердотельные материалы типа силицированного графита, накапливающие тепло за счет теплоемкости [2; 3], так и высокотемпературные фазопереходные материалы, обладающие высокой удельной скрытой теплотой плавления и не изменяющие энергоотдачу на выходе из ТА в течение всего времени теплового разряда [4; 5]. В дальнейшем будем рассматривать фазопереходные материалы как обладающие высокой удельной энергоемкостью и перспективами дальнейшего совершенствования их применения, в частности возможностью использования перегретых ТАМ в сочетании с твердотельной матрицей [3].

Двухступенчатая система КПА

Ранее в работах [6–8] были рассмотрены СТРД с одноступенчатыми фазопереходными ТА, в которых была оценена возможность использования различных теплоаккумулирующих материалов. Недостатком одноступенчатых светоприемников-аккумуляторов является их изотермичность, поскольку вся лучепоглощающая поверхность может рассматриваться как абсолютно черное тело, излучающее равномерно по всему диаметру апертуры светоприемника-аккумулятора радиального типа в диапазоне длин волн, соответствующих максимальной температуре нагрева, что неизбежно снижает КПД системы КПА и требует высокой точности зеркальной поверхности солнечного концентратора и его ориентации на Солнце.

Примем допущение о нормальном (гауссовым) распределении лучистого потока в фокальном световом пятне, что достаточно соответствует экспериментальным аберрограммам реальных параболоидных зеркал [9; 10]. При этом можно сделать вывод о возможности создания двухступенчатого ТА с первой (низкотемпературной) периферийной кольцевой ступенью, выполненной на основе не слишком тугоплавкого ТАМ с высокой скрытой теплотой плавления, типа гидрида лития *LiH*, и второй (высокотемпературной) центральной ступенью, содержащей, например, оксид бериллия *BeO*. Выбор в качестве ТАМ высокотемпературной ступени оксида бериллия обусловлен его большой энергоемкостью и высокой температурой плавления с возможностью нагрева водорода до высоких температур около 2800 К, что обеспечивает высокий удельный импульс тяги двигателя, достигающий 900 с при использовании в качестве рабочего тела водорода, с учетом основных потерь в камере двигателя с давлением до 1 МПа и высокой газодинамической степенью падения давления $\delta = 10^4$.

Энергетические характеристики такого светоприемника-аккумулятора улучшаются по сравнению с одноступенчатым в связи с меньшими потерями на обратное собственное тепловое излучение, увеличивая его КПД при меньшей точности зеркала, и упрощением условий слежения за Солнцем [11].

Схема СТРД с двумя ступенями нагрева системы КПА представлена на рис. 1. Водород вначале нагревается до температуры плавления гидрида лития 961 К в периферийной области, а затем во второй ступени ТА дополнительно нагревается до конечной температуры плавления оксида бериллия 2804 К. Нагретый водород при расширении в сопле создает тягу P, которая в сочетании со временем теплового разряда аккумулятора $t_{\text{дв}}$ обеспечивает единичный импульс

тяги $I_{ед} = P \cdot t_{дв}$ на каждом активном участке в зависимости от заданного времени межорбитального перелета.

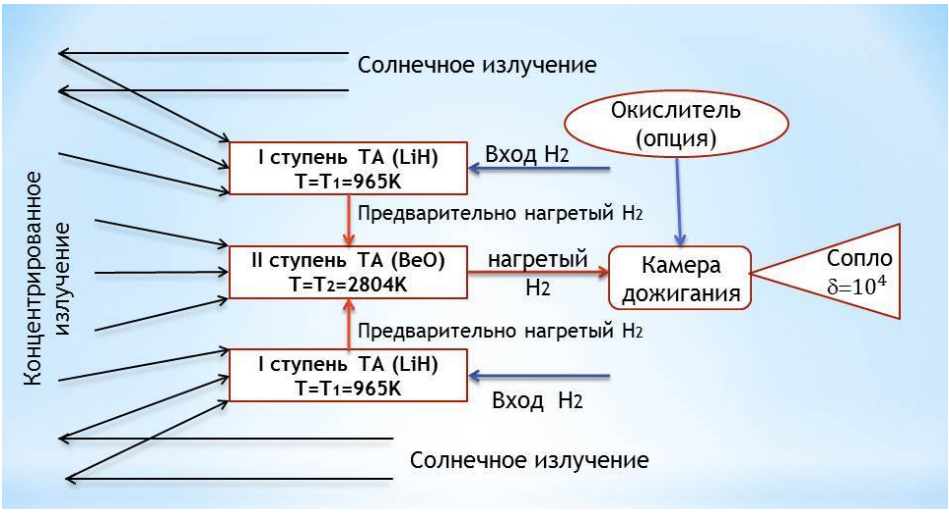

Рис. 1. СТРД с двумя ступенями нагрева теплового аккумулятора

Fig. 1. STP with double-staged TES

Выбор параметров системы КПА и теплоаккумулирующих материалов

В табл. 1 показаны значения температур, наиболее подходящих для первой ступени ТА при температуре второй ступени 2804 К, в зависимости от ее относительного радиуса R и параметра точности концентратора $\Delta\alpha$ (по О. И Кудрину, на основе общей с А. В. Никифоровым и Э. В. Тверьяновичем обобщенной математической модели процесса концентрации [5; 12]), при принятой величине угла полураствора апертуры параболоида $\Theta = 60^{o}$.

Величина угла $\Theta = 60^{o}$ выбрана как рациональная, поскольку длиннофокусные зеркала ($\Theta = 45^{o}$) требуют большей продольной и поперечной точности ориентации на Солнце и характеризуются большим фокусным расстоянием F_1, а короткофокусные ($\Theta = 70^{o}$) увеличивают лучепоглощающую площадь светоприемника-аккумулятора с соответствующими тепловыми потерями на обратное собственное излучение. При этом у короткофокусных зеркал с большими углами $\theta_{max} > 60^{o}$ смещение максимума плотности светового потока в фокусе при разориентации системы КП будет меньше и большим углам раскрытия зеркала соответствуют меньшие “критические” значения параметра точности, при превышении которых целесообразно использование светоприемника с неоднородным нагревом поверхности. Однако средняя концентрация солнечной энергии $C_{ср}$ при больших $\Theta > 60^{o}$ заметно снижается, а полная площадь и масса зеркала возрастают. Уровень средней концентрации должен быть достаточным для расплавления высокотемпературного ТАМ второй ступени.

Радиус первой (низкотемпературной) ступени определяется из баланса энергии для ступеней с учетом максимального радиуса фокального светового пятна R_{max} с 2-σ среднеквадратическим гауссовым отклонением сконцентрированных световых пучков от фокуса параболоида (до 95,4 % падающей солнечной энергии улавливается светоприемником). Как следует из табл. 1, для заданной температуры плавления низкотемпературного ТАМ относительный радиус высокотемпературной ступени $R = R_1/R_{max}$ уменьшается при увеличении параметра $\Delta\alpha$, где R_1 – радиус второй (высокотемпературной) ступени светоприемника-аккумулятора. Радиус R_{max}, принятый в первом приближении равным радиусу входной апертуры светоприемника (внешнему радиусу кольцевой низкотемпературной ступени), возрастает с увеличением параметра $\Delta\alpha$ вследствие разуплотнения эпюры лучистого светового потока. Следует отметить, что увеличение угла Θ также приводит к росту R_{max}, что потребует комплексной оптимизации по частному критерию –

минимуму массогабаритных параметров системы КПА на этапе эскизного проектирования. Представленные в табл. 2 значения R_{max}, зависят от диаметра параболоида, гипотетически принятого равным 12 м, что достаточно характерно для задачи перелета на геостационарную орбиту. При этом следует учитывать фокусное расстояние зеркала F_1, влияющее на точность слежения за Солнцем, и уровень средней концентрации солнечного излучения $C_{ср}$, показывающий возможность нагрева газа до требуемой температуры.

Таблица 1

Оптимальная температура 1-й ступени ТА, К

	R = 0,1	R = 0,15	R = 0,2	R = 0,25	R = 0,3	R = 0,33	R = 0,35	R = 0,4	R = 0,45
$\Delta\alpha$ = 0,5º	2018	2000	1981	1937	1880	1810	1760	1701	1542
$\Delta\alpha$ = 0,6º	1921	1904	1881	1835	1772	1685	1594	1560	1324
$\Delta\alpha$ = 0,7º	1858	1835	1795	1737	1668	1558	1472	1407	970
$\Delta\alpha$ = 0,8º	1767	1762	1713	1664	1571	1444	1332	1190	960
$\Delta\alpha$ = 0,9º	1709	1690	1647	1585	1494	1345	1144	967	400
$\Delta\alpha$ = 1,0º	1608	1560	1474	1353	1094	961	–	–	–
$\Delta\alpha$ = 1,1º	1561	1522	1449	1307	1063	–	–	–	–
$\Delta\alpha$ = 1,2º	1510	1457	1375	1199	965	–	–	–	–

Таблица 2

Оптические параметры системы КП

	$\Delta\alpha$ = 0,6º	$\Delta\alpha$ = 0,7º	$\Delta\alpha$ = 0,8º	$\Delta\alpha$ = 0,9º	$\Delta\alpha$ = 1,0º	$\Delta\alpha$ = 1,1º
Θ = 45º	0,118	0,129	0,139	0,150	0,160	0,171
R_{max}, м	7,24	7,24	7,24	7,24	7,24	7,24
F_1, м $C_{ср}$ [-]	2557	2160	1879	1599	1392	1231
Θ = 60º	0,137	0,149	0,161	0,170	0,190	0,20
R_{max}, м	5,20	5,20	5,20	5,20	5,20	5,20
F_1, м $C_{ср}$ [-]	1918	1620	1386	1199	1048	923
Θ = 70º	0,185	0,200	0,217	0,23	0,25	0,266
R_{max}, м	4,28	4,28	4,28	4,28	4,28	4,28
F_1, м $C_{ср}$ [-]	1023	864	739	640	559	459

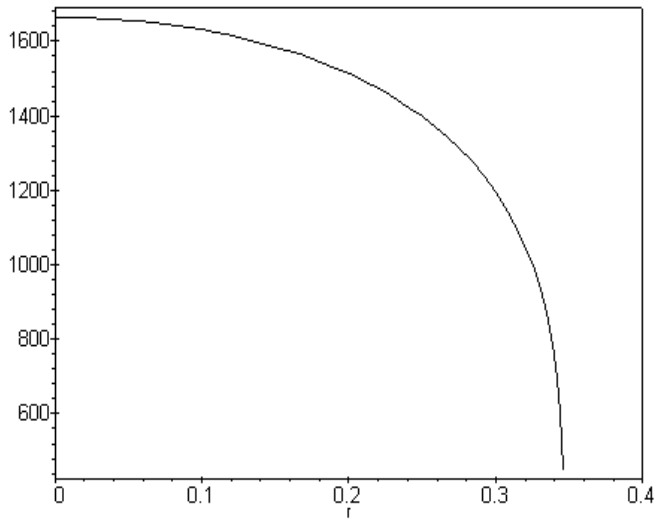

Рис. 2. Зависимость оптимальной температуры первой ступени от относительного радиуса R при значениях параметра $\Delta\alpha$ = 1º и угла Θ = 60º для температуры плавления *BeO*

Fig. 2. Dependence of TES first stage optimal temperature on relative radius R at accuracy parameter $\Delta\alpha$ = 1º and angle Θ = 60º for *BeO* melting temperature

Задача выбора параметра точности концентратора $\Delta\alpha$ является компромиссной между противоречивыми требованиями к размерам концентратора и его удельной и полной массе, поскольку снижение параметра $\Delta\alpha$ приводит к увеличению КПД светоприемника и, как следствие, уменьшению площади зеркала, но, одновременно, к нелинейному росту его удельной массы. С другой стороны, увеличение $\Delta\alpha$ приводит к снижению реальной температуры водорода на выходе, определяющей удельный импульс двигателя и массовый расход нагреваемого газа, и для обеспечения неизменной тяги необходимо увеличить размер зеркала, а уменьшение его удельной массы, наоборот, должно снижать общую массу системы КП. Поэтому здесь целесообразно использовать метод «уступок» – определить, насколько целесообразно повышать энергетическую эффективность двигателя при конструктивных, технологических, эксплуатационных и иных ограничениях. Следует также учитывать взаимосвязь точности зеркала и требований к прецизионному слежению системы КПА за Солнцем.

Для двухступенчатого светоприемника в интервале $\Delta\alpha = 0{,}8–1{,}1^{\circ}$ энергомассовая эффективность КА с рассматриваемым СТРД изменяется незначительно. Масса заправленной солнечной двигательной установки (СДУ) с двухступенчатым светоприемником имеет минимум в указанном диапазоне значений $\Delta\alpha$. Минимум массы двигателя с концентратором соответствует величинам $\Delta\alpha = 1{,}3–1{,}4^{\circ}$, однако на фоне больших масс СДУ этот фактор не имеет решающего значения. Таким образом, по условию максимума массы ПН, можно выбрать в качестве расчётного значения $\Delta\alpha = 1^{\circ}$, в том числе с учетом технологических требований к точности зеркала. Тогда средняя концентрация солнечного излучения при $\Theta = 60^{\circ}$ равна $C_{ср} = 1 : 1048$, что соответствует плотности поверхностной энергии 1,425 МДж/м^2, достаточной для нагрева центральной ступени до температуры плавления оксида бериллия. Технологическая возможность обеспечения высокого уровня концентрации с использованием надувных тонкопленочных конструкций экспериментально подтверждена в наземных условиях на экспериментальном криогенно-вакуумном стенде «ТА-1 Tank-6» и оптико-механическом стенде FSC фирмы SRS Technologies как субподрядчика корпорации Thiokol Propulsion при финансировании AFRL/PRSS и NASA Glenn Research Center в рамках программ NASA Shooting Star, SOTV, STUS и др. (США) для отработки источника мощности СТРД – системы «зеркальный концентратор-светоприемник». Уровень концентрации надувного тонкопленочного зеркала в этих исследованиях составил около 3000 «солнц» [13–15].

Для практического применения СТРД следует также учитывать снижение точности пленочного концентратора при длительном функционировании в космических условиях, что в большей степени сказывается на точных зеркалах (с меньшим параметром $\Delta\alpha$), поэтому выбор $\Delta\alpha = 1^{\circ}$ представляется целесообразным, в том числе и в эксплуатационных условиях. Исходя из данных табл. 1, для этого случая относительный радиус высокотемпературной ступени равен $R = 0{,}33$.

В общем случае зеркальный концентратор представляет собой параболоид, усеченный конусом или цилиндром [16]. С целью его стабильной работы в развернутом состоянии с водородным наддувом, внешняя поверхность рабочего сегмента покрывается тонким слоем полимера на основе эпоксидной смолы, затвердевающего в космических условиях под воздействием жесткого ультрафиолетового излучения [5]. Отметим, что для технологического упрощения концентратор в ряде случаев может быть выполнен в виде псевдосферической конструкции, при этом необходима соответствующая разработка ступенчатого светоприемника-аккумулятора осевого типа, требующего специальных исследований.

В рассматриваемом случае целесообразна внеосевая биконцентраторная схема СТРД с двумя отражающими поверхностями, расположенным симметрично относительно продольной оси КА [2]. В этом случае возможно, в частности, существенно уменьшить размерность двух независимых систем КПА с двумя сопловыми блоками для заданного программного управления вектором тяги по траектории.

В табл. 3 представлены теплофизические свойства теплоаккумулирующих материалов, наиболее подходящих для использования в СТРД. Из сравнения данных табл. 1–3 следует, что

целесообразным является использование гидрида лития в первой (низкотемпературной) ступени нагрева ТА и оксида бериллия для второй ступени из-за наибольших значений скрытой теплоты плавления и технологической возможности размещения разнотемпературных ТАМ в двухступенчатом аккумуляторе, учитывая, что для ТА с *LiH* и *BeO* относительный радиус достаточно велик (R = 0,33). Полный радиус центральной высокотемпературной ступени определяется при известном значении максимального размера фокального светового пятна R_{max}, зависящего от геометрических параметров солнечного концентратора.

Таблица 3

Характеристики ТАМ для СТРД

ТАМ	Температура плавления, К	Теплота плавления, кДж/кг
Гидрид лития *LiH*	961	2540
Фторид лития LiF	1118	1030
Бериллий *Be*	1555	1512
Кремний *Si*	1700	1782
Силицид титана $TiSi_2$	1818	1116
Al_2O_3-4*BeO*-4*MgO*	1918	1440
Al_2O_3-4*BeO*-*MgO*	2033	1530
3*BeO*-2*MgO*	2153	2088
Эвтектика *B*-*Si*	2320	2540
Оксид бериллия *BeO*	2804	2840
Оксид магния *MgO*	3070	1922

В работе [7] представлена обобщенная объектно-ориентированная математическая модель определения энергобаллистической эффективности КА с СТРД на верхнем уровне иерархии, предназначенная для проведения массовых вариантных расчетов при выборе целесообразного облика аппарата с солнечной энергодвигательной установкой. При анализе процессов в ТА при уточненных расчетах на более низких уровнях математической модели следует решать задачу Стефана с подвижной зоной раздела жидкой и твердой фаз в процессе «заряда – разряда» аккумулятора. В частности, нестационарная двухмерная тепло-гидродинамическая модель процессов «плавление-кристаллизация» ТАМ разработана в ГосНИИ НПО «Луч» [4; 17]. При оценочных вариантных расчетах достаточно упрощенной одномерной математической модели [5], позволяющей определить габариты ТА и оценить его основные теплофизические процессы, рассматривая, например, капсульную или кожухотрубную схему расположения теплоаккумулирующих материалов.

Возможными для использования могут оказаться более высокотемпературные, чем *LiH*, материалы для периферийной ступени типа *Si*, *Be* и некоторые другие, в сочетании с центральной ступенью нагрева на основе оксида бериллия или композициями типа *B***Si*, 3*BeO*-2*MgO*, Al_2O_3-4*BeO*-*MgO*. В соответствии с табл. 1, при этом меняется требуемый параметр точности $\Delta\alpha$ и относительный радиус R, а масса ТА увеличивается вследствие меньшей скрытой теплоты плавления, что сказывается на конечной массе ПН. Кроме этого, при повышении температуры первой ступени снижается степень неравнотемпературности системы КПА, что негативно влияет на КПД системы. Удельный импульс тяги двигателя определяется выбором ТАМ центральной ступени.

При выборе ТАМ следует учитывать стабильность их физико-химического свойств при изменении температуры и фазовых переходов, а также термомеханическую и коррозионную совместимость с конструкционными материалами аккумулятора.

Характеристики КА с СТРД с двухступенчатой системой КПА

Рассматривается использование ракеты-носителя (РН) среднего класса «Союз-2.1б» при старте с космодрома «Байконур». Масса космического аппарата – разгонного блока с СДУ и

полезной нагрузкой (ПН) – на низкой опорной орбите (НОО) равна 8000 кг. Целевой является геостационарная орбита (ГСО). В качестве критерия эффективности миссии «НОО – ГСО» принят максимум массы ПН. Время перелета T_Σ, принимаемое в качестве безусловного ограничения, варьируется от 20 до 90 суток. Условия освещенности переходных орбит определяются временем старта РН с учетом частичного затенения Землей и зависят от оскулирующих элементов переходных орбит. На рис. 3 показаны зависимости массы ПН, выведенной на ГСО при помощи «солнечного» разгонного блока – космического аппарата, от отношения массы солнечного концентратора $M_к$ к массе теплового аккумулятора $M_а$ (выразим его параметром $[p] = M_к/M_а$) и значения единичного импульса тяги $I_{ед} = P \cdot t_{дв}$ на каждом активном участке. Величина времени включения двигателя при тепловом разряде аккумулятора $t_{дв}$ зависит от общей энергоемкости ТА, определяя его массу и, посредством параметра $[p]$, массу концентратора $M_к$. Тяга P зависит, в том числе, от температуры нагрева водорода в высокотемпературной ступени аккумулятора. Выбор целесообразных величин указанных параметров осуществляется с использованием регулярных методов оптимизации.

В общем случае требуется комплексная вариация величин $I_{ед}$ и параметра $[p]$, поскольку одинаковому времени перелета и массе ПН могут соответствовать различные комбинации $\{I_{ед},[p]\}$. Как следует из рис. 3, меньшему единичному импульсу двигателя соответствует большая масса ПН на орбите назначения при любых величинах параметра $[p]$. Однако при этом необходимо учитывать время перелета T_Σ и размерность системы КПА. Для практических задач требуется выбор приемлемых размеров солнечного концентратора, от которых зависят инерционные свойства КА и способность прецизионного слежения за солнечным диском при заряде ТА. Также следует принимать во внимание принципиальную возможность создания ТА с приемлемыми массо-габаритными и теплофизическими характеристиками. Поэтому, кроме максимизации массы ПН, необходимо, как и при выборе параметра $\Delta\alpha$, использовать метод «уступок» – оценить уровень возможного допустимого снижения уровня эффективности полетной задачи при определенном упрощении системы КПА как наиболее сложного элемента двигателя.

Для одинаковых комбинаций $\{I_{ед},[p]\}$ основные характеристики КА с СТРД остаются неизменными, а именно:

– время перелета T_Σ;
– масса ПН $M_{пн}$;
– диаметр концентратора $D_к$, его фокальный параметр F_1 и масса $M_к$;
– общая энергоемкость ТА $Q_а$ и его масса $M_а$;
– распределение энергии по ступеням нагрева $Q_{а1}$ и $Q_{а2}$;
– мощность светоприемника-аккумулятора $N_{пр}$;
– эффективный удельный импульс $I_{у(эфф)}$;
– количество орбитальных витков для заряда ТА;
– количество включений СТРД в апсидальных областях;
– общее время заряда ТА с учетом затенения переходных орбит.

Поэтому целью дальнейших исследований является определение рациональных комбинаций $\{I_{ед},[p]\}$, соответствующих тактико-техническому и технико-экономическому заданию с учетом технологических и иных условий, позволяющих создание КА с рассматриваемым двигателем для выполнения энергозатратных полетных задач типа перелета на ГСО.

Массовая математическая модель космического аппарата (разгонного блока с СДУ и размещенной на нем полезной нагрузки) принята как статистическая и основана на работах [18; 19]. Разгонный блок содержит топливный бак с рабочим телом (жидким водородом), СТРД с системой КПА, элементы пневмогидросистемы с ресиверами, демпферами и насосно-компрессорным оборудованием с приводами, систему управления, систему обеспечения теплового режима КА, бортовые кабельные сети, элементы конструкции и прочие элементы (детали системы автоматики, теплоизоляции, детали общей сборки). Более детально массовая сводка составляется при выборе конкретной схемы КА. Для достаточно продолжительного перелета 60–90 суток необходима

также поправка на выкипание части криогенного водорода. Массовые модели КА основаны на приведенных уравнениях, отражающих линеаризованные по основным параметрам связи. Точность математической модели зависит от точности статистических коэффициентов, приводящих строгие аналитические зависимости в соответствие с данными статистики.

Рис. 4 показывает 3D-зависимость массы ПН от температуры центральной ступени и параметра $\Delta\alpha$ для случая T_Σ = 60 суток, из которой следует возможность определенного изменения этих величин в достаточно узком диапазоне при незначительном изменении выводимой на ГСО полезной массы, что дает возможность некоторого варьирования, например, параметра точности, на последующих этапах проектирования двигателя.

Величины диаметра зеркала $D_{к1}$ для внеосевой биконцентраторной схемы [2] представлены на рис. 5, как функции ряда комбинаций $\{I_{ед}, [p]\}$. При выборе этих величин необходимо оценить технологическую возможность создания и развертывания в космосе пленочных крупногабаритных конструкций. Большему диаметру концентратора соответствует большее фокусное расстояние F_1, непосредственно влияющее на отслеживание положения солнечного диска во время движения по орбите. Как отмечено выше, от величин $D_{к1}$ и F_1 зависит максимальный размер фокального пятна R_{max}, влияющий на соотношение размеров ступеней ТА.

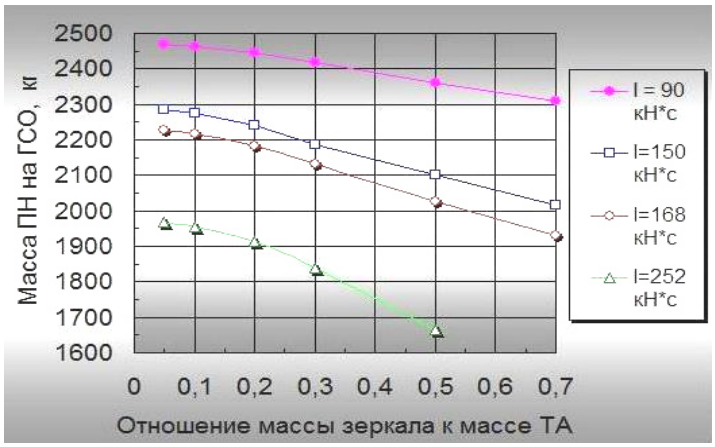

Рис. 3. Зависимость массы КА на ГСО от отношения массы концентратора к массе двухступенчатого теплового аккумулятора с ТАМ на основе *LiH+BeO*

Fig. 3. Payload mass on GEO vs. concentrator-to-TES mass ratio for HAM based on *LiH* and *BeO*

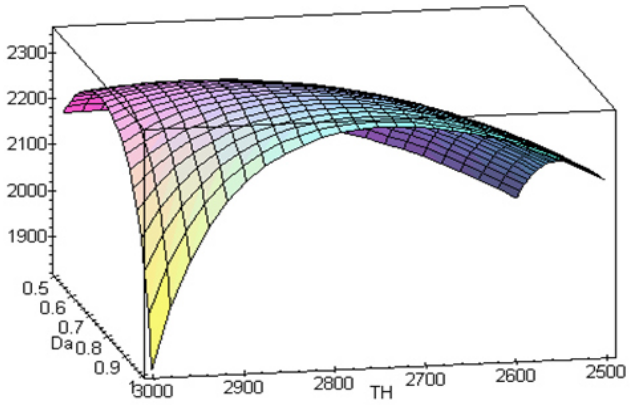

Рис. 4. Масса ПН как функция параметра точности СТРД с двухступенчатой системой КПА и температуры нагрева водорода для времени перелета 60 суток

Fig. 4. Payload mass on GEO as a function of STP accuracy parameter and hydrogen heating temperature for 60 days trip time

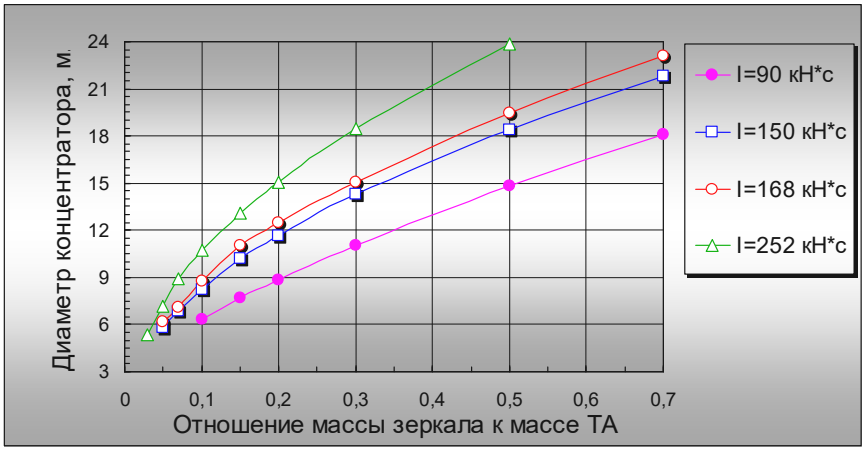

Рис. 5. Зависимость диаметра солнечного концентратора $D_{к1}$ от параметра $[p]$

Fig. 5. Dependence of concentrator diameter $D_{к1}$ on parameter $[p]$

Время выведения ПН на ГСО T_Σ существенно зависит от комбинации $\{I_{ед},[p]\}$. Рис. 6 показывает рациональный диапазон значений параметра $[p]$, составляющий 0,1–0,3. Увеличение параметра $[p]$ не приводит к заметному снижению времени выведения ПН на ГСО, а уменьшение $[p] < 0{,}1$ сопровождается существенным ростом времени перелета, что делает СТРД недостаточно конкурентоспособным по отношению к маршевым электроракетным двигательным установкам (ЭРДУ), а также химическим двигателям с «довыведением» ПН на высокие орбиты при помощи бортовых ЭРДУ.

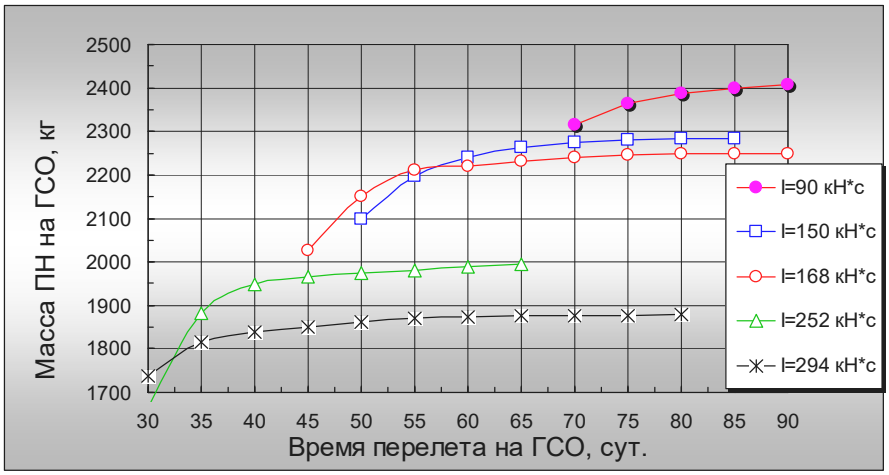

Рис. 6. Зависимость времени перелета на ГСО от параметра $[p]$

Fig. 6. Dependence of LEO-to-GEO trip time on parameter $[p]$

Масса ПН зависит от времени перелета согласно зависимостям, приведенным на рис. 7, для различных значений единичного импульса тяги при соответствующем изменении параметра $[p]$. Варьирование комбинацией $\{I_{ед}, [p]\}$ позволяет выявить области целесообразных значений тяги и времени разряда ТА в поле величин $\{M_{пн}, D_к\}$, учитывая результаты, представленные на рис. 3, 5 и 6. Малые значения $I_{ед} < 90$ кН·с целесообразны только при времени перелета свыше 90 суток, что требует решения сложных технических проблем хранения криогенного водорода. Большие величины $I_{ед} > 300$ кН·с характерны для случая $T_\Sigma < 30$ суток при существенном снижении массы полезного груза. Так, для $T_\Sigma = 20$ суток имеем рациональные значения $I_{ед} = 390$ кН·с при $[p] = 0{,}3$, соответствующие массе ПН 1250 кг.

Из анализа представленных результатов следует, в частности, что для времени перелета T_Σ = 30 суток целесообразны величины $I_{ед}$ = 240–270 кН·с и значения параметра $[p]$ в окрестности $[p]$ = 0,25 для выведения ПН массой около 1720 кг. Меньшее время перелета связано с резким снижением энергомассовой эффективности КА.

Для времени T_Σ = 60 суток целесообразен выбор величин $I_{ед}$ = 140–160 кН·с и параметра $[p]$ в окрестности $[p]$ = 0,2, что обеспечивает массу ПН около 2180 кг. Увеличение времени полета сопровождается асимптотическим ростом массы выводимого полезного груза. Меньшим величинам единичного импульса тяги двигателя $I_{ед}$ = 90 кН·с и параметра $[p]$ = 0,12 соответствует более продолжительное время перелета (до 90 суток) при полезной массе $M_{пн}$ = 2300–2320 кг.

Таким образом, для времени перелета T_Σ = 20–90 суток целесообразны области величин в пределах $I_{ед}$ = 90–400 кН·с и $[p]$ = 0,1–0,3.

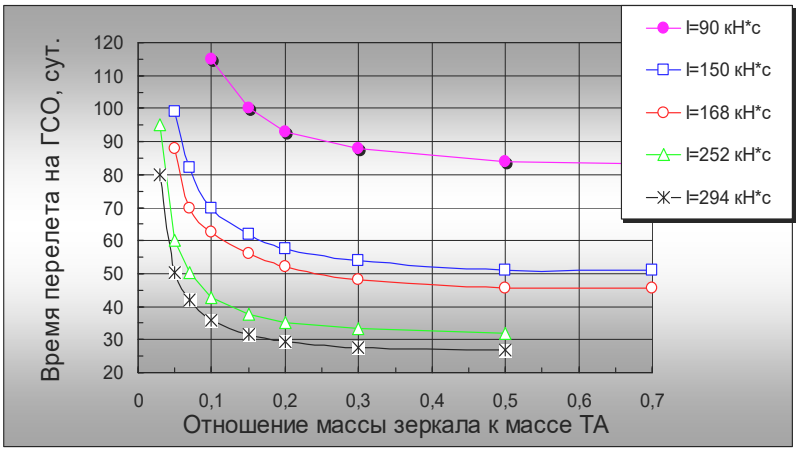

Рис. 7. Зависимость массы ПН от времени перелета на ГСО

Fig. 7. Payload mass on GEO vs. LEO-to-GEO trip time

Масса теплового аккумулятора $M_а$ является основной составляющей общей массы СТРД и определяется его полной энергоемкостью $Q_а$ и удельной скрытой теплотой плавления используемых ТАМ. Кроме этого, необходимо учитывать массу конструкции и высокотемпературной теплоизоляции, состоящей, например, из пирографита в сочетании с графитовым и диоксид-циркониевым войлоком [3]. При этом полная масса ТА может возрасти до 50–70 % от массы ТАМ в обеих ступенях нагрева. Оптимизация конструкции и теплоизоляции производится на более низких уровнях математической модели по частным критериям, подчиняющимся критерию более высокого уровня – минимума массы ТА и конструкции «солнечного» разгонного блока.

На рис. 8 представлены зависимости полной массы ТА от целесообразных значений времени теплового разряда и уровня тяги СТРД, показывающие значения единичного импульса тяги и его соотношения с другими величинами в соответствии с рис. 3, 5–7. В рассматриваемом интервале времени работы двигателя при каждом тепловом разряде ТА возможно использование в расчетах импульсной аппроксимации активных маневров с поправкой на гравитационные потери скорости в перицентре переходных орбит [19; 20].

В табл. 4 представлены выбранные параметры КА с СТРД для времени перелета от 20 до 90 суток. При увеличении T_Σ в рассматриваемых пределах эти параметры существенно меняются. Единичный импульс тяги $I_{ед}$ снижается за счет уменьшения тяги и времени теплового разряда ТА. Масса ПН существенно возрастает. При увеличении времени T_Σ от 20 до 90 суток можно наблюдать рост относительных величин $Q_а/N_п$, $Q_а/M_к$, $Q_а/F_к$ (здесь используются обозначения $N_п$, $M_к$, $F_к$ как тепловая мощность системы КПА, масса концентратора и площадь его апертуры), характеризующих интегральные показатели двигателя, в 2,4 раза, что вызвано более сущест-

венным снижением размеров и массы концентратора по сравнению с темпом уменьшения энергоемкости ТА. Для любого времени перелета отношение энергоемкости второй (высокотемпературной) ступени Q_{a2} превышает энергоемкость первой ступени Q_{a1} в 2,33 раза и при заданном единичном импульсе тяги $I_{ед}$ не зависит от параметра [p], как и общая энергоемкость аккумулятора Q_a и его масса M_a. Тепловая мощность системы КПА уменьшается с увеличением времени T_Σ в соответствии со снижением требуемой площади светоотражающей поверхности солнечного концентратора в указанном диапазоне времени T_Σ. Удельная масса концентратора по мощности как отношение его полной массы (при оптимальном соотношении с массой ТА) к тепловой мощности приемника, составляет около 1 кг/кВт. Указанное в табл. 4 фокусное расстояние F_1, уменьшающееся в соответствии с уменьшением $D_{к1}$, является важным параметром, поскольку, как отмечено выше, существенно влияет на точность ориентации системы КПА на Солнце, что важно в условиях термических напряжений в фермах, поддерживающих силовой тор солнечного концентратора, и может стать одним из ограничений для времени перелета.

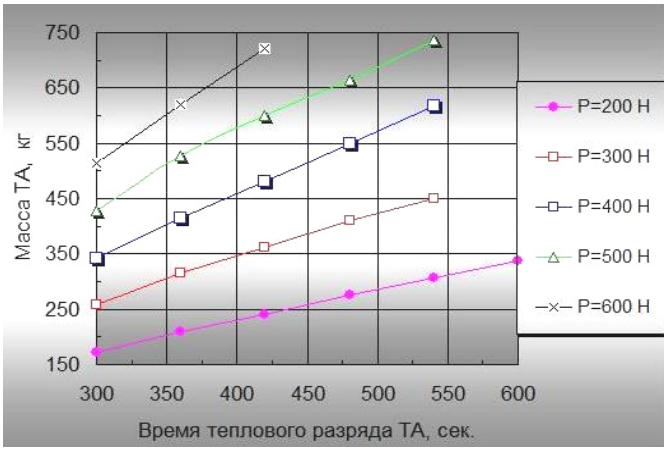

Рис. 8. Зависимость массы ТА от тяги и времени работы СТРД

Fig. 8. Dependence of the TES mass on the STP thrust and burn time

Из табл. 4 и 1 возможно определить радиус низкотемпературной степени при условии, что он согласуется с размером фокального пятна R_{max}, а также радиус центральной ступени R_1. Радиус R_1 определяется из табл. 1 по значениям относительного радиуса R при принятом значении параметра $\Delta\alpha = 1^o$ и температуре плавления гидрида лития. Исходя из этих величин, определяются остальные геометрические и теплофизические характеристики ТА, необходимые для расчета его рабочего процесса на уровне точности, достаточном для проведения массовых вариантных вычислений.

Значения эффективного удельного импульса $I_{у(эфф)}$ как отношения полного импульса тяги к массе заправленной солнечной двигательной установки (СДУ) показывают интегральную массо-энергетическую эффективность КА, значительно более высокую по сравнению с ЖРД (около 3000 м/с), но хуже показателей КА с ЭРДУ размерности СПД-140Д (свыше 7000 м/с) [21]. При этом время перелета КА с СТРД на геостационарную орбиту значительно меньше по сравнению с использованием электроракетных двигателей (до 180 суток) или их комбинации с химическими двигателями. Так, при «довыведении» на ГСО космический аппарат с комбинированной системой, включающей двигатели большой и малой тяги, при времени T_Σ = 60 суток и одинаковых стартовых условиях, может вывести 1640 кг полезного груза [22], в то время как СТРД с двухступенчатой системой КПА способен обеспечить доставку ПН массой до 2180 кг при том же времени полета. При времени T_Σ = 90 суток значения массы ПН составляют 1870 кг и 2320 кг, соответственно. Для сравнения можно отметить, что при использовании РН «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат-М» масса полезного груза на ГСО составляет 1060 кг.

Таблица 4

Целесообразные параметры КА с СТРД

Время перелета, сутки	$t_{дв}$, сек	Тяга, Н	Импульс тяги, кН·сек	Параметр $[p]$ $(M_к/M_а)$	$N_п$, кВт	$Q_а$, МДж	$Q_{а1}/Q_{а2}$, МДж/МДж	Масса ТА, кг
20	650	600	390	0,30	325	1977	593/1384	1080
30	540	500	270	0,25	187	1368	410/ 958	749
45	500	380	190	0,22	116	963	289/674	526
60	480	300	144	0,20	80	730	219/ 511	392
90	420	260	109	0,12	38	554	166/388	297

Таблица 4 (продолжение)

Целесообразные параметры КА с СТРД

Время перелета, сутки	$Q_а/N_п$, МДж/кВт	$Q_а/M_к$, МДж/кг	$Q_а/F_к$, МДж/м^2	$Q_а/M_а$, МДж/кг	$I_{у(эфф)}$, м/с
20	6,08	6,095	2,438	1,828	5326
30	7,30	7,314	2,925	1,828	5772
45	8,29	8,311	3,324	1,828	6090
60	9,12	9,142	3,657	1,828	6286
90	14,60	14,628	5,851	1,828	6573

Таблица 4 (продолжение)

Целесообразные параметры КА с СТРД

Время перелета, сутки	R_{max}, м	R_1, м	$F_{к1}$, м	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
20	0,350	0,116	9,83	22,70	1250
30	0,267	0,088	7,47	17,25	1720
45	0,209	0,069	5,88	13,60	2015
60	0,174	0,058	4,88	11,27	2180
90	0,120	0,040	3,36	7,76	2320

Из табл. 4 следует возможность доставки на геостационарную орбиту ракетой-носителем среднего класса «Союз-2.1б» с «солнечным» разгонным блоком широкого спектра космических аппаратов вместо использования тяжелых и дорогих ракет-носителей с химическими разгонными блоками (РБ). Так, в течение 20 суток полета возможна доставка полезного груза на ГСО массой до 1250 кг (например, ретрансляционного КА серии «Луч-5» массой 1150 кг разработки АО «Решетнев»), выводимого тяжелой РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». За 30 суток возможно вывести КА массой около 1700 кг (например, гидрометеорологический спутник типа «Электро-Л», доставляемый РН «Зенит-3SLБФ» с РБ «Фрегат-СБ» либо РН «Протон-М» с разгонным блоком «ДМ-03»). Космические аппараты типа «Экспресс-АМУ-7» массой 1976 кг могут быть доставлены на ГСО в течение 45 суток полета. Выведение спутника связи и телевещания типа «Экспресс-АМУ-3» массой 2154 кг (максимальная масса до 2250 кг), доставляемого ракетой-носителем «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М», возможно в течение 60 суток. Полезная масса 2340 кг характерна для геостационарного спутника типа «Радуга-1», запускаемого РН серии «Протон» с РБ «ДМ» на базе платформы «КАУР-4». Для выведения такого изделия при помощи СТРД потребуется 90 суток. Тяжелые КА серии «Экспресс-АМ» массой 2579 кг возможно вывести на ГСО за более продолжительное время с помощью РН «Союз-2.1б» и использовании совместно с СТРД маршевой ЭРДУ, например, размерности ионного двигателя ИД-500 (разработка ГНЦ «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша»), с глубоким «довыведением» на целевую орбиту.

Сравнительные характеристики альтернативных схем СТРД

Сравним эффективность использования различных типов СДУ при одинаковых условиях – удельном импульсе 900 с и времени перелета на ГСО $T_{\Sigma} = 60$ суток. Время нагрева ТА и количество орбитальных витков, необходимых для полного расплавления ТАМ, определяется отношением $Q_а/N_п$, и для двигателя с двухступенчатым аккумулятором равно $Q_а/N_п = 9{,}12$ МДж/кВт. В случае СТРД с одноступенчатым ТА на основе оксида бериллия отношение $Q_а/N_п$ составляет около 23 МДж/кВт. КПД системы КП такого двигателя равен $\eta_{пр} = 0{,}264$ (для двухступенчатой системы КПА $\eta_{пр} = 0{,}326$). Также показательны отношения $Q_а/F_к$, показывающие количество лучистой энергии от концентратора, необходимое для обеспечения требуемого единичного импульса $I_{ед}$, составляющие 3,65 и 7,50 МДж/м^2, соответственно. Отношения $Q_а/N_п$ и $Q_а/F_к$ определяются в основном типом фазопереходных материалов и точностью зеркала.

Для одноступенчатого СТРД с оксид-бериллиевым ТА при оптимальном параметре точности $\Delta\alpha = 0{,}25^o$ рациональные значения $[p] = 0{,}8$ и $I_{ед} = 192$ кН·с. Масса ПН в случае использования одноступенчатого СТРД с *BeO* для перелета на ГСО составляет 1950 кг при диаметре зеркала около 9 м. Важно отметить, что при оптимальном параметре точности зеркала $\Delta\alpha = 0{,}25^o$ допустимая разориентация системы КПА от прицельного направления на Солнце в динамическом режиме слежения не превышает $\beta < 0{,}8^o$ (в статическом режиме слежения $\beta_{ст} = 0{,}2^o$). В случае двигателя с двухступенчатой системой КПА рациональное значение параметра $\Delta\alpha = 1^o$ допускает разориентацию в пределах $\beta = \pm 1{,}64^o$ (в статическом режиме слежения $\beta_{ст} = \pm 0{,}41^o$) без учета продольных и поперечных дефокусировок светоприемника по отношению к зеркалу и вполне реализуемо современными техническими средствами [9]. Для грубой динамической ориентации может быть использован «гексапод» с 6 степенями свободы [23], а точная ориентация обеспечивается светоприемником со свойствами «автоподслеживания», используя, в частности, биметаллические приводы [12].

Отметим, что для достаточно эффективного СТРД с одноступенчатым ТА на основе эвтектики *B*Si* (оптимальная точность зеркала $\Delta\alpha = 0{,}5^o$, параметр $[p] = 0{,}3$ и $I_{ед} = 168$ кН·с) с температурой плавления 2320 К и удельной энергоемкостью 2540 кДж/кг, масса ПН может достигать 2010 кг при диаметре $D_{к1} = 9$ м. При этом отношение $Q_а/F_к = 12{,}15$ МДж/м^2 и отношение $Q_а/N_п = 7{,}8$ МДж/кВт. Допустимое угловое рассогласование системы КПА при слежении за Солнцем может достигать $\beta = 1{,}1^o$ (в статическом режиме слежения $\beta_{ст} = 0{,}27^o$).

В случае СТРД с простейшим равнотемпераурным приемником без ТА масса ПН равна 1600 кг при оптимальной температуре светоприемника 2200 К и параметре $\Delta\alpha = 0{,}64^o$. Диаметр концентратора равен 14,8 м. Точность слежения за Солнцем в динамическом режиме слежения должна быть не хуже $\beta = \pm(1{-}1{,}25)^o$.

Космический аппарат с двухступенчатым СТРД без ТА при принятых ранее значениях параметра $\Delta\alpha = 1^o$, температуры нагрева водорода 2800 К и угла $\Theta = 60^o$, определяющих КПД системы «концентратор – светоприемник» $\eta = 0{,}326$, обеспечивает выведение на ГСО полезного груза массой около 2100–2150 кг с диаметром зеркала около 15 м. Точность допустимой ориентации на Солнце, как и в случае с двухступенчатой системой КПА, составляет $\beta = 1{,}64^o$.

Для сравнения параметров солнечных тепловых ракетных двигателей разных схем следует отметить технические возможности СТРД с предельно-неравнотемпературной многоступенчатой системой «концентратор – приемник» без ТА, обладающей наилучшими характеристиками, полностью учитывающими энергетический уровень и эпюру фокальной облученности светоприемника [9; 12]. Для времени перелета 60 суток масса ПН с таким СТРД может достигать 2500–2600 кг с диаметром зеркала свыше 18–20 м, однако эти величины возможны теоретически при нагреве газа в системе КП свыше 3200–3400 К, что, однако, не имеет в настоящее время надежного экспериментального подтверждения. При более умеренных подтвержденных температурах нагрева светоприемника около 2800 К масса ПН составляет до 2230 кг с диамет-

ром зеркала около 12 м. В этом случае рациональный интервал параметра $\Delta\alpha$ составляет 0,9–1,1º при одинаковой, с двухступенчатой системой КПА, допустимой угловой разориентацией.

Здесь следует отметить, что время работы СТРД без ТА при каждом апсидальном включении значительно больше по сравнению с двигателем с ТА, что, при гораздо меньшей тяге, приводит к заметному росту гравитационных потерь скорости и увеличению требуемого количества топлива. Кроме этого, продолжительная прецизионная ориентация системы КП на Солнце усложняется в условиях вибраций от работающего двигателя, в отличие от СТРД с ТА, когда процессы ориентации концентратора и работы двигателя разделены.

Следует также отметить, что энергомассовая эффективность солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ), разработанной в ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша» и использующей графитовый ТА, ограничена мощностью штатных солнечных батарей (СБ) полезной нагрузки в пределах $N_{СБ}$ = 10–11 кВт [24]. В этом случае отношение $Q_а/N_{СБ}$ = 15–17 МДж/кВт. При 60-суточном перелете на ГСО и дожигании нагретого в ТА водорода, наблюдается преимущество СТРД в массе ПН до 100–150 кг в зависимости от располагаемой мощности СБ в составе полезного груза КА с СЭДУ.

СТРД с двухступенчатой системой КПА и дожиганием водорода

Энергобаллистическая эффективность КА с СТРД в ряде случаев может быть повышена при дожигании нагретого в ТА водорода холодным окислителем, образующим с водородом топливные пары с большим стехиометрическим соотношением компонентов (например, кислородом или фтором) [7; 24–26]. Такой подход наиболее выгоден при достаточно кратковременных перелетах (20–30 суток) на высокоэнергетические орбиты. Снижение доли нагреваемого водорода позволяет уменьшить размерность системы КПА и заметно упростить ее создание. Кроме этого, дожигание водорода позволяет выведение КА на промежуточную эллиптическую орбиту размером 100/300 км при работе двигателя на «холодных» компонентах для обеспечения условий раскрытия пленочного концентратора на орбите.

Рассмотрим перелет на ГСО за 20–90 суток при дожигании нагретого в КПА водорода холодным кислородом. Как было показано, энергобаллистическая эффективность КА с СТРД существенно снижается при времени перелета менее 30 суток, а увеличение параметра [p] увеличивает массу ПН асимптотически (рис. 4, 5). Однако при дожигании водорода масса ПН возрастает в случае T_Σ = 20–30 суток, характеризующимся большими значениями единичного импульса тяги $I_{ед}$ = 270–390 кН·с. Наилучший результат в отношении энергобаллистической эффективности КА в этом интервале времени T_Σ соответствует оптимальному диапазону значений коэффициента избытка окислителя α = 0,25–0,3, при котором масса ПН максимальна и заметно превышает таковую для однокомпонентного двигателя.

Результаты расчета параметров СТРД при дожигании водорода для рациональных значений коэффициента α приведены в табл. 5–10 применительно к рассматриваемому диапазону времени перелета T_Σ. Представлены релевантные параметры двигателя, наиболее полно характеризующие энергомассовую эффективность КА с СТРД в задаче перелета на ГСО.

Результаты табл. 5–9 показывают, что распределение энергоемкостей по ступеням нагрева в ТА $Q_{а2}/Q_{а1}$ = 2,33 не изменяется и соответствуют таковым для однокомпонентного двигателя (табл. 4) при любых значениях коэффициента α и времени T_Σ.

Величины R_{max} и $F_{к1}$ приведены в таблицах как важные, от которых, в том числе, зависят радиальные размеры светоприемника-аккумулятора и точность ориентации системы КП на Солнце. Для рассматриваемой системы КПА угловая динамическая ориентация $\beta = \pm 1{,}64^º$ остается постоянной при любых значениях времени перелета и коэффициента избытка окислителя. Для других ТАМ и геометрических параметров концентратора (углов Θ и $\Delta\alpha$, как наиболее существенных) допустимый угол разориентации β будет изменяться.

Радиус высокотемпературной ступени R_1, как и в случае однокомпонентного двигателя, определяется из табл. 1 в соответствии с табл. 5–9 при учете дожигания компонента и определяет,

совместно с величиной R_{max} и значениями Q_{a1}/Q_{a2}, массо-геометрические характеристики ступеней аккумулятора для определения в нем изотермических фазопереходных процессов «плавление – кристаллизация» и оптимизации схемы ТА и системы КПА в целом на последующих стадиях разработки.

Таблица 5

Целесообразные параметры КА с СТРД (T_{Σ} = 20 суток)

α	$I_{у(эфф)}$, м/с	$Q_а$, МДж	Q_{a1}/Q_{a2}, МДж/МДж	Масса ТА, кг	R_{max}, м	$R_{1,}$ м	$F_{к1}$, м	$N_п$, кВт	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
0	5326	1977	593/1384	1080	0,350	0,115	9,83	325	22,7	1250
0,1	5366	1257	377/880	688	0,280	0,093	7,84	207	18,1	1526
0,2	5283	944	283/661	516	0,242	0,080	6,80	155	15,7	1590
0,25	5308	832	250/583	456	0,228	0,076	6,39	137	14,7	1650
0,3	5250	756	227/529	413	0,217	0,072	6,08	124	14,1	1640
0,35	5211	691	287/484	378	0,207	0,069	5,82	114	13,4	1620
0,4	5050	653	196/457	357	0,202	0,067	5,65	107	13,1	1550

Таблица 6

Целесообразные параметры КА с СТРД (T_{Σ} = 30 суток)

α	$I_{у(эфф)}$, м/с	$Q_а$, МДж	Q_{a1}/Q_{a2}, МДж/МДж	Масса ТА, кг	R_{max}, м	$R_{1,}$ м	$F_{к1}$, м	$N_п$, кВт	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
0	5772	1369	410/958	750	0,267	0,089	7,47	187	17,3	1720
0,1	5658	870	261/609	476	0,212	0,071	5,95	119	13,8	1810
0,2	5498	654	196/458	358	0,184	0,061	5,16	90	12,0	1815
0,25	5500	576	173/403	315	0,173	0,057	4,85	79	11,2	1850
0,3	5422	523	157/366	286	0,165	0,055	4,62	73	10,7	1825
0,35	5366	478	143/335	262	0,157	0,052	4,42	66	10,2	1810

Таблица 7

Целесообразные параметры КА с СТРД (T_{Σ} = 45 суток)

α	$I_{у(эфф)}$, м/с	$Q_а$, МДж	Q_{a1}/Q_{a2}, МДж/МДж	Масса ТА, кг	R_{max}, м	$R_{1,}$ м	$F_{к1}$, м	$N_п$, кВт	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
0	6091	963	289/674	526	0,209	0,070	5,88	116	13,6	2015
0,1	5857	612	184/429	335	0,167	0,056	4,70	74	10,8	2015
0,2	5642	460	138/322	252	0,145	0,048	4,06	55	9,4	1960
0,3	5535	368	110/258	201	0,130	0,043	3,64	44	8,4	1940

Таблица 8

Целесообразные параметры КА с СТРД (T_{Σ} = 60 суток)

α	$I_{у(эфф)}$, м/с	$Q_а$, МДж	Q_{a1}/Q_{a2}, МДж/МДж	Масса ТА, кг	R_{max}, м	$R_{1,}$ м	$F_{к1}$, м	$N_п$, кВт	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
0	6286	730	219/511	399	0,174	0,058	4,9	80	11,3	2250
0,1	5975	464	139/325	254	0,139	0,046	3,9	51	9,0	2120
0,2	5727	349	105/244	191	0,120	0,040	3,4	38	7,8	2040
0,25	5601	249	84/195	153	0,107	0,035	3,0	31	6,9	2005

Таблица 9

Целесообразные параметры КА с СТРД (T_{Σ} = 90 суток)

α	$I_{у(эфф)}$, м/с	$Q_а$, МДж	Q_{a1}/Q_{a2}, МДж/МДж	Масса ТА, кг	R_{max}, м	$R_{1,}$ м	$F_{к1}$, м	$N_п$, кВт	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
0	6460	554	166/388	303	0,120	0,040	3,34	38	7,8	2340
0,1	6078	352	106/246	193	0,096	0,029	2,67	24	6,2	2210
0,2	5800	264	79/185	145	0,083	0,027	2,32	18	5,4	2105

Как следует из табл. 5–9, для небольшого времени перелета 20 суток масса ПН возрастает до оптимального (по критерию максимума массы ПН) значения $\alpha = 0{,}25$. Максимальное увеличение выводимого полезного груза при дожигании составляет 400 кг, достигая величины 1650 кг при размере $D_{к1} = 14{,}7$ м. Снижение энергоемкости аккумулятора $Q_а$, его массы $M_а$ и мощности системы КП $N_п$ в 2,37 раза, а также уменьшение диаметра $D_{к1}$ в 1,5 раза при изменении α от 0 до 0,25 значительно упрощает систему КПА. Дальнейший рост коэффициента избытка окислителя приводит к снижению массы ПН. Здесь следует определить с использованием метода «уступок» насколько целесообразно некоторое снижение массы ПН при одновременном заметном уменьшении размерности и упрощении системы КПА с учетом технических, технологических и иных аспектов ее разработки.

При $T_\Sigma = 30$ суток и оптимальном значении $\alpha = 0{,}25$ наблюдается рост массы ПН на 130 кг с прежним темпом снижения величин $Q_а$, $M_а$ и $N_п$. Из результатов табл. 6–9 следует снижение эффективности дожигания при большей продолжительности перелета.

Поскольку масса ПН и размерность системы КПА при времени перелета свыше 45 суток непрерывно уменьшается с ростом доли окислителя, выбор коэффициента α следует производить, в том числе, с учетом технических, технологических и материаловедческих возможностей создания системы КПА в целом, включая вопросы охлаждения камеры дожигания двигателя, значительно проще решаемые при небольших значениях α. При окончательном выборе коэффициента α следует также учитывать возможные химически неравновесные процессы при истечении продуктов сгорания из камеры с малым критическим сечением относительно короткого сопла. Выбор в данном случае достаточно высокого для такого типа двигателей давления 1 МПа частично нивелирует негативное влияние неравновесных процессов на величину удельного импульса, уточнение которых осуществляется, как правило, экспериментальным путем. При этом следует также учитывать утолщение пограничного слоя в сопловом канале, приводящее к снижению коэффициента сопла φ_c, что требует его уточнения.

Как следует из табл. 10, отношения $Q_а/N_п$, $Q_а/M_к$ и $Q_а/F$к возрастают при увеличении продолжительности полета, причем для каждого значения T_Σ эти отношения одинаковы для любых величин коэффициента избытка окислителя при выборе рациональных комбинаций $\{I_{ед},[p]\}$, наиболее соответствующих заданному времени перелета. Отношение $Q_а/M_а$, показывающее удельную энергоемкость ТА, не изменяется при любых значениях T_Σ и коэффициента α и зависит, в том числе, от конструкции ТА, КПД процессов фазовых переходов и уровня тепловых потерь в зависимости от типа высокотемпературной теплоизоляции.

Таблица 10

Относительные параметры системы КПА

Время перелета, сутки	$Q_а/N_п$, МДж/кВт	$Q_а/M_к$, МДж/кг	$Q_а/F_к$, МДж/м^2	$Q_а/M_а$, МДж/кг
20	6,08	6,095	2,438	1,828
30	7,30	7,314	2,925	1,828
45	8,29	8,311	3,324	1,828
60	9,12	9,142	3,657	1,828
90	14,60	14,628	5,851	1,828

При продолжительных перелетах свыше 45 суток для выбора коэффициента α требуется компромисс между допустимым снижением массы ПН и снижением размерности (упрощением) системы КПА, соблюдением условий компоновки КА с СДУ внутри головного обтекателя (ГО). Дожигание при малых значениях α целесообразно для уменьшения объема топливного отсека, который вместе с размерами ПН должен соответствовать габаритам космической головной части (КГЧ) ракеты-носителя. Для однокомпонентного СТРД (при $\alpha = 0$) масса водорода составляет около 3580 кг, что при объеме топливного бака около 54 м^3 и диаметре штатного

ГО типа 14С737 производства АО «НПО имени С.А. Лавочкина» для РН «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат-М» (объем зоны полезного груза в сборочно-защитном блоке (СЗБ) до 112 м^3 с описанным диаметром 3,44 м и длиной до 10,4 м) допускает размещение КА с полезной нагрузкой, длина которой может достигать 4–4,4 м. Дожигание при малых величинах $\alpha = 0{,}1$ снижает объем топливного отсека до 35 м^3, что позволяет размещение в ГО космического аппарата с длиной, увеличенной более чем на 2 м.

При величинах $\alpha = 0{,}25$–$0{,}3$ объем топливных баков составляет 22–24 м^3, допустимая длина КА с полезным грузом в данном снаряжении равна 7,8–8 м. Использование штатного ГО меньшей размерности типа РБФ-1.750 объемом 90 м^3 и длиной 8,45 м (разработка АО «НПО имени С. А. Лавочкина») позволяет размещение КА с ПН длиной около 6 м, что соответствует технологии сборки КГЧ. Размеры двигателя с ТА и системы ориентации (размеры пленочной конструкции концентрирующей системы в контейнерной упаковке малы и здесь не учитываются) незначительно снижают располагаемую длину КА. Здесь необходимо учитывать размеры адаптера полезного груза в зависимости от компоновки КГЧ.

Справочно можно указать размерность космической платформы *A*2100 компании Lockheed Martin Commercion Space Systems (США) стартовой массой 6741 кг, доставляющей на ГСО полезный груз массой 3820 кг при габаритах 3×2,5×6 м [27].

Заключение

Рассмотрен КА для перелета на ГСО с солнечным тепловым ракетным двигателем, выполненным по двухступенчатой схеме с системой КПА со светоприемником-аккумулятором радиального типа, содержащей низкотемпературную и высокотемпературную ступени нагрева, расположенные в плоскости фокуса зеркального солнечного концентратора псевдо-параболоидной формы пленочной конструкции в соответствии с гауссовой эпюрой распределения сконцентрированного лучистого потока в фокальном световом пятне. Выбраны целесообразные теплоаккумулирующие материалы для ступеней ТА. Низкотемпературная (периферийная кольцевая) ступень ТА содержит энергоемкий гидрид лития (температура плавления 961 К), высокотемпературная (центральная) ступень аккумулятора содержит оксид бериллия как наиболее энергоемкого тугоплавкого материала с температурой плавления 2804 К, что обеспечивает высокий удельный импульс тяги двигателя 900 с. Рассмотрены вопросы выбора основных геометрических характеристик солнечного концентратора псевдо-параболоидного типа. Обоснован выбор параметра точности концентратора $\Delta\alpha = 1^{\circ}$ и угла полураствора его апертуры $\Theta = 60^{\circ}$, выявлены радиальные размеры системы КПА.

Определены рациональные комбинации $\{I_{\text{ед}},[p]\}$ для времени многоимпульсного перелета с НОО на ГСО от 20 до 90 суток в пределах единичного импульса тяги $I_{\text{ед}}$=90–390 кН·с и параметра $[p]=M_{\text{к}}/M_{\text{а}}$=0–1–0,3. Для этих значений представлены основные целесообразные характеристики двигателя. Полученные результаты показывают, что время выведения ПН на ГСО с использованием СТРД за 20–90 суток является наиболее предпочтительным между продолжительностью перелета с химическими двигателями и электроракетным перелетом, включая схемы с «довыведением» КА на конечную орбиту.

Показано, что СТРД с двухступенчатой системой КПА позволяет существенно – до 2,2 раза – повысить энергобаллистическую эффективность КА по сравнению с химическими разгонными блоками на высокие орбиты типа ГСО, достигая значений от 1250 до 2320 кг в рассмотренном диапазоне времени перелета. При сравнении с альтернативными двигателями, использующими концентрированную солнечную энергию, выигрыш в массе ПН может составлять до 150–200 кг в зависимости от типа двигателя.

По сравнению с разгонными блоками, использующими комбинацию двигателей большой и малой тяги для «довыведения» КА на ГСО (в частности, разгонный блок типа «Фрегат-М» с модулем электроракетных двигателей размерности СПД-140Д), в случае использования рассматриваемого СТРД, выигрыш в массе ПН превышает 500–600 кг при одинаковом времени перелета в интервале T_{Σ} = 60–90 суток.

Сравнение с СЭДУ разработки ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» показывает преимущество в массе ПН при использовании СТРД около 100–150 кг при 60-суточном перелете в зависимости от мощности штатных солнечных батарей СЭДУ, определяемой потребной мощностью выводимого спутника.

К важным результатам относится также обоснование сравнительно невысокого рационального значения точности фокусирующего зеркала (параметр точности $\Delta\alpha = 1^{\circ}$) и снижения требований к ориентации СТРД на Солнце (до величины углового рассогласования $\beta = \pm 1{,}6^{\circ}$ в динамическом режиме слежения) во время пассивных перелетов по переходным траекториям по сравнению с одноступенчатыми СТРД при одинаковом удельном импульсе 900 с ($\Delta\alpha = 0{,}25$–$0{,}64^{\circ}$ при $\beta < 0{,}8$–$1{,}2^{\circ}$).

Показано, что относительные величины $Q_{\text{а}}/N_{\text{п}}$, $Q_{\text{а}}/M_{\text{к}}$, $Q_{\text{а}}/F_{\text{к}}$, характеризующие интегральные показатели системы КПА, при увеличении времени выведения ПН на ГСО возрастают, что вызвано более существенным снижением размеров и массы концентратора по сравнению с темпом уменьшения энергоемкости ТА. Для различных значений времени перелета $T_{\Sigma} = 20$–90 суток показано соотношение энергоемкостей второй (высокотемпературной) ступени $Q_{\text{а}2}$ и первой ступени $Q_{\text{а}1}$, составляющее $Q_{\text{а}2}/Q_{\text{а}1} = 2{,}33$, и при заданном единичном импульсе тяги $I_{\text{ед}}$ не зависящее от параметра $[p]$, как и общая энергоемкость ТА $Q_{\text{а}} = Q_{\text{а}2} + Q_{\text{а}2}$ и его масса.

Дожигание нагретого в ТА водорода холодным кислородом при относительно непродолжительном перелете 20–30 суток и оптимальном по критерию максимума массо-баллистической эффективности значении коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0{,}25$ позволяет дополнительно увеличить массу ПН на 400–150 кг соответственно, существенно уменьшить размерность системы КПА и снизить интенсивность тепловых процессов при разряде ТА. При более продолжительных перелетах целесообразны малые значения коэффициента $\alpha \sim 0{,}1$ в целях упрощения системы КПА и согласования габаритов КА с размерами зоны ПН в головном обтекателе ракеты-носителя. При любых значениях коэффициента избытка окислителя для заданного времени перелета отношения $Q_{\text{а}}/N_{\text{п}}$, $Q_{\text{а}}/M_{\text{к}}$, $Q_{\text{а}}/F_{\text{к}}$ и $Q_{\text{а}}/M_{\text{а}}$ постоянны.

Размеры топливного отсека КА с СТРД значительно сокращаются при дожигании водорода. Расчет его геометрических параметров показал технологическое соответствие штатным головным обтекателям РН «Союз-2.1б».

Таким образом, показана возможность использования РН среднего класса «Союз-2.1б» с рассмотренным «солнечным» разгонным блоком вместо тяжелых и дорогих ракет-носителей класса «Протон-М» с химическими разгонными блоками или межорбитальных буксиров с электроракетным «довыведением» ПН на высокие орбиты для доставки широкого спектра геостационарных космических аппаратов различного класса и назначения, что значительно (свыше 30–50 %) снижает стоимость выведения полезного груза.

Библиографические ссылки

1. Kudrin O. I., Finogenov S. L. Solar Heat Rocket Engine with a Heat Accumulator // 44th IAF Congress. IAF Paper № 93-R.3.442 (October 16–22, 1993. Graz, Austria).

2. McClanahan J. A., Frye P. E. Solar Thermal Propulsion Transfer Stage Design for Near-Term Science Mission Applications // 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (27–29 June 1994, Indianapolis, IN, USA). AIAA Paper № 94–2999.

3. Левенберг В. Д. Энергетические установки без топлива. Л. : Судостроение, 1987. 104 с.

4. Федик И. И., Попов Е. Б. Двигательно-энергетическая установка на солнечных тепловых аккумуляторах // III Междунар. совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте : сб. науч. докладов. М. : ИМАШ РАН, 2002. С. 282–292.

5. Грилихес В. А., Матвеев В. М., Полуэктов В. П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1975. 248 с.

6. Финогенов С. Л., Коломенцев А. И. Выбор теплоаккумулирующего материала для солнечного теплового ракетного двигателя. // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 1. С. 161–169.

7. Финогенов С. Л. Концепция солнечного теплового ракетного двигателя с фазопереходным тепловым аккумулятором и дожиганием водорода фтором // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 3 (120). С. 44–63. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-44-63.

8. 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 (July 28-30, 2014. Cleveland, OH, USA). AIAA Paper № 2014-3832. URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2014-3832 (дата обращения: 02 марта 2025).

9. Финогенов С. Л., Коломенцев А. И., Назаров В. П. Солнечный тепловой ракетный двигатель с различными типами системы «концентратор–приемник» // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 3. С. 738–747.

10. Квасников А. В., Кудрин О. И., Мельников М. В. Лаборатория лучистой и солнечной энергии для исследования процессов в высокотемпературных установках // Доклады Всесоюз. конф. по использованию солнечной энергии. М. : Изд. ВНИИТ, 1969. С. 297–343.

11. Finogenov S. L., Kudrin O. I., Nickolenko V. V. Solar Thermal Propulsion with the High-Efficient “Absorber-Thermal Storage” System // 48th IAF Congress (October 6–10, 1997. Turin, Italy). IAF Paper № 97-S.6.05.

12. Кудрин О. И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. М. : Машиностроение, 1987. 247 с.

13. Engberg R., Lassiter J. Shooting Star Experiment, Pathfinder 2, Inflatable Concentrator Modal Survey in Vacuum Conditions. Dynamics Test Branch // Marshall Space Flight Center. Test Report № SSE-DEVED-97-120 (March, 1998. USA).

14. Hawk C. W., Adams A. M. Conceptual Design of a Solar Thermal Upper Stage (STUS) Flight Experiment // 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July 10–12, 1995. San Diego, CA, USA). AIAA Paper № 95-2842.

15. Engberg R., Lassiter J. Solar Orbital Transfer Vehicle (SOTV) Inflatable Concentrator Modal Survey at SRS Technologies, Inc. // Structural and Dynamics Test Group, Marshall Space Flight Center. (October, 1999. USA). Test Report № SOTV-DEV-ED99-076.

16. Вейнберг В. Б. Оптика в установках для использования солнечной энергии. М. : Оборонгиз, 1959. 236 с.

17. Федик И. И., Степанов В. С., Якубов В. Я. Аккумуляторы электрической и тепловой энергии на основе фазовых переходов // II Междунар. совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте : сб. науч. докладов М. : ИМАШ РАН, 2001. С. 17–25.

18. Хохулин В. С., Чумаков В. А. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД. М. : МАИ, 2000. 72 с.

19. Сафранович В. Ф., Эмдин Л. М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М. : Машиностроение, 1980. 240 с.

20. Константинов М. С., Мин Тейн. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту для транспортной системы с удельным импульсом двигателя 600–900 с. // Труды МАИ. 2017. Вып. № 95. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=84516 (дата обращения: 02 марта 2025).

21. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10…30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д / В. Н. Бойкачев, Ю. Г. Гусев, В. С. Жасан и др. // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 48–59.

22. Анализ проектно-баллистических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей среднего класса / А. А. Белик, Ю. Г. Егоров, В. М. Кульков, В. А. Обухов // Авиационно-космическая техника и технология. 2011, № 4 (81). С. 17–21.

23. Solar Thermal Propulsion IHPRPT Phase I Demonstration Program / D. M. Lester, G. D. Farmer, M. R. Holmes, Wayne Wong // 43r' AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures (Statement A) Structural Dynamics, and Materials Conference (22-25 April 2002. Denver, CO, USA). Paper AFRL-PR-ED-AB-2002-00.

24. Солнечная энергодвигательная установка с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела / В. Н. Акимов, Н. И. Архангельский, А. С. Коротеев, Е. П. Кузьмин // Полет. 1999. № 2. С. 20–28.

25. Kudrin O. I., Finogenov S. L., Nickolenko V. V. Solar Thermal Rocket Engine with Post-Burning: the Possibility of Its Usage in Space // Space Technology. 1996, Vol. 16, No. 1. P. 15–9.

26. Финогенов С. Л., Коломенцев А. И. Характеристики солнечного теплового ракетного двигателя с тепловым аккумулятором и дожиганием водорода // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 4 (121). С. 55–70. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-55-70.

27. Малых Д. А. Использование модульного принципа построения для проектирования различных вариантов исполнения универсальной космической платформы // Вестник Москов. авиац. ин-та. 2023. Т. 30, № 1. С. 64–75. DOI: 10.34759/vst-2023-1-64-75.

References

1. Kudrin O. I., Finogenov S. L. Solar Heat Rocket Engine with a Heat Accumulator. IAF Paper № 93-R.3.442. *44th IAF Congress* (October 16-22, 1993. Graz, Austria).

2. McClanahan J. A., Frye P. E. Solar Thermal Propulsion Transfer Stage Design for Near-Term Science Mission Applications. *30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.* (27-29 June 1994, Indianapolis, IN, USA). AIAA Paper 1994, № 94-2999.

3. Levenberg V. D. *Energeticheskie ustanovki bez topliva* [Power plants without fuel]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1987, 104 p.

4. Fedik I. I., Popov E. B. [Propulsion Power Plant with solar thermal energy storages]. *Sbornik nauchnih dokladov III Mezhdunarodnogo sovechshania po problemam energoaccumulirovania i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. III International workshop on the problems of energy accumulating and ecology in engineering, energetics and transportation]. Moscow, IMASH RAS, 2002. P. 282–292 (In Russ.).

5. Grilikhes V. A., Matveev V. M., Poluektov V. P. *Solnechnye vysokotemperaturiye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov* [Solar high-temperature thermal sources for space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 248 p.

6. Finogenov S. L., Kolomentsev A. I. [Choice of heat accumulating material for solar thermal propulsion]. *Vestnik SIBGAU.* 2016. Vol. 17, No. 1, P. 161–169 (In Russ.).

7. Finogenov S. L. [Conception of solar thermal propulsion with phase-changing thermal energy storage and hydrogen after-burning by fluorine]. *Vestnik MGTU imeni N. E. Baumana. Mashinostroenie*. 2018, No. 3, P. 44–63 (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-44-63.

8. 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* (July 28-30, 2014 Cleveland, OH, USA). AIAA Paper № 2014-3832. Available at: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2014-3832 (accessed 02.03.2025).

9. Finogenov S. L., Kolomentsev A. I., Nazarov V. P. [Solar thermal propulsion with different types of concentrator-absorber systems]. *Vestnik SIBGAU.* 2016, Vol. 17, No. 3, P. 738–747 (In Russ.).

10. Kvasnikov A. V., Kudrin O. I., Mel'nikov M. V. [Laboratory of radiant and solar energy for investigation of processes in high-temperature installations]. *Doklady vsesoyuznoi konferentsii po ispolzovaniyu solnechnoi energii* [Proc. of the USSR conference on solar energy use]. Moscow, VNIIT Publ., 1969, P. 297–343 (In Russ.).

11. Finogenov S. L., Kudrin O. I., Nickolenko V. V. [Solar Thermal Propulsion with the High-Efficient “Absorber-Thermal Storage” System]. *48th IAF Congress* (October 6–10, 1997, Turin, Italy). IAF Paper № 97-S.6.05.

12. Kudrin O. I. *Solnechnie vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatelnye ustanovki* [Solar high-temperature space power-propulsion plants]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 247 p.

13. Engberg R., Lassiter J. Shooting Star Experiment, Pathfinder 2, Inflatable Concentrator Modal Survey in Vacuum Conditions. Dynamics Test Branch. *Marshall Space Flight Center* (March, 1998, USA). Test Report № SSE-DEVED97-120.

14. Hawk C. W., Adams A. M. Conceptual Design of a Solar Thermal Upper Stage (STUS) Flight Experiment. *31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (July 10-12, 1995, San Diego, CA, USA). AIAA Paper № 95-2842.

15. Engberg R., Lassiter J. Solar Orbital Transfer Vehicle (SOTV) Inflatable Concentrator Modal Survey at SRS Technologies, Inc. *Structural and Dynamics Test Group, Marshall Space Flight Center* (October, 1999, USA). Test Report № SOTV-DEV-ED99-076.

16. Veinberg V. B. *Optika v ustanovkah dlya ispol'zovniya solnechnoi energii* [Optics in installations for solar energy use]. Moscow, Oborongiz Publ., 1959, 236 p.

17. Fedik I. I., Stepanov V. S., Yakubov V. Ya. [Accumulators of electric and heat energy based on phase transitions]. *Sbornik nauchnih dokladov II Mezhdunarodnogo sovechshaniya po problemam energoaccumulirovania i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. II International workshop on the problems of energy accumulating and ecology in engineering, energetics and transportation]. Moscow, IMASH RAS, 2001, P. 17–25 (In Russ.).

18. Khohulin V. S., Chumakov V. A. *Proektirovanie kosmicheskih razgonnyh blokov s ZhRD* [Design of space upper stages with liquid propulsion]. Moscow, MAI Publ., 2000, 72 p.

19. Safranovich V. F., Emdin L. M. *Marshevye dvigateli kosmicheskih apparatov. Vybor tipa i parametrov.* [Sustainer engines of space vehicles. Choice of type and parameters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 240 p.

20. Konstantinov M. S., Min Tein [Optimization of spacecraft injection trajectory into geostationary orbit for transportation system with specific impulse of 600–900 sec.]. *Trudy MAI*. 2017, No. 95 (In Russ.). Available at: http://trudymai.ru/published.php?ID=84516 (accessed 02.03.2035).

21. Boikachev V. N., Gusev Yu. G., Zhasan V. S. et al. [About the possibility of creation of electric propulsion plant with power of 10…30 kWatt based on two-regime SPD-140D engine]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2014, No. 1(4). P. 48–59 (In Russ.).

22. Belik A. A., Egorov Yu. G., Kul'kov V. M., Obukhov V. A. [Analysis of design-ballistic characteristics of combined scheme of spacecraft injection into geostationary orbit with use of middle-class launchers] (In Russ.). *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2011, No. 4(81), P. 17–21 (In Russ.).

23. Lester D. M., Farmer G. D, Holmes M. R., Wong Wayne. Solar Thermal Propulsion IHPRPT Phase I Demonstration Program. *43r' AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures (Statement A) Structural Dynamics, and Materials Conference* (22–25 April 2002, Denver, CO, USA). Paper AFRL-PR-ED-AB-2002-00.

24. Akimov V. N., Arkhangel'skiy N. I., Koroteev A. S., Kuzmin E. P. [Solar power-propulsion plant with electrically-heated thermal energy storage and working medium post-burning]. *Polyet*. 1999, No. 2, P. 20–28 (In Russ.).

25. Kudrin O. I., Finogenov S. L., Nickolenko V. V. Solar Thermal Rocket Engine with Post-Burning: the Possibility of Its Usage in Space. *Space Technology.* 1996, Vol. 16, No. 1, P. 15–19.

26. Finogenov S. L., Kolomentsev A. I. [Characteristics of solar thermal propulsion with thermal energy storage and hydrogen post-burning]. *Vestnik MGTU imeni N. E. Baumana*. *Mashinostroenie*. 2018, No. 4(121), P. 55–70 (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-55-70.

27. Malyh D. A. [Modular Structuring Principle Application for Developing Various Options of the Universal Space Platform Layout]. *Vestnik Moskov. aviats. in-ta*. 2023, Vol. 30, No. 1, P. 64–75. DOI: 10.34759/vst2023-1-64-75.

© Финогенов С. Л., Коломенцев А. И., Назаров В. П., 2025

Финогенов Сергей Леонардович – старший научный сотрудник; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: sfmai2015@mail.ru. https://orcid.org/0009-0004-8901-5010

Коломенцев Александр Иванович – кандидат технических наук, профессор; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: aikolomentsev@yandex.ru.

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Finogenov Sergei Leonardovich – Senior Researcher; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: sfmai2015@mail.ru https://orcid.org/0009-0004-8901-5010

Kolomentsev Alexander Ivanovich – Candid. Sc., Professor; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: aikolomentsev@yandex.ru.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Candid. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Статья поступила в редакцию 01.09.2025; принята к публикации 16.09.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 01.09.2025; accepted for publication 16.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License