

## КОНЦЕПЦИЯ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛООВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ФАЗОПЕРЕХОДНЫМ ТЕПЛОВЫМ АККУМУЛЯТОРОМ И ДОЖИГАНИЕМ ВОДОРОДА ФТОРОМ

С.Л. Финогенов

sfmai2015@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)  
«МАИ», Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Рассмотрена концепция солнечного теплового ракетного двигателя с фазопереходным тепловым аккумулятором на основе бинарного эвтектического сплава бора и кремния, теплофизические свойства которого позволяют его использовать в равнотемпературной системе солнечный зеркальный концентратор-светоприемник-тепловой аккумулятор. Проанализирована возможность уменьшения массы и габаритных размеров системы солнечный зеркальный концентратор-светоприемник-тепловой аккумулятор при дожигании нагретого в ней водорода фтором, что значительно снижает массовый расход нагреваемого водорода для обеспечения требуемого импульса тяги. Применительно к задаче выведения космического аппарата на геостационарную орбиту приведены массоэнергетические характеристики космического аппарата с солнечным тепловым ракетным двигателем для времени межорбитального перелета от 20 до 90 суток. Приведены математическая модель операции сложной технической системы космический аппарат-солнечный тепловой ракетный двигатель и алгоритм оптимизации релевантных параметров системы концентратор-светоприемник-тепловой аккумулятор с учетом баллистических характеристик многоимпульсной траектории с апсидальными активными сегментами и условий частичного затенения переходных орбит. Показаны рациональные значения коэффициента избытка окислителя в зависимости от времени выведения космического аппарата на геостационарную орбиту. Приведена оценка преимущественного использования космического аппарата с рассмотренным двигателем по отношению к альтернативным средствам межорбитальной транспортировки

### Ключевые слова

*Солнечный тепловой ракетный двигатель, тепловой аккумулятор, фазопереходные материалы, дожигание водорода, фтор, космический аппарат, геостационарная орбита*

Поступила в редакцию 19.12.2017  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

**Введение.** Повышение энергомассовой эффективности средств межорбитальной транспортировки (СМТ) и снижение стоимости выведения космических аппаратов (КА) на высокоэнергетические орбиты, включая геостационарную орбиту (ГСО), является актуальной задачей современной космонавтики. По-

сколькx возможности химических разгонных блоков близки к предельным, необходим поиск новых источников энергии, увеличивающих удельный импульс перспективных двигателей. К таким источникам относится солнечная энергия как доступный внешний ресурс, использование которого в концентрированном виде позволяет повысить энтальпию рабочего тела (водорода).

Проблема создания солнечных тепловых ракетных двигателей (СТРД) исследуется достаточно давно [1], однако в последнее время число работ по разработке этого направления в двигателестроении значительно возросло. В США NASA совместно с AFRL разрабатывают несколько программ по созданию разгонных блоков с СТРД [2–6]. При этом рассматриваются двигатели с системой солнечный зеркальный концентратор-светоприемник (КП), в ряде случаев использующей тепловой аккумулятор (ТА) на основе графита или фазопереходных теплоаккумулирующих материалов (ТАМ) [7].

В ГИЦ «Центр Келдыша» (Россия) разработана солнечная энергодвигательная установка (СЭДУ) с солнечными батареями в качестве источника мощности и графитовым ТА с возможностью дожигания нагретого в нем водорода в кислороде [8]. Работы по созданию фазопереходных ТА проводятся в НПО «Луч» [9].

В работах [10, 11] показана перспективность использования в ТА фазопереходного бинарного эвтектического сплава кремния и бора  $B^*Si$ , имеющего достаточно высокие теплофизические характеристики, температура плавления которого (2320 К) хорошо согласуется с целесообразными температурами нагрева водорода в СТРД с равнотемпературной системой КП для широкого диапазона времени перелета на высокоэнергетические орбиты [12].

Использование в СТРД фтора в качестве окислителя рассмотрено в работе [13], где показана возможность существенного сокращения массы и габаритных размеров системы КП за счет высокого стехиометрического соотношения расходов компонентов фторводородного топлива, позволяющего значительно снизить расход нагреваемого водорода и уменьшить размерность системы КП–ТА при сохранении достаточно высокой энергомассовой эффективности разгонного блока с таким двигателем. Поэтому представляет практический интерес изучение характеристик СТРД с системой КП–ТА в составе КА в случае использования в ТА эвтектики  $B^*Si$  и фтора в качестве окислителя при выполнении высокоэнергетических межорбитальных перелетов.

**Математическая модель операции технической системы КА–СТРД.** Общая математическая модель операции КА с СТРД как сложной технической системы (СТС) разработана для расчета и оптимального согласования характеристик двигателя с системой КП–ТА, основных проектных параметров КА и траекторных условий. Математическая модель выполнена в виде программного комплекса и состоит из следующих пяти основных блоков (рис. 1).

1. Блок А детерминированных внешних факторов, оказывающих наибольшее влияние на функционирование КА с СТРД как с двигателем, использующим внешний энергетический ресурс — солнечное излучение — в качестве основного источника мощности. Здесь определяются условия освещенности и за-

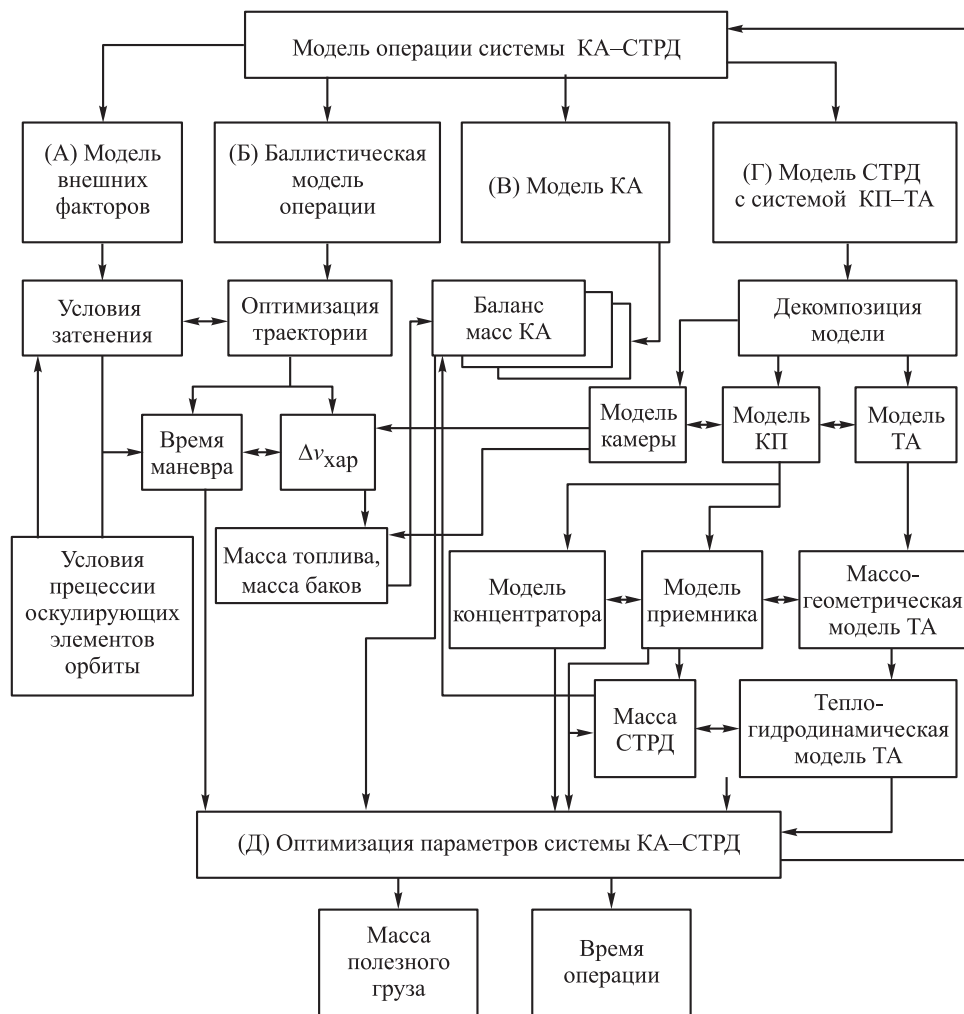


Рис. 1. Блок-схема математической модели операции технической системы КА–СТРД

тенеия переходных траекторий при изменении их орбитальных параметров после каждого включения двигателя в области апсид. Для этого дополнительно уточняются условия прецессии оскулирующих элементов многовитковой «разрывной» траектории с активными апсидальными участками [14] — аргумента перигея и долготы восходящего узла.

2. Баллистический блок Б включает в себя алгоритмы решения баллистической и динамической задач для определения полного времени полета и затрат характеристической скорости маневра с учетом гравитационных потерь скорости.

3. Блок В определения основных проектных параметров КА и расчета массы полезной нагрузки (ПН) с использованием известных регрессионных зависимостей, основанных на статистической информации [15].

4. Блок Г расчета энергомассовых и геометрических характеристик СТД с системой КП–ТА и дожиганием водорода.

5. Блок Д согласования основных проектных параметров СТД и КА и их оптимизации совместно с параметрами управления движением для выявления экстремума целевой функции операции (максимизации массы ПН) при ограничении на время полета.

Таким образом, представленная математическая модель операции относится к модели первого уровня точности, под которой подразумевается, по терминологии ЦИАМ, применение соотношений и уравнений, отображающих физические взаимосвязи между внутренними подсистемами СТД КА–СТД, представленными моделями нулевого уровня, с описанием их характеристик с помощью регрессионных зависимостей. В соответствии с методологией системного анализа двигателей сложных схем [16] при исследованиях процессов в отдельных элементах системы целесообразно перейти к моделям второго уровня точности для повышения их достоверности. Так, блоки Б и Г включают в себя несколько подблоков для возможности уточнения и оптимизации характеристик элементов СТД с системой КП–ТА и КА по частным критериям, обеспечивающим глобальный экстремум главному критерию эффективности операции. Для блока Г — это площадь и точность солнечного концентратора, объем топливных баков и другое при переводе остальных показателей в разряд нежестких ограничений. В качестве частных критериев используются, например, полная масса поверхности параболического концентратора, угловая апертура которого подлежит оптимизации в пределах  $\theta = 60...70^\circ$ , а также полная масса ТА, в зависимости от типа теплоизоляции и конструктивно-технологических решений, и т. д. В блоке Б предусмотрена возможность уточнения программы управления движением КА по траектории (программа изменения угла тангажа и рыскания на активных сегментах траектории) с выбором оптимальной угловой дальности активных участков и их числа как компромисса между ростом гравитационных потерь скорости и сокращением общего времени операции. Также учитывается прецессия элементов переходных орбит для оценки условий их освещенности. Выходные данные баллистических расчетов передаются в блок А для уточнения условий затенения переходных траекторий, которые, в свою очередь, направляются в блоки Б и Г для расчета времени накопления энергии в ТА. Согласование уточненных характеристик СТД, КА и баллистических параметров осуществляется с помощью блока Д уже на первом уровне точности математической модели, достаточном для принятия решения по выбору предпочтительной альтернативы среди других средств межорбитальной транспортировки, с учетом ограничений по времени полета. Время межорбитального перелета выбирается в диапазоне от 20 до 90 суток как рациональное, при уменьшении которого наблюдается резкое снижение энергомассовой эффективности КА с СТД, а превышение сопровождается слабым асимптотическим ростом массы ПН на орбите назначения.

Термогазодинамические параметры рабочего процесса в камере двигателя являются входными для общей математической модели и рассчитываются отдельно для выбранных ТАМ и окислителей с учетом основных видов потерь удельного импульса (на трение, непараллельность истечения и т. д.). Следует отметить, что в случае дожигания при уточненном расчете удельного импульса (на этапе технического предложения) следует учитывать дополнительно потери на неравновесность истечения, определяемые, как правило, экспериментально.

Анализ операции КА с СТД показал, что в качестве параметров, оказывающих наибольшее влияние на эффективность выполнения полетной задачи (релевантных параметров), на этапе поисковых исследований могут быть выбраны следующие параметры системы КП–ТА, рассчитываемые в блоке Г и передаваемые для оптимизации в блок Д совместно с результатами расчетов в остальных блоках: отношение энергоемкости ТА  $Q_a$  к площади (или массе) зеркала  $F_3$  (либо соотношение масс концентратора и ТА) и параметр точности зеркала  $\Delta\alpha$  [1].

Первый параметр выбирается с учетом того обстоятельства, что время полного заряда ТА с заданной массой и энергоемкостью, определяющей импульс тяги на каждом орбитальном витке, обратно пропорционально тепловой мощности приемника солнечного излучения, зависящей от площади солнечного концентратора (и, следовательно, его массы), что требует оптимального согласования масс системы КП–ТА и времени полета для обеспечения максимума целевой функции операции. Мощность приемника  $N_{пр}$  зависит также от его теплового КПД как функции второго оптимизируемого параметра  $\Delta\alpha$  при известных значениях рабочей температуры нагрева приемника  $T_{пр}$ , принятой с известными допущениями равной температуре плавления ТАМ, и апертуры параболоидного концентратора. Поскольку параметр  $\Delta\alpha$  определяет также и удельную массу зеркала, оптимизация параметров системы КП–ТА должна проводиться совместно (используется регулярный метод Гаусса — Зейделя) с взаимным итерационным пересчетом (рис. 2). Их уточнение с использованием частных критериев на втором уровне точности в подблоках Б и Г математической модели (см. рис. 1) целесообразно при подготовке технического предложения на разработку конкретного двигателя.

Результаты расчетов по приведенной математической модели показали, что целесообразное значение отношения  $Q_a / F_3$  составляет около 3,2 МДж/м<sup>2</sup> при оптимальном значении параметра точности  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$  и выбранном рациональном значении угловой апертуры зеркального параболоида  $\theta = 60^\circ$ . Это соответствует отношению энергоемкости  $Q_a$  к массе зеркала около 2,8 МДж/кг, что обеспечивает максимум целевой функции операции — массе ПН. Полученные результаты верны как для однокомпонентного СТД без дожигания, так и при любых значениях коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  для любого времени межорбитального перелета и определяются только параметром  $\Delta\alpha$  и скрытой теплотой плавления выбранного ТАМ (бинарного сплава В\*Si), составляющей 2540 кДж/кг.

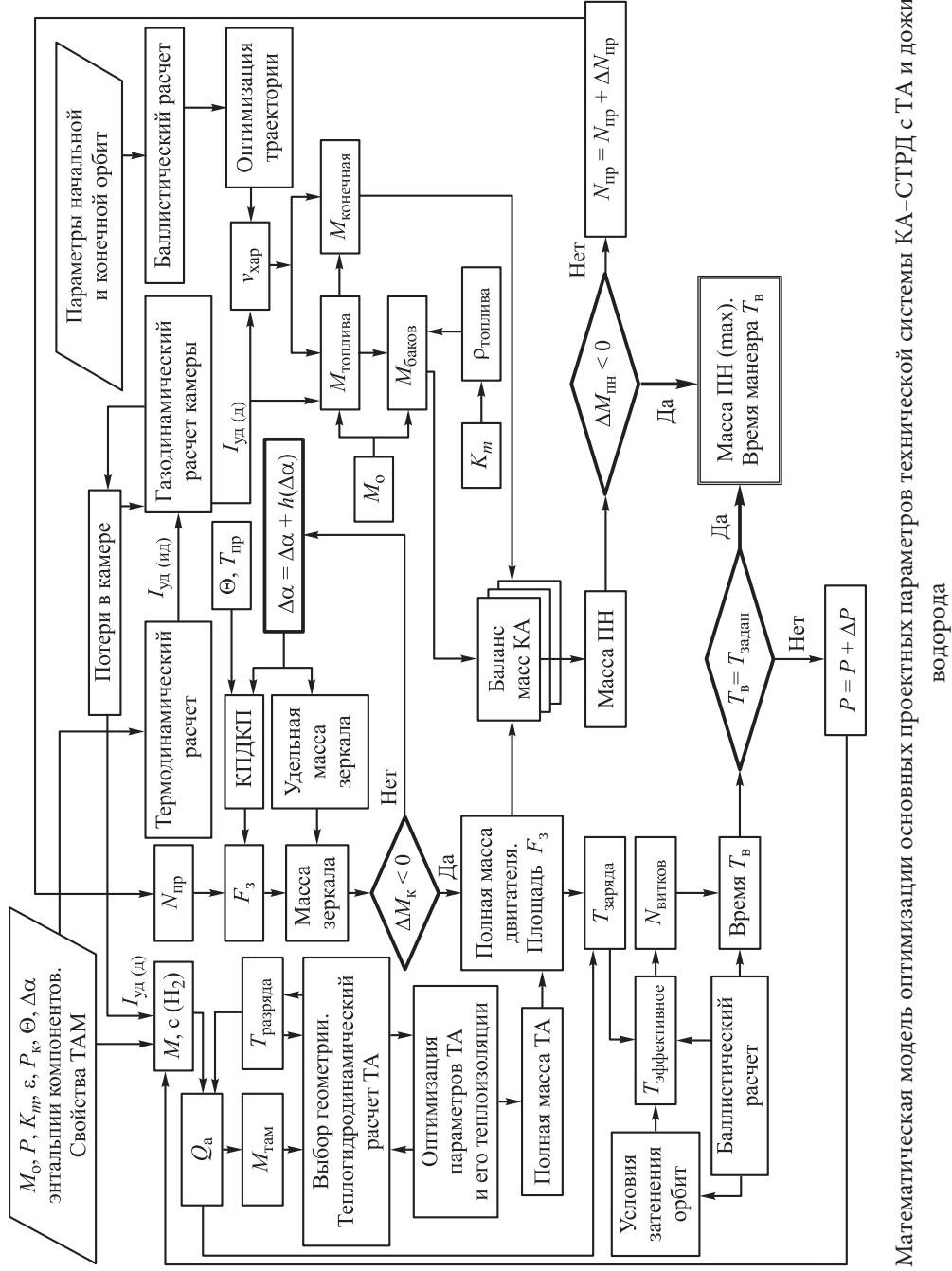


Рис. 2. Математическая модель оптимизации основных проектных параметров технической системы КА-СТРД с ТА и дожитанием водорода

Удельная энергоемкость ТА с высокотемпературной теплоизоляцией при учете 20 % тепловых потерь [17] была с «запасом» принята равной 1,02 МДж/кг. При оптимизации толщины теплоизоляции и ее массы [18] можно рассмотреть вариант «легкого» ТА с удельной энергоемкостью более 1,5 МДж/кг. Эти цифры показывают резервы дальнейшего повышения энергомассовой эффективности КА с СТД.

Время теплового разряда аккумулятора на активных сегментах переходных орбит принято равным 600 с как компромиссное между ростом гравитационных потерь скорости при его увеличении и усилением теплонапряженности элементов ТА при его уменьшении для выработки одинакового импульса тяги при каждом включении двигателя, обеспечивающем заданное время перелета. Эту величину можно оптимизировать на более низких иерархических уровнях математической модели.

Время заряда ТА определяется тепловой мощностью приемника  $N_{пр}$  и условиями затенения части переходных орбит в зависимости от баллистических параметров, изменяющихся при многовитковой траектории выведения.

Тяга СТД варьируется в диапазоне  $P = 130 \dots 600$  Н и при выбранном времени теплового разряда на каждом апсидальном активном участке определяет время доставки КА на ГСО от 90 до 20 суток соответственно.

**Характеристики СТД с ТА при дожигании водорода фтором.** Использование фтора как окислителя для ракетных двигателей представляет более сложную техническую задачу вследствие его высокой химической активности по сравнению с кислородом. Тем не менее опыт НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко» показал практическую возможность применения фтора в космических двигателях типа РД-301, РД-302 и РД-303. При этом следует дополнительно учитывать вопросы экологической безопасности при эксплуатации фторводородного разгонного блока. Требуется дополнительное изучение проблемы обеспечения защиты камеры двигателя от воздействия продуктов сгорания фтора с высокотемпературным водородом при больших значениях коэффициента избытка окислителя. С другой стороны, использование фтора позволяет снизить потери удельного импульса из-за химической и энергетической неравновесности истечения по сравнению с кислородом вследствие более высокой устойчивости фторводорода к диссоциации при высоких температурах и наличии только двух атомов в молекуле HF, определяющих степени ее свободы.

Будем рассматривать задачу выведения КА на ГСО при помощи СТД с системой КП-ТА и дожиганием нагретого в ТА водорода холодным окислителем — фтором. Масса КА (разгонного блока с ПН) на низкой опорной орбите с наклоном  $51,6^\circ$  принята равной 8000 кг, что соответствует условиям выведения ракетой-носителем типа «Союз-2.1.б» при запуске с космодрома Байконур. Предполагается использование легкого тонкопленочного параболического зеркала солнечного излучения надувного типа, например фирмы SRS Technologies, позволяющего получить концентрацию солнечного излучения в фокальном световом пятне до 3000:1 [4, 6]. Этого оказывается вполне достаточно для расплавления эвтектики B\*Si.

Рассмотрим характеристики системы КА–СТРД для случая дожигания водорода фтором. На рис. 3 показаны зависимости массы ПН от коэффициента избытка окислителя для различного времени выведения на ГСО. Здесь следует учитывать большее по сравнению с кислородом стехиометрическое соотношение  $K_{то} = 18,86$ , а также высокую плотность жидкого фтора.

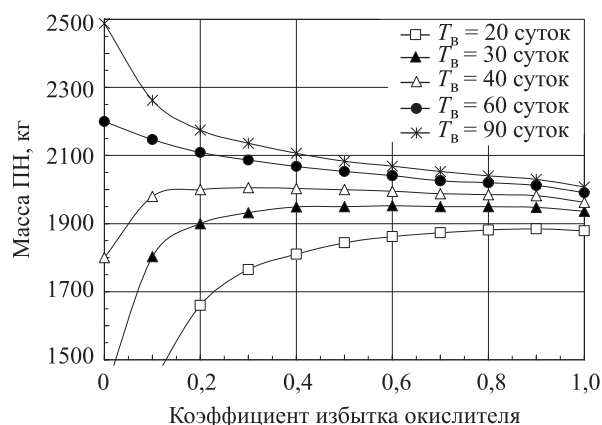
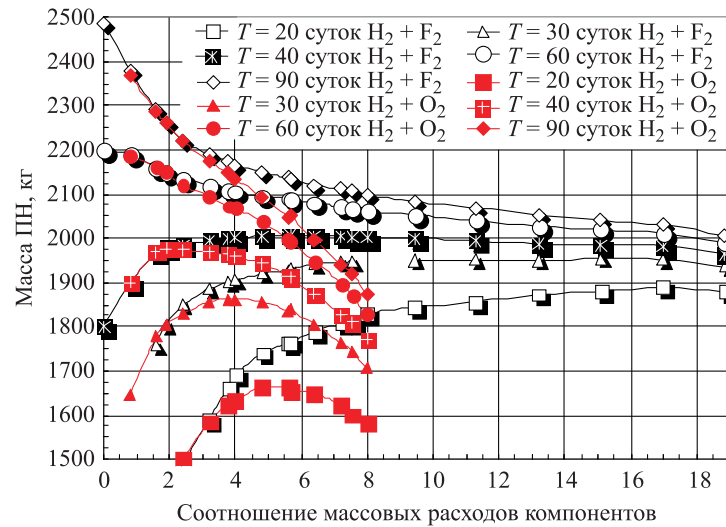


Рис. 3. Зависимость массы ПН от коэффициента избытка окислителя (фтора) для различного времени выведения на ГСО

Как следует из графиков, для времени выведения на ГСО  $T_{в} = 20 \dots 40$  суток дожигание повышает энергомассовую эффективность полета, причем с уменьшением  $T_{в}$  целесообразный диапазон значений коэффициента избытка окислителя расширяется и смещается вправо. В отличие от использования кислорода при  $T_{в} = 30 \dots 60$  суток темп изменения зависимостей  $M_{ПН} = f(\alpha)$  при  $\alpha > 0,2 \dots 0,3$  невелик, что предполагает дожигание в широком диапазоне соотношений массового расхода компонентов. Это позволяет без заметного снижения массы ПН существенно (до 6–18 раз) сократить требуемый расход нагреваемого водорода и тем самым уменьшить массу и габаритные размеры системы КП–ТА. Для времени перелета 20 суток целесообразные значения соотношения расходов компонентов приближаются к их стехиометрическим. Таким образом, для выбора рациональных значений коэффициента избытка окислителя при разной продолжительности межорбитального маневра необходим комплексный анализ массогабаритных и энергетических характеристик систем КП–ТА и КА–СТРД.

Для сравнения эффективности использования фтора и кислорода в СТД с ТА следует рассмотреть зависимости массы ПН от соотношения массовых расходов компонентов  $K_m$  (рис. 4). Видно, что различие в массе ПН начинает заметно проявляться при  $K_m > 3 \dots 4$ . В отличие от кислородно-водородного СТД, для которого при времени  $T_{в} = 20 \dots 40$  суток характерны достаточно выраженные экстремумы зависимостей  $M_{ПН} = f(K_m)$ , в случае использования фтора зависимости  $M_{ПН} = f(K_m)$  являются более пологими, что позволяет увеличить  $K_m$  для сокращения размерности системы КП–ТА без существенного снижения энергомассовой эффективности





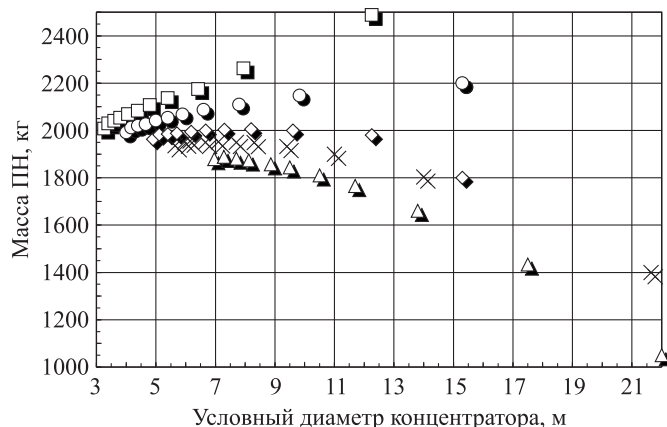
**Рис. 4.** Зависимость массы ПН от соотношения массовых расходов компонентов при использовании кислородно-водородного и фторводородного топлив для различного времени выведения на ГСО

полета. Так, при  $T_v = 20$ – $40$  суток целесообразно дожигание водорода при больших значениях  $K_m > 8$ – $10$ . По сравнению с кислород-водородным СТД выигрыш в массе ПН при этом увеличивается по мере уменьшения времени выведения и может составить 30, 90 и 230 кг для  $T_v = 40, 30$  и  $20$  суток соответственно. Для большей продолжительности полета дожигание всегда приводит к снижению массы ПН, и здесь необходим компромисс между допустимым снижением массы ПН и сокращением размерности системы КП-ТА.

Результаты анализа показывают, что условный диаметр зеркала, определяющий общую отражающую поверхность концентрирующей системы, при  $K_m = 7,94$  снижается в 2,6 раза по сравнению с однокомпонентным СТД с ТА без дожигания и в 3,8 раза при  $K_{m0} = 18,86$ . Требуемая энергоемкость ТА при этом уменьшается в 6,4 и 14,6 раза. Это в значительной мере позволяет использовать возможности дожигания фтором для снижения требуемых габаритных размеров и массы системы КП-ТА для любого времени полета.

Количественная оценка допустимого сокращения размерности системы КП-ТА при использовании фтора наглядно продемонстрирована на рис. 5 в координатах  $\{M_{ПН}; D_k\}$ . При этом рассматриваются совместно зависимости массы ПН и условного диаметра зеркала, построенные в координатах  $\{M_{ПН}; D_k\}$ , при изменении коэффициента избытка окислителя от нуля до единицы справа налево с шагом  $h(\alpha) = 0,1$  для разного времени полета.

Выбирать рациональные значения  $\alpha$  следует методом «уступок», основанным на компромиссе между улучшением одного показателя, при допустимом ухудшении второго. Отметим, что для 90-суточного полета при выборе коэффициента избытка окислителя  $\alpha = 0,1$  наблюдается 10 %-ное снижение массы ПН и сокра-



**Рис. 5.** Масса ПН и условный диаметр концентратора для различного времени выведения на ГСО при дожигании водорода фтором. Справа налево по приведенным точкам — рост коэффициента избытка окислителя от нуля до единицы с шагом  $h(\alpha) = 0,1$  ( $T = 20$  ( $\Delta$ ); 30 ( $\times$ ); 40 ( $\diamond$ ); 60 ( $\circ$ ); 90 ( $\square$ ) суток)

шение на 35 % размеров концентратора по сравнению со случаем  $\alpha = 0$ . Требуемая энергоёмкость ТА при этом снижается в 2,4 раза. В случае 60-суточной миссии более пологий характер изменения соотношения  $\{M_{ПН}; D_k\}$  позволяет при выборе коэффициента  $\alpha = 0,3$  уменьшить габаритные размеры зеркала более чем на 55 %, а энергоёмкость аккумулятора — в 3,85 раза. При этом проигрыш в массе ПН не превышает 5 % (110 кг) по отношению к ее максимально возможной величине. Для меньшего времени полета дожигание водорода при стехиометрическом соотношении расходов компонентов изменяет массу ПН менее чем на 5 %, причем вследствие смещения значения  $\alpha_{opt}$  вправо абсолютное уменьшение размеров зеркала менее существенно и составляет 40, 20 и 5 % для времени  $T_b = 40, 30$  и 20 суток соответственно. При этом снижение энергоёмкости ТА составляет 2,8; 1,6 и 1,1 раза.

Сравнительные характеристики КА с фторводородным СТД, показывающие изменение массы ПН  $\Delta M_{ПН}$  и уменьшение значений условного диаметра концентратора  $\Delta D_k$  и энергоёмкости аккумулятора  $\Delta Q_a$  при стехиометрическом дожигании ( $\alpha = 1$ ) по отношению к их максимальным значениям для различного времени полета, приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Характеристики КА с СТД при различных величинах  $\alpha$  и времени полета**

Время полета, сутки	$M_{ПН(max)},$ кг / $\alpha_{opt}$	$M_{ПН}$ при $\alpha = 1 / \Delta M_{ПН},$ кг	$D_k$ при $M_{ПН(max)},$ м	$D_k$ при $\alpha = 1 / \Delta D_k,$ м	$Q_a$ при $M_{ПН(max)},$ МДж	$Q_a$ при $\alpha = 1 / \Delta Q_a,$ МДж
20	1890 / ( $\alpha_{opt} = 0,9$ )	1880 / 10	7,3	6,9 / 0,4	137	125 / 12
30	1950 / ( $\alpha_{opt} = 0,6$ )	1935 / 25	7,1	5,6 / 1,5	131	82 / 49
40	2005 / ( $\alpha_{opt} = 0,3$ )	1960 / 45	8,2	4,9 / 3,3	173	62 / 111
60	2200 / ( $\alpha_{opt} = 0$ )	1990 / 210	15,3	4,0 / 11,3	604	41 / 563
90	2490 / ( $\alpha_{opt} = 0$ )	2010 / 480	12,3	3,3 / 9,0	388	27 / 361

Из табл. 1 следует, что для времени  $T_b = 20-30$  суток изменение массы ПН незначительно и находится в пределах статистической погрешности используемых в математической модели регрессионных зависимостей. Это позволяет сделать вывод о целесообразности стехиометрического дожигания, обеспечивающего существенное сокращение размерности системы КП-ТА.

Для времени полета от 40 до 90 суток снижение  $M_{ПН}$  при стехиометрическом дожигании по отношению к ее максимальной (для каждого времени  $T_b$ ) величине более существенно, однако при этом размерность системы КП-ТА уменьшается в большей степени по сравнению с  $T_b < 40$  суток. В частности, как следует из табл. 1, при  $T_b = 40$  суток снижению массы ПН на 45 кг (~2,5 %) соответствует уменьшение в 1,7 раза диаметра зеркала  $D_k$ , а энергоемкости  $Q_a$  — в 2,8 раза. В этом случае полная масса аккумулятора равна 60 кг, что составляет менее 35 % массы ТА при  $\alpha = 0$ . Учитывая значительно большую по сравнению с химическими СМТ выводимую массу ПН, можно сделать вывод о целесообразности стехиометрического дожигания водорода фтором для диапазона 20...60 суток. Приведенные результаты можно считать определяющими рациональное направление изменения коэффициента избытка окислителя в зависимости от времени полета.

Следует отметить, что чрезмерное увеличение коэффициента избытка окислителя в случае использования фтора приводит к весьма существенному снижению объема заправленного водорода. Это негативно отражается на возможности его длительного хранения в переохлажденном (возможно, шугообразном) состоянии, поскольку при постоянстве внешнего удельного теплопритока последний соотносится с меньшим объемом компонента, который снижается в большей мере с ростом  $\alpha$ , чем полная поверхность бака. Тем не менее поскольку большие значения  $\alpha$  целесообразны для времени  $T_b < 40$  суток, эта проблема в некоторой степени нивелируется. Эти обстоятельства, как и вопросы защиты стенок камеры дожигания, необходимо учитывать при окончательном выборе коэффициента избытка окислителя.

Необходимо также учитывать возрастание степени неравновесности истечения продуктов сгорания при больших значениях  $\alpha$ , для парирования которой может потребоваться увеличение более 1...1,5 МПа давления в камере дожигания. Окончательный выбор давления подачи компонентов в камеру и газодинамической степени падения давления в сопле осуществляется при проведении уточненных расчетов на следующем уровне точности используемой математической модели. При этом значение действительного удельного импульса может корректироваться и в общем случае требует экспериментального подтверждения.

**Сравнение эффективности использования СТРОД с различными окислителями и альтернативных средств межорбитальной транспортировки.** Рассмотрим совместно зависимости массы ПН от времени выведения на ГСО для кислородно-водородного и фторводородного СТРОД с ТА при оптимальных значениях коэффициента избытка окислителя, соответствующих максимуму массы

ПН в каждом временном интервале (рис. 6). Видно, что существуют разные области целесообразных значений  $\alpha$  для рассматриваемых окислителей, соответствующие наибольшему полезному грузу. Так, использование фтора предпочтительнее в интервале 20...50 суток (оптимальные значения коэффициента  $\alpha_{opt}$  меняются от 0,9 до 0,3 по мере увеличения времени  $T_B$ ), а кислород (при  $\alpha = 0,1$ ) может быть более выгоден при полете от 50 до 60 суток (при несколько больших габаритных размерах системы КП-ТА по сравнению с использованием фтора). Для  $T_B > 60$  суток максимуму полезного груза соответствует использование однокомпонентного СТД. В табл. 2 приведены основные характеристики системы КА-СТРД, дающие представление относительно выбора предпочтительного окислителя и целесообразного соотношения его расхода с водородом, обеспечивающего максимум массы ПН в зависимости от времени полета. Таким образом, показаны предельные возможности двигателя по выведению наибольшего полезного груза. Однако, как следует из рис. 5, с учетом возможности сокращения размерности системы КП-ТА при допустимом снижении массы ПН более целесообразными могут оказаться компромиссные варианты выбора больших значений коэффициента избытка окислителя, отличающихся от оптимальных, что достаточно характерно в случае использования фтора.

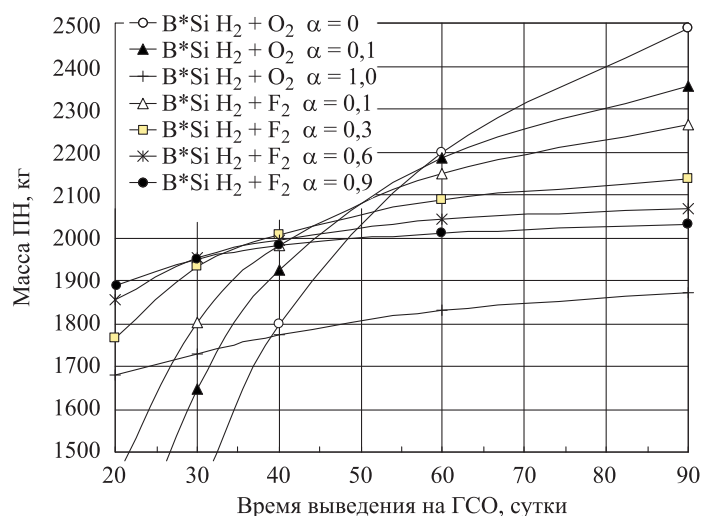


Рис. 6. Зависимость массы ПН от времени выведения на ГСО при дожигании водорода кислородом и фтором

Целесообразные значения условного диаметра концентратора и энергоемкости ТА возрастают с увеличением времени полета (см. табл. 2), что не противоречит результатам, приведенным на рис. 5, поскольку при этом снижаются оптимальные значения  $\alpha_{opt}$ , соответствующие максимуму массы ПН. Это в определенной мере нивелирует эффект (достаточно характерный для СТД без дожигания) сокращения размерности системы КП-ТА и его влияния на рост массы ПН при увеличении продолжительности выведения.

Таблица 2

**Характеристики КА с СТРД при различном времени выведения на ГСО**

Время полета, сутки	Окислитель	Коэффициент избытка окислителя / Соотношение массовых расходов	Действительный удельный импульс, м/с	Энергоемкость ТА, МДж	Тепловая мощность приемника, кВт	Эффективный удельный импульс, м/с	Масса заправленной СДУ, кг	Условный диаметр зеркала, м	Масса ПН на ГСО, кг
20	Фтор	0,9 / 16,97	5022	137	19	3710 (3740)	5770 (5720)	7,28	1890 (1940)
30	Фтор	0,6 / 11,32	5152	131	18	3820 (3855)	5710 (5660)	7,10	1950 (2005)
40	Фтор	0,3 / 5,66	5440	173	24	3960 (4000)	5650 (5590)	8,20	2005 (2075)
60	Кислород	0,1 / 0,79	6747	377	52	4240 (4400)	5470 (5270)	12,08	2190 (2330)
90	Нет	0 / 0	7828	388	53	4640 (4840)	5170 (4960)	12,26	2490 (2640)

*Примечание.* В скобках указаны значения параметров «легкого» ТА.

Рассматривая удельные характеристики двигателя, можно отметить, что отношение тепловой мощности приемника к энергоемкости ТА составляет  $\sim 140$  Вт/МДж. Удельная масса концентратора по мощности как отношение его полной массы (при оптимальном соотношении с массой ТА) к тепловой мощности приемника равна  $2,5$  кг/кВт. Эти величины определяются только типом системы КП-ТА и свойствами ТАМ вне зависимости от времени полета, типа окислителя и соотношения расхода компонентов.

Как следует из табл. 2, уровень эффективного удельного импульса системы КА-СТРД как отношения суммарного вырабатываемого импульса тяги к массе заправленной «солнечной» двигательной установки (СДУ) растет при увеличении времени полета и находится в пределах  $3700 \dots 4700$  м/с, что значительно превышает таковой для химических СМТ, однако меньше по сравнению с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Так, заявленный в работе [19] эффективный удельный импульс ЭРДУ, выполненной на основе связки от двух до шести мощных двухрежимных стационарных плазменных двигателей типа СПД-140Д, составляет  $7000 \dots 8000$  м/с при выработке суммарного импульса тяги  $12 \dots 36$  МН·с и мощности солнечных батарей  $10 \dots 30$  кВт. При этом время выведения стационарных спутников с использованием маршевых ЭРДУ составляет 6 месяцев и более.

Из табл. 2 следует, что масса заправленной СДУ, от которой зависят эффективный удельный импульс и возможная масса ПН, снижается на  $600$  кг при росте продолжительности полета от 20 до 90 суток в основном благодаря увеличению удельного импульса тяги при снижении целесообразных значений коэффициента избытка окислителя, что приводит к уменьшению массы топлива для маневра и значительному росту конечной массы КА. Именно за счет увеличения конечной массы КА, несмотря на некоторый рост массы топливных баков (вследствие большего обратного влияния на нее эффекта снижения плотности топлива по сравнению с уменьшением его массы) и массы системы КП-ТА, при принятых неизменными массах прочих элементов конструкции КА итоговая масса ПН увеличивается с ростом  $T_b$ .

Значения эффективного удельного импульса, массы заправленной СДУ и массы ПН для случая «легкого» ТА с оптимизированной теплоизоляцией при его удельной энергоемкости  $1,7$  МДж/кг также приведены в табл. 2 (значения указаны в скобках). Эти значения в общем случае не являются предельными, поскольку рассчитаны для неизменных остальных показателей двигателя (в частности, тепловой мощности приемника), оптимизированных для расчетной удельной энергоемкости «тяжелого» аккумулятора, однако они характеризуют возможности повышения энергомассовой эффективности КА с СТД в рассмотренной полетной задаче.

Анализ показывает, что дожигание фтором по сравнению с кислородом более предпочтительно при малом времени полета (когда требуемая энергоемкость ТА и его масса достаточно велики) и больших значениях коэффициента избытка окислителя. Например, в случае СТД с «легким» ТА при  $T_b = 20$  суток и  $\alpha = 0,9$  выиг-

рыш в массе ПН для КА с фторводородным двигателем превышает 200 кг. Размеры зеркала и энергоемкость ТА при этом снижаются на 45 и 55 % соответственно. В случае  $T_v = 60$  суток и  $\alpha = 0,9$  преимущество в полезной массе КА снижается и составляет ~90 кг.

Энергомассовая эффективность КА с СТД в рассмотренной задаче может превышать таковую в 2,1–2,3 раза для жидкостных разгонных блоков (масса ПН на ГСО 1060 кг [8]) при времени выведения 60–90 суток. В случае «легкого» ТА, соответствующий выигрыш в массе ПН составляет 2,2 и 2,5 раза. Значения массы ПН на ГСО при этом соответствуют возможностям РН тяжелого класса «Протон» с разгонным блоком ДМ. Стоимость выведения на ГСО при этом снижается почти вдвое и может составлять ~15 тыс. долларов США за килограмм [8].

Анализируя характеристики рассматриваемого двигателя с однокомпонентным СТД без ТА с энергетически выгодной неравнотемпературной системой КП с неоднородным нагревом водорода [20], выявили, что при приблизительно равной энергомассовой эффективности размер солнечного концентратора при использовании ТА с дожиганием водорода фтором от 2 до 5 раз меньше при времени перелета от 90 до 20 суток.

По сравнению с альтернативными перспективными СМТ можно наблюдать существенный выигрыш в массе ПН при сравнимом или меньшем времени перелета. Так, комбинированная двигательная система на основе разгонного блока «Фрегат» с «довыведением» КА на ГСО с помощью апогейной ЭРДУ, включающей в себя двигатели СПД-140Д, позволяет доставить на ГСО полезный груз массой 1680 кг за 60 суток [21], что на 210 кг меньше по сравнению, например, с 20-суточным перелетом с рассмотренным СТД. Сравнение с СЭДУ (ГНЦ «Центр Келдыша») показывает возможность выигрыша в массе ПН при использовании СТД ~100 кг при 30-суточном перелете в зависимости от мощности штатных солнечных батарей СЭДУ [8]. В случае «легкого» ТА этот выигрыш возрастает.

**Выводы.** 1. Рассмотрен солнечный тепловой ракетный двигатель с фазопереходным ТА, выполненным на основе бинарного эвтектического сплава бора с кремнием, как обладающим требуемыми теплофизическими свойствами. Приведена иерархическая математическая модель сложной технической системы КА–СТД с ТА и дожиганием нагретого в аккумуляторе водорода фтором. Рассмотрены состав и функциональная структура модели. Разработан алгоритм оптимизации характеристик системы на основе метода Гаусса — Зейделя.

2. По результатам оптимизации выявлено оптимальное сочетание релевантных параметров системы КП–ТА, в соответствии с которыми целесообразное отношение энергоемкости ТА к выбранному ТАМ к площади солнечного концентратора составляет ~3,2 МДж/м<sup>2</sup> при оптимальном значении параметра точности концентратора  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ .

3. Рассмотрены массовые характеристики СТС КА–СТД в задаче выведения КА на ГСО в течение 20–90 суток. Показано, что масса ПН в рассмотренной задаче может в 2,1–2,5 раза превышать таковую для химических разгонных бло-

ков в зависимости от времени перелета и типа ТА. Дожигание фтором целесообразно при сравнительно небольшом времени перелета (20–50 суток), причем оптимальные значения коэффициента избытка окислителя возрастают по мере сокращения времени выведения.

4. Показано, что целесообразные значения коэффициента избытка окислителя могут быть увеличены при некотором допустимом снижении массы ПН в целях более существенного сокращения размерности системы КП–ТА.

5. По сравнению с альтернативными СМТ наблюдается устойчивый выигрыш в массе ПН на ГСО, превышающий 100...200 кг при одинаковом или меньшем времени межорбитального перелета.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. М.: Машиностроение, 1987. 247 с.
2. Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable orbital transfer vehicles (ROTV) applications of an integrated solar upper stage (ISUS) // Journal of Propulsion and Power. 1998. Vol. 14. No. 6. P. 1059–1064. DOI: 10.2514/2.5374
3. Hawk C.W., Adams A.M. Conceptual design of a solar thermal upper stage (STUS) flight experiment // 31st Joint Propulsion Conf. and Exhibit. 1995. AIAA Paper No. 95-2842. DOI: 10.2514/6.1995-2842
4. Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal survey test of the SOTV 2×3 meter off-axis inflatable concentrator // 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. and Exhibit. 2000. AIAA Paper No. 00-1639. DOI: 10.2514/6.2000-1639
5. Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system // 59th IAC Congress. 2008. Paper IAC-08-D1.1.01.
6. Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M. Solar thermal propulsion IHPRT demonstration program status // 37th Joint Propulsion Conf. and Exhibit. 2001. AIAA Paper No. 2001-3735. DOI: 10.2514/6.2001-3735
7. 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 Int. Energy Conversion Engineering Conf. 2014. AIAA Paper No. 2014-3832. DOI: 10.2514/6.2014-3832
8. Koroteev A.S., et al. Kick stages with solar heat propulsion systems for increase of middle-class Soyuz launchers competitiveness // Proc. of the 6th Int. Symp. on Propulsion for Space Transportation. 2002. Paper No. S36.2.
9. Федик И.И., Степанов В.С., Якубов В.Я. Аккумуляторы электрической и тепловой энергии на основе фазовых переходов // Сборник научных докладов II Международного совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте. М.: ИМАШ РАН, 2001. С. 17–25.
10. Федик И.И., Попов Е.Б. Двигательно-энергетическая установка на солнечных тепловых аккумуляторах // Сборник научных докладов III Международного совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте. М.: ИМАШ РАН, 2002. С. 282–292.



11. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Выбор теплоаккумулирующего материала для солнечного теплового ракетного двигателя // Сибирский журнал науки и технологий. 2016. Т. 17. № 1. С. 161–169.
12. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Выбор параметров солнечного теплового ракетного двигателя при ограничении на время полета // Вестник МАИ. 2016. Т. 23. № 3. С. 58–68.
13. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Кудрин О.И. Использование различных окислителей для дожигания водорода, нагреваемого в ракетном двигателе за счет солнечной энергии // Сибирский журнал науки и технологий. 2015. Т. 16. № 3. С. 680–689.
14. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Константинов М.С. Характеристики космического аппарата с солнечным тепловым ракетным двигателем // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2017. № 2 (73). С. 62–69.
15. Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.
16. Агульник А.Б. Методология системного анализа авиационных газотурбинных двигателей сложных схем. Автореф. дисс. ... д-ра техн. наук. М.: Изд-во МАИ, 2001. 38 с.
17. Грилихес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
18. Левенберг В.Д. Энергетические установки без топлива. Л.: Судостроение, 1987. 104 с.
19. 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, В.П. Ким, М.Б. Мартынов, В.М. Мурашко, И.М. Нестерин, А.В. Пильников, Г.А. Попов // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 48–59.
20. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Характеристики неравнотемпературных систем концентратор–приемник солнечного теплового ракетного двигателя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 2. С. 66–83.  
DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-66-83
21. 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.

**Финогенов Сергей Леонардович** — старший научный сотрудник кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) «МАИ» (Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

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. С. 30–49.  
DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-30-49

## SOLAR THERMAL PROPULSION CONCEPT FEATURING PHASE-CHANGE LATENT HEAT STORAGE AND SUBSEQUENT HYDROGEN BURNING IN FLUORINE

S.L. Finogenov

sfmai2015@mail.ru

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

We consider the concept of solar thermal propulsion featuring latent heat storage based on a phase-change binary boron and silicon eutectic alloy, the thermophysical properties of which allow it to be used in an isothermal system comprising a mirror solar concentrator, a sunlight absorber and latent heat storage. We analysed the potential for decreasing the mass and size of the system described above when the hydrogen heated in it is subsequently burned in fluorine, which significantly decreases the mass flow rate of heated hydrogen that must ensure the burn required. We provide mass and power characteristics of spacecraft featuring solar thermal propulsion for the geostationary orbit insertion problem and interorbital transfer time in the range of 20 to 90 days. We present a mathematical model of operation of a complex engineering system consisting of a spacecraft and solar thermal propulsion, and an algorithm for optimising relevant parameters of the system consisting of a concentrator, a sunlight absorber and latent heat storage that takes into account ballistic properties of a multi-burn trajectory with active apsidal segments, as well as partial transfer orbit shadowing conditions. We show rational oxidizer-to-fuel ratios as a function of geostationary orbit insertion time. We evaluate preferential use of spacecraft equipped with the propulsion system considered as compared to alternative means of interorbital transfer

### Keywords

*Solar thermal propulsion, latent heat storage, phase-change materials, subsequent hydrogen burning, fluorine, spacecraft, geostationary orbit*

Received 19.12.2017

© BMSTU, 2018

---

### REFERENCES

- [1] Kudrin O.I. Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki [Solar high-temperature space power plants]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 247 p.
- [2] Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable orbital transfer vehicles (ROTV) applications of an integrated solar upper stage (ISUS). *Journal of Propulsion and Power*, 1998, vol. 14, no. 6, pp. 1059–1064. DOI: 10.2514/2.5374
- [3] Hawk C.W., Adams A.M. Conceptual design of a solar thermal upper stage (STUS) flight experiment. *31st Joint Propulsion Conf. and Exhibit*, 1995, AIAA Paper no. 95-2842. DOI: 10.2514/6.1995-2842
- [4] Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal survey test of the SOTV 2×3 meter off-axis inflatable concentrator. *41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. and Exhibit*, 2000, AIAA Paper no. 00-1639. DOI: 10.2514/6.2000-1639

- [5] Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system. *59th IAC Congress*, 2008. Paper IAC-08-D1.1.01.
- [6] Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M. Solar thermal propulsion IHPRPT demonstration program status. *37th Joint Propulsion Conf. and Exhibit*, 2001, AIAA Paper no. 2001-3735. DOI: 10.2514/6.2001-3735
- [7] 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 Int. Energy Conversion Engineering Conf.*, 2014, AIAA Paper no. 2014-3832. DOI: 10.2514/6.2014-3832
- [8] Koroteev A.S., et al. Kick stages with solar heat propulsion systems for increase of middle-class Soyuz launchers competitiveness. *Proc. of the 6th Int. Symp. on Propulsion for Space Transportation*, 2002. Paper no. S36.2.
- [9] Fedik I.I., Stepanov V.S., Yakubov V.Ya. [Accumulators of electrical and thermal energy based on phase transitions]. *Sb. nauch. dokladov II Mezhdunar. soveshchaniya po problemam energoakkumulirovaniya i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. II Int. Conf. on Problems of Energy Storage and Ecology in Mechanical Engineering, Energetic and Transport]. Moscow, IMASh RAS Publ., 2001. P. 17–25.
- [10] Fedik I.I., Popov E.B. [Power-propulsion plant based on solar thermal storage]. *Sbornik nauchnykh dokladov III Mezhdunar. soveshchaniya po problemam energoakkumulirovaniya i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. III Int. Conf. on Problems of Energy Storage and Ecology in Mechanical Engineering, Energetic and Transport]. Moscow, IMASh RAS Publ., 2002. P. 282–292.
- [11] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. The choice of heat-accumulating materials for solar thermal propulsion. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii* [Scientific Journal of Science and Technology], 2016, vol. 17, no. 1, pp. 161–169 (in Russ.).
- [12] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. Parameters selection of solar thermal rocket engine under flight time limitation. *Vestnik MAI*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 58–68 (in Russ.).
- [13] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Kudrin O.I. Use of different oxidizers for afterburning of hydrogen heated by solar energy in rocket engine. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii* [Scientific Journal of Science and Technology], 2015, vol. 16, no. 3, pp. 680–689 (in Russ.).
- [14] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Konstantinov M.S. Performances of spacecraft with solar thermal propulsion. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva* [Vestnik of KNRTU n. a. A.N. Tupolev], 2017, no. 2 (73), pp. 62–69 (in Russ.).
- [15] Safranovich V.F., Emdin L.M. Marshevye dvigateli kosmicheskikh apparatov. *Vybor tipa i parametrov* [Sustainer engines for space vehicles. Choice of type and parameters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 240 p.
- [16] Agul'nik A.B. Metodologiya sistemnogo analiza aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley slozhnykh skhem. Avtoref. diss. dok. tekhn. nauk [System analysis methodology of aircraft complex system motors. Abs. doc. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2001. 38 p.
- [17] 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 Publ., 1975. 248 p.
- [18] Levenberg V.D. Energeticheskie ustanovki bez topliva [Power plants without fuel]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1987. 104 p.

[19] Boykachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S., et al. On the possibility to develop a 10 to 30 kW electric propulsion system based on dual-mode thruster SPD-140D. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space technique and technologies], 2014, no. 1 (4), pp. 48–59 (in Russ.).

[20] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. Nonisothermal concentrator-absorber system performances for solar thermal propulsion. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2017, no. 2, pp. 66–83 (in Russ.).

DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-66-83

[21] Belik A.A., Egorov Yu.G., Kul'kov V.M., Obukhov V.A. Combined schemes of insertion of spacecrafts into GEO using middle-class launchers design-ballistic analysis. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technic and Technology], 2011, no. 4 (81), pp. 17–21 (in Russ.).

**Finogenov S.L.** — Senior Research Fellow, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, A-80, GSP-3, 125993 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Finogenov S.L. Solar Thermal Propulsion Concept Featuring Phase-Change Latent Heat Storage and Subsequent Hydrogen Burning in Fluorine. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 3, pp. 30–49 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-30-49