

К задаче выбора теплоаккумулирующего вещества для солнечного теплового ракетного двигателя

О.И.Кудрин, С.Л.Финогенов.

Рассматривается возможность упрощения задачи создания солнечного теплового ракетного двигателя с тепловым аккумулятором и дожиганием нагретого водорода, что достигается путем использования приемника с реальным спектрально-селективным лучепоглощающим покрытием, рабочая температура которого соответствует температуре плавления гидрида лития как теплоаккумулирующего материала. Требуемая точность отражающей поверхности концентратора при этом может быть снижена, что позволяет увеличить его допустимый угол дезориентации.

Ранее в [1] был рассмотрен солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРкД) с тепловым аккумулятором (ТА) импульсного режима включения, в котором в качестве теплоаккумулирующего материала (ТАМ) используется гидрид лития (LiH). Относительно небольшая рабочая температура LiH и его высокая энтальпия плавления позволяют упростить создание и эксплуатацию СТРкД путем снижения требуемой точности отражающей поверхности солнечного концентратора и значительного увеличения допустимого угла его ориентации на Солнце по сравнению с высокотемпературными системами. При этом был рассмотрен простейший приемник солнечного излучения, конструктивно объединенный с ТА.

Поиск путей дальнейшего упрощения задачи создания системы концентратор-приемник, как наиболее сложной части СТРкД, и дополнительного снижения требований

к ее точности и условиям ориентации на Солнце приводит, в частности, к исследованию возможности использования лучепоглощающих покрытий приемника, обладающих спектрально-селективными свойствами. В работе [2] показана принципиальная возможность получения эффекта высокотемпературной селективности, причем к настоящему времени получены спектрально-селективные материалы с рабочей температурой до 900-1100К [3-5], что как раз соответствует температуре плавления гидрида лития (965К). При конструктивном совмещении приемника с ТА, что возможно вследствие небольшого времени теплового разряда и меньшей - до 50% - потребной емкости ТА при использовании LiH по сравнению с высокотемпературными ТАМ, использование подобных селективных материалов в качестве лучепоглощающих покрытий системы приемник-ТА представляется технически вполне осуществимым.

Рассмотрим возможность и эффективность использования в СТКД спектрально-селективных покрытий лучепоглощающей поверхности системы приемник-ТА на примере материала Ag+Si с антидиффузионной прослойкой из Cr_2O_3 , для которого экспериментально получены при нагреве до 970К высокие значения параметра селективности $\Gamma \approx 50$ при эффективном коэффициенте поглощения $a_{S(\text{эфф})} = 0.75$ [3].

При использовании селективного приемника концентратор рассматривается как коллектор-уловитель, “захватывающий” разреженное солнечное излучение и направляющее его в приемник, мощность которого $N_{\text{пр}} = F_3 \cdot I_0 \cdot \eta_{\text{к-пр}}$ пропорциональна площади зеркала F_3 и определяет время заряда теплового аккумулятора $t_3 = Q_a / N_{\text{пр}}$, где $I_0 = 1360 \text{ Вт/м}^2$ - плотность солнечной энергии в околоземном пространстве, $\eta_{\text{к-пр}}$ - коэффициент полезного действия (КПД) системы концентратор-приемник, $Q_a = m_{\text{стдв}} c_p \Delta T$ - полезная тепловая емкость аккумулятора, определяемая условиями нагрева требуемого

расхода водорода m_c за время каждого включения двигателя $t_{дв}$ при разности температур ΔT (в общем случае может рассматриваться нагрев обоих компонентов). При неточном зеркале высокий КПД селективного приемника позволяет уменьшить время теплового аккумулирования и обеспечить высокую энергобаллистическую эффективность использования СТКД в составе КА. В некоторых задачах, связанных с ограничением размеров аппарата, может оказаться целесообразным уменьшение площади концентратора с сохранением прежней мощности приемника в случае использования селективных покрытий.

Запишем выражение для КПД системы концентратор-приемник в соответствии с [2] применительно к реальной селективной поверхности:

$$\eta_{к-п} = \eta_r(a_s)_{эфф} \cdot n \cdot (T_{пр}/T_c)^4 \cdot \varepsilon_{эфф},$$

где n - отношение максимальной концентрации энергии солнечного излучения идеального параболоида в пределах "солнечного изображения" (на уровне орбиты Земли $C_{max} \approx 46000$) к средней концентрации излучения по всему фокальному изображению используемого зеркала:

$$n = C_{max}/C_c = 4 \cdot \sin^2(\alpha_o + \Delta\alpha) / [\eta_r \sin^2 \alpha_o \cdot \sin^2(2\theta)].$$

В нашем случае $T_{пр}/T_c \approx 0.166$ - отношение рабочей температуры приемника $T_{пр}$, которая в первом приближении может быть принята равной температуре плавления LiH, к температуре Солнца $T_c = 5800K$. Интегральный коэффициент отражения концентратора для пленочных зеркал может быть принят $\eta_r \approx 0.85$.

На рис.1 показана зависимость соотношений энергетической эффективности селективного приемника и обыкновенного (простейшего) приемника, выполненного в

виде абсолютно черного тела, от параметра точности и угла раскрытия параболического концентратора.

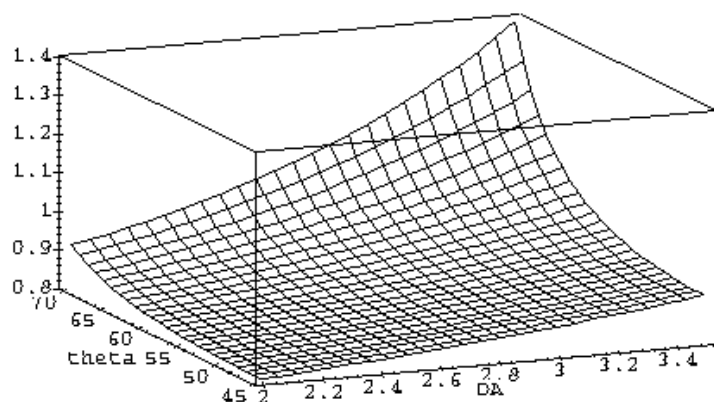


Рис.1. Зависимость соотношения КПД селективного и обыкновенного приемника от параметра точности $\Delta\alpha$ и угла раскрытия θ параболического концентратора. Температура приемника 965K.

При относительно точном зеркале потребная площадь лучепоглощающей поверхности обыкновенного приемника невелика, и при температуре лучепоглощающей поверхности, приблизительно равной температуре плавления LiH, потери на обратное собственное излучение также невелики. Поэтому КПД обыкновенного приемника достаточно высок и может превышать КПД селективного приемника за счет более высокого возможного значения $a_{s(\text{эфф})}$. В случае неточного легкого зеркала, каким может быть концентратор космического назначения, размеры фокального пятна и лучепоглощающей поверхности приемника увеличиваются, поэтому здесь более целесообразным может оказаться использование приемника со спектрально-селективными свойствами из-за малых значений $\varepsilon_{\text{эфф}}$ выбранного покрытия. При этом большим углам раскрытия θ соответствуют меньшие “критические” значения параметра $\Delta\alpha$, при превышении которых целесообразно использование селективного приемника:

$$\theta_{\text{max}} = 45^\circ \dots \dots \dots \Delta\alpha_{\text{кр}} \approx 4.1^\circ$$

$$\theta_{\max} = 60^\circ \dots\dots\dots \Delta\alpha_{\text{кр}} \approx 3.4^\circ$$

$$\theta_{\max} = 70^\circ \dots\dots\dots \Delta\alpha_{\text{кр}} \approx 2.5^\circ.$$

При длительном функционировании в космосе (целесообразное время перелета на стационарную орбиту 30-40 суток) точность зеркала (особенно пленочного с отверждением поверхности) может снижаться, что приводит к “размытию” светового пятна и уменьшению эффективности системы концентратор-приемник. В случае селективного приемника снижение его КПД при подобном ухудшении оптических свойств концентратора происходит в гораздо меньшей степени по сравнению с обыкновенным приемником, что позволяет сохранить достаточно высокую энергобаллистическую эффективность использования СТРКД на протяжении всего полета, включая возможность его многократного использования, например, в составе многоразового космического буксира.

Применительно к рассматриваемой рабочей температуре энергетическая эффективность обыкновенного и селективного приемника при небольших отклонениях параметра точности от их “критических” значений отличается достаточно слабо, поэтому различие энергобаллистической эффективности КА с СТРКД в случаях использования этих приемников также сравнительно невелико. На рис. 2 представлена зависимость массы ПН при выводе на ГСО от параметра точности концентратора, определенная при различных значениях соотношения масс концентратора и ТА (параметр $p = M_{\text{к}}/M_{\text{а}}$). Меньшим значениям параметра p соответствует менее точное оптимальное (обеспечивающее вывод наибольшей полезной массы) зеркало. Так, при $p = 0.025$ целесообразные величины $\Delta\alpha$ могут превышать $4-5^\circ$, что соответствует преимущественному использованию селективного приемника. При этом средняя

концентрация солнечного излучения в фокальном пятне может составлять $C_c=108..160$ (для угла раскрытия параболоида $\theta=45^\circ$). Такие значения C_c могут соответствовать, например, использованию сферического или цилиндрического концентратора, конструктивно-технологическое исполнение которых проще, а условия ориентации на Солнце являются менее жесткими по сравнению с параболоидным концентратором.

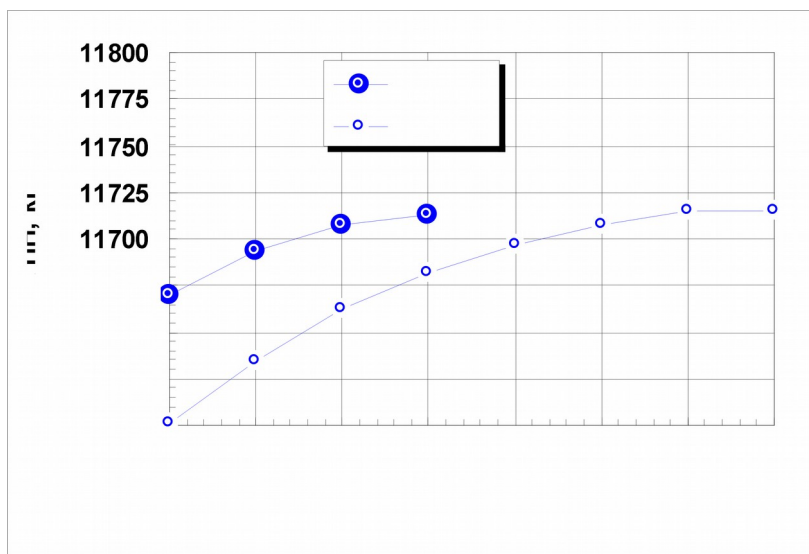


Рис. 2. Зависимость массы ПН от параметра точности концентратора $\Delta\alpha$ при нагреве водорода в ТА с LiH при значениях параметра $p=0.025$ и 0.05 в задаче компланарного перехода на ГСО в течение 40 суток. Начальная масса КА 30000кг, коэффициент избытка окислителя при дожигании водорода $\alpha=0.6$.

Целесообразные значения параметра p находятся в диапазоне $0.01...0.1$ (рис. 3).

Увеличение параметра p сверх этого диапазона приводит к линейному снижению максимально достижимой массы ПН, так как при заданной величине $\Delta\alpha$, определяемой, например, из условия выбора концентратора определенного (располагаемого) класса точности, увеличение p соответствует росту требуемой для заряда ТА площади концентратора и его полной массы. Меньшим значениям параметра $p < p_{opt}$ при требуемой энергоемкости (и массе) ТА соответствует менее точное зеркало (большие рациональные значения параметра $\Delta\alpha$); при этом происходит чрезмерное снижение

концентрации и “размытие” светового пятна, снижающее эффективность использования двигателя.

Для любого значения параметра p и соответствующему ему множеству локальных оптимальных значений параметра точности $\Delta\alpha_{\text{opt}}(p)$, при точности концентратора, соответствующей нижней границе этого множества, площадь концентратора есть величина постоянная: $\forall p, \inf \Delta\alpha_{\text{opt}}(p) F_3 = \text{const}$, что соответствует условию заряда аккумулятора в течение первого полувитка на исходной орбите при последующих импульсных включениях СТРкД во время прохождения соответствующих апсидальных участков. При этом масса ТА минимальна во всем множестве оптимальных значений $\Delta\alpha_{\text{opt}}(p)$.

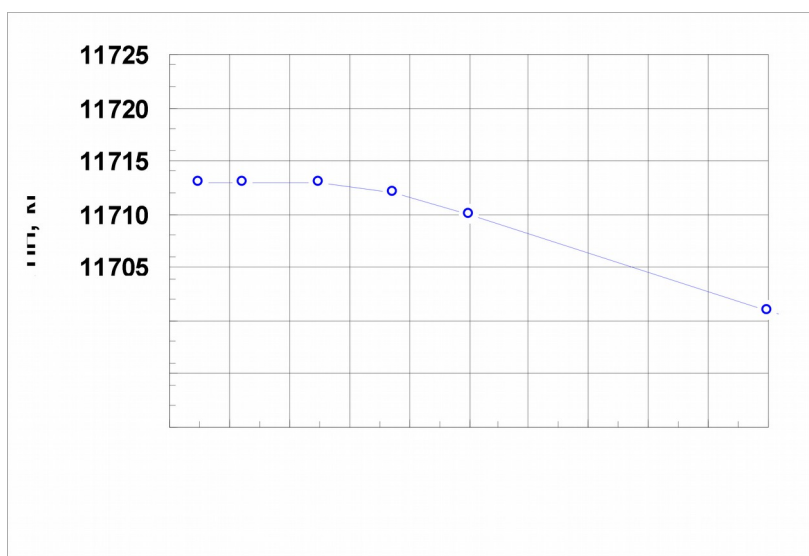


Рис. 3. Зависимость массы ПН от параметра p при нагреве водорода в ТА с LiH при селективном лучепоглощении в задаче компланарного перехода на ГСО в течение 40 суток. Начальная масса КА 30000 кг, коэффициент избытка окислителя $\alpha=0.6$.

Оптимальное зеркало при значительном снижении требований к точности ориентации системы концентратор-приемник на Солнце может иметь низкую удельную массу (для пленочного концентратора - менее 0.05 кг/м^2 без учета вспомогательных конструкций, абсолютное значение массы которых здесь невелико из-за невысокой

требуемой жесткости концентратора). Концентратор указанной точности может быть выполнен, например, в виде надувной или электростатически формируемой пленочной конструкции параболической или сферической формы (последующее отверждение поверхности после разворачивания необязательно) с высокой плотностью упаковки при выведении на орбиту, либо в виде металлического зеркала параболического типа с рифлением отражающей поверхности [6], легко размещаемого в цилиндрическом грузовом отсеке многоразового транспортного космического аппарата.

Как и в случае обыкновенного приемника, оптимальному по критерию максимальной выводимой массы двигателю с селективным приемником при использовании гидрида лития соответствует дожигание нагретого в ТА водорода, подаваемого в камеру дожигания совместно с кислородом при коэффициенте избытка окислителя $\alpha \approx 0.6$. Особенности дожигания предварительно нагретого водорода применительно к СТРкД с системой концентратор-приемник представлены, например, в работах [7,8]. Массовая эффективность аппарата при использовании рассматриваемого двигателя с дожиганием практически соответствует СТРкД, рассмотренному в [1], и на 10-15% может превышать массовую эффективность использования перспективного кислородно-водородного ЖРД.

В случае дожигания водорода упрощаются условия компоновки аппарата на ракете-носителе, так как объем топливных баков существенно снижается по сравнению с водородным СТРкД. Так, для тяжелого перспективного носителя "Ангара-5" (объем головного обтекателя 230 м^3) при начальной массе аппарата 30000 кг на низкой орбите с наклоном 62.8° (космодром Плесецк) объем топливных баков при $\alpha=0.6$ в случае выведения на ГСО составляет около 60 м^3 . При $\alpha=0$ объем бака жидкого водорода

превышает 300 м^3 . С учетом высокой плотности упаковки надувного пленочного концентратора, а также размеров основных элементов двигательной установки и объема полезного груза, кислородно-водородный межорбитальный транспортный аппарат с рассматриваемым СТРкД вполне соответствует условиям размещения в штатном головном обтекателе ракеты-носителя.

При дожигании водорода оптимальному значению коэффициента избытка окислителя $\alpha=0.6$ соответствует значительное (до 2.5 раз) снижение требуемой площади концентратора и фокального светового пятна, определяющего размеры лучепоглощающей поверхности приемника и окончательный выбор оптимальной точности зеркала.

Соотношение времен заряда ТА и перелета между апсидальными участками переходных орбит, в значительной степени определяемое тепловой мощностью приемника, непосредственно влияет на энергобаллистическую эффективность использования СТРкД. На рис. 4 показана зависимость массы выводимой ПН от времени межорбитального перехода. Длительное хранение криогенных компонентов на борту сопровождается определенными сложностями, поэтому задача уменьшения времени перелета КА с СТРкД является достаточно актуальной. Уменьшить время выведения возможно, либо увеличивая импульс тяги при каждом включении СТРкД, и в частности, увеличивая требуемую тепловую емкость и массу аккумулятора (полезная масса при этом уменьшается), либо за счет сокращения времени накопления энергии в ТА между апсидальными включениями СТРкД (вплоть до заряда ТА в течение полувитка), что возможно реализовать при увеличении мощности приемника. В случае когда имеется неточный концентратор, использование селективного приемника

позволяет сократить время теплового аккумулярования; при этом время цикла “заряд-разряд” должно находиться в соответствии с временем между прохождением соответствующих апсидальных участков, которое растет по мере увеличения высоты переходных орбит.

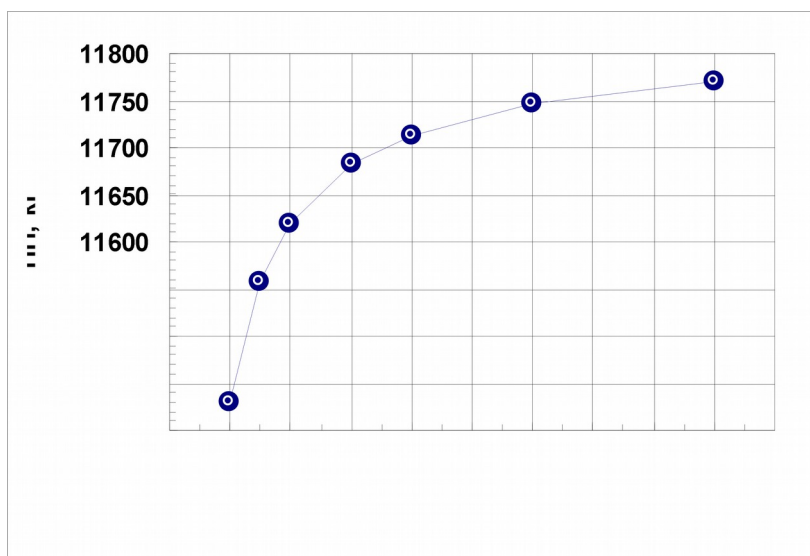


Рис.4. Зависимость массы ПН от времени компланарного перехода на ГСО при $\Delta\alpha=4.5^\circ$ и $p=0.03$. Начальная масса КА 30000 кг, коэффициент избытка окислителя $\alpha=0.6$.

Допустимые условия ориентации на Солнце подобных неточных концентрирующих систем являются менее строгими по сравнению с обыкновенной системой концентратор-приемник. На основании обобщения опубликованных экспериментальных данных [2] по влиянию дезориентации параболоидных зеркал на характеристики поступления солнечной энергии в приемник можно оценить, что для угла статической дезориентации $\beta_{ст}$, равного 20-30% от видимого со стороны зеркала максимального углового радиуса фокального пятна (при котором ухудшение параметров нагрева еще невелико), снижение энергетической эффективности приемника (в частности, плоскообъемного типа) не превосходит 20%. Обозначив угловой радиус как $\alpha_{max}/2$, имеем условие $2 \cdot \beta_{ст} / \alpha_{max} \leq 0.2$, или, выразив α_{max} через характеристики концентратора,

$$\beta_{ст} \leq 0.2 \cdot \sin(\alpha_0 + \Delta\alpha) / [\cos\theta (1 + \cos\theta)]. \quad (1)$$

Здесь $\alpha_0=32'$ - максимальный видимый угловой размер Солнца на уровне орбиты Земли;
 θ - угол раскрытия параболического концентратора.

Для приемника с “подслеживанием” за фокальным световым пятном [2] выражение для угла динамической дезориентации β_d для случая снижения эффективности приемника так же не более чем на 20% по сравнению с точным наведением может быть записано как

$$\beta_d \leq 0.8 \cdot \sin(\alpha_0 + \Delta\alpha) / [\cos\theta(1 + \cos\theta)]. \quad (2)$$

На рис. 5 и 6 представлены зависимости допустимых значений угла статической и динамической дезориентации, соответственно определенные при условиях (1) и (2), от параметра точности $\Delta\alpha$ и угла раскрытия θ .

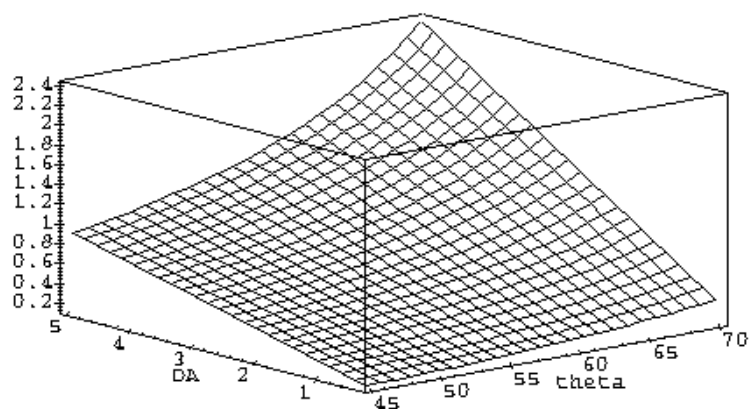


Рис.5. Зависимость допустимого угла статической дезориентации, определенного по условию снижения энергетической эффективности приемника на 20%, от параметра точности и угла раскрытия параболического концентратора.

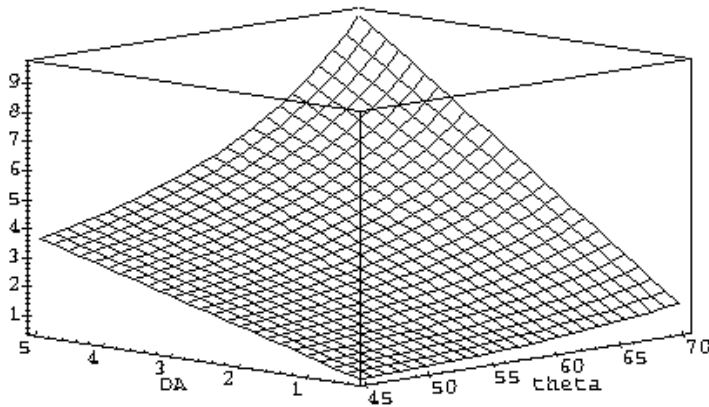


Рис.6. Зависимость допустимого угла динамической дезориентации, определенного по условию снижения энергетической эффективности приемника на 20%, от параметра точности и угла раскрытия параболоидного концентратора.

Допустимые углы отклонения оптической оси системы концентратор-приемник от прицельного положения на Солнце в случае селективного приемника оказываются большими по сравнению со случаем обыкновенного приемника. Так, в случае использования селективного приемника вместе с неточным концентратором (параметр точности $\Delta\alpha=4.5^\circ$) допустимые значения угла отклонения от прицельного положения на Солнце в статическом режиме слежения могут достигать $\beta_{ст}\approx 1.8-2^\circ$ (для короткофокусных параболоидных зеркал с углом раскрытия $\theta_{max}=70^\circ$, у которых смещение максимума плотности светового потока в фокусе при дезориентации меньше по сравнению с длиннофокусными). В режиме динамической ориентации возможный допустимый угол отклонения $\beta_{д}\approx 8-9^\circ$ вполне может соответствовать условиям ориентации солнечных батарей с фотоэлектрическими преобразователями.

Заключая, отметим, что в настоящий момент целесообразность и актуальность создания высокоэкономичных энергодвигательных систем с использованием доступной лучистой энергии Солнца не вызывает сомнений. Использование рассмотренного СТКД с селективным приемником и тепловым аккумулятором, содержащим LiH, позволит, как

дополнение к известным системам, упростить и расширить возможности использования солнечной энергии при выполнении космических транспортных задач.

Сокращения.

ГСО - геостационарная орбита

ЖРД - жидкостный ракетный двигатель

КА - космический аппарат

ПН - полезная нагрузка

СТРкД - солнечный тепловой ракетный двигатель

ТА - тепловой аккумулятор

ТАМ - теплоаккумулирующий материал

Литература.

1. Кудрин О.И., Финогенов С.Л. О выборе теплоаккумулирующего вещества для солнечного теплового ракетного двигателя. // Труды МАИ. - 2000, №1. -<http://www.mai.ru>.
2. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. - М.: Машиностроение, 1987. - 247с.
3. Колтун М.М. Современное состояние исследований по селективным покрытиям преобразователей солнечной энергии. // Гелиотехника. - 1980, №6. - с.34-42.
4. Парилис Э.С. Разработка солнечной энергетической системы в США.
// Гелиотехника. - 1975, №3. - с.147-152.
5. Колтун М.М. Селективные оптические поверхности преобразователей солнечной энергии. - М.: Наука, 1979. - 215 с.

6. Kudrin O.I., Finogenov S.L., Nickolenko V.V. To the Choice of the Concentrator Type of the Solar High-Temperature Power Plant. - IAF Paper 1995, № 95-R.3.05.
7. Кудрин О.И. Космические двигатели, использующие солнечную энергию. - М.: Изд. МАИ, 1967. - 270с.
8. 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. - pp.15-19.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Кудрин Олег Иванович, профессор кафедры ракетных двигателей Московского государственного авиационного института (технического университета), д.т.н., академик Российской Академии естественных наук.

Финогенов Сергей Леонардович, старший научный сотрудник кафедры ракетных двигателей Московского государственного авиационного института (технического университета).