

О ВЫБОРЕ СХЕМЫ И ПАРАМЕТРОВ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛООВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Финогенов С.Л.* , Коломенцев А.И.**

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

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

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

Рассматривается солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРкД) с различными системами «концентратор—приемник» (КП) при возможном дожигании нагретого водорода. Показаны полетные характеристики СТРкД с равнотемпературной (одноступенчатой) и двухступенчатой системами КП; определены их оптимальные параметры как при наличии, так и отсутствии дожигания нагретого водорода холодным кислородом. Определены характеристики энергетически выгодных двухступенчатых приемников; представлены регрессионные зависимости для их КПД, уточняющие известные формулы применительно к реальным полетным задачам. Показаны характеристики рассматриваемых схем СТРкД с возможностью дожигания водорода. Проведено сравнение баллистической эффективности традиционных химических средств межорбитальной транспортировки и СТРкД с равнотемпературной схемой КП и двухступенчатой схемой при наличии и отсутствии дожигания нагретого водорода.

Ключевые слова: солнечный тепловой ракетный двигатель, равнотемпературный приемник, двухступенчатый приемник, система «концентратор—приемник», дожигание нагретого водорода, геостационарная орбита, разгонный блок.

Введение

Характеристики современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) достигли своего предела, поэтому в настоящее время проводятся поисковые работы по созданию новых экономичных двигательных систем, способных эффективно решать задачи космической межорбитальной транспортировки, роль которой неуклонно возрастает в связи с динамически развивающимся рынком космических услуг. Использование энергии Солнца как доступного внешнего ресурса, в том числе в концентрированном виде, преобразованном в энтальпию рабочего тела, позволит эффективно решать задачи выведения полезных грузов на высокоэнергетические орбиты.

Солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРкД) с прямым нагревом газа-теплоносителя (водорода) в системе «зеркальный концентратор — приемник солнечного излучения» (КП) обычно рассматривается как равнотемпературный, светоприемник которого выполнен в виде лучепоглощающей полости [1—5]. Моделью такого приемника является абсолютно черное тело, равномерно излучающее по всей входной апертуре в диапазоне

длин волн, соответствующих максимальному нагреву внутренней поверхности. Тепловые потери на собственное излучение приемника ограничивают КПД системы КП в отношении нагрева теплоносителя и являются основным препятствием для дальнейшего повышения эффективности СТРкД. В связи с этим представляет практический интерес исследование и разработка эффективного солнечного высокотемпературного источника тепла с нагревом газа в светоприемнике при минимизации тепловых потерь на собственное излучение.

Другой важной особенностью повышения энергетической и эксплуатационной эффективности СТРкД является дожигание нагретого до высоких температур водорода холодным на входе окислителем, позволяющее значительно сократить размеры солнечного концентратора и топливного отсека, а в ряде случаев — повысить массу полезной нагрузки (ПН), выводимую на высокоэнергетические орбиты [1,6-9].

Полетные характеристики водородного СТРкД с равнотемпературным приемником

Солнечный двигатель с простейшим — одноступенчатым (равнотемпературным) — приемником

достаточно подробно рассмотрен, например, в работах [4–6]. Однако при этом баллистические характеристики разгонного блока (РБ) с таким двигателем оценивались как для двигателя малой тяги, предполагающего его непрерывное включение, обеспечивающее разгон по траектории расходящейся спирали подобно электроракетному двигателю [10]. Гравитационные потери при таком способе выведения оказываются значительными, что в сочетании с тяжелым зеркальным концентратором делают такой вид перелета недостаточно выгодным даже по сравнению с химическими средствами межорбитальной транспортировки, несмотря на вдвое больший удельный импульс (700...900 с). Предложенный разными авторами [3, 8, 9] путь снижения гравитационных потерь, связанный с апсидальными включениями двигателя, при которых траекторный угол и время каждого включения достаточно малы, и многочисленными пассивными участками, позволяет намного (до 12...15% от импульсной скорости выведения) снизить потери скорости на гравитацию и существенно повысить общую эффективность перелета на высокоэнергетические орбиты типа геопереходной (ГПО) или геостационарной (ГСО). При этом, однако, резко возрастает общая продолжительность полета (30...60 суток для выведения на ГСО [11,12]).

Масса полезной нагрузки для РБ с СТРКД существенно зависит от таких характеристик системы «концентратор—приемник», как точность параболического зеркала и температура нагрева водорода в приемнике-абсорбере (рис. 1). Как следует из графиков, построенных на основании программ и расчетов по итерационному алгоритму, описанному в работе [12], для случая выведения на низкую орбиту с помощью РН «Союз-2.1.б» с космодрома Байконур и разгона с помощью «солнечного» РБ с

надувным пленочным концентратором, технологически отработанным фирмой SRS Technology (США, разработка проводилась по контрактам с NASA и Air Force Research Laboratory [13, 14]), на ГСО при использовании многоимпульсных маневров за 60 суток существуют оптимальные диапазоны величин параметра точности $\Delta\alpha$ (параметр $\Delta\alpha$ [6] принимается как мера учетверенной угловой ошибки отклонения поверхности реального концентратора от идеальной поверхности вращения) для каждой температуры нагрева водорода, принимаемой равной температуре приемника и определяющей удельный импульс СТРКД. При этом слишком точным и тяжелым зеркалам, обеспечивающим высокие температуры нагрева, несмотря на кажущееся увеличение удельного импульса и связанное с этим снижение расхода рабочего топлива, соответствуют меньшие значения массы ПН. Поэтому рациональным является использование системы КП с умеренными температурами нагрева и не слишком точными пленочными концентраторами. Так, в рассмотренной задаче целесообразны температуры нагрева водорода около 1800...2000 К и параметр точности в диапазоне $\Delta\alpha = 0,8...1^\circ$. При этом максимальная полезная масса может составлять около 1700 кг, что в 1,6 раза превышает такую для случая современных ЖРД (1060 кг [8]).

Выбор рассмотренных характеристик системы КП требует оценки размеров собственно зеркального концентратора, также зависящего от требуемой температуры и параметра $\Delta\alpha$. Как следует из графиков на рис. 2, в этом отношении могут быть предпочтительнее концентраторы, обеспечивающие меньшую температуру, поскольку «условный» диаметр, определяемый площадью параболоида, захватывающего и отражающего требуемую часть сол-

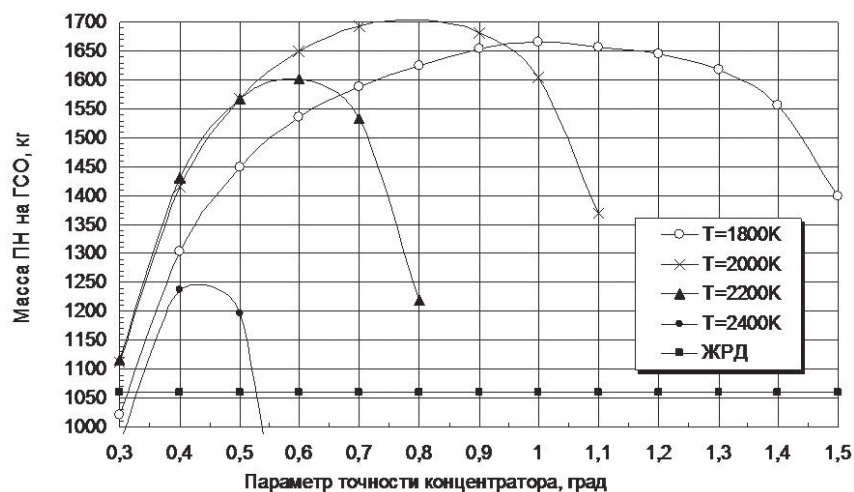


Рис. 1. Зависимость массы ПН на ГСО от параметра точности концентратора для равнотемпературного приемника

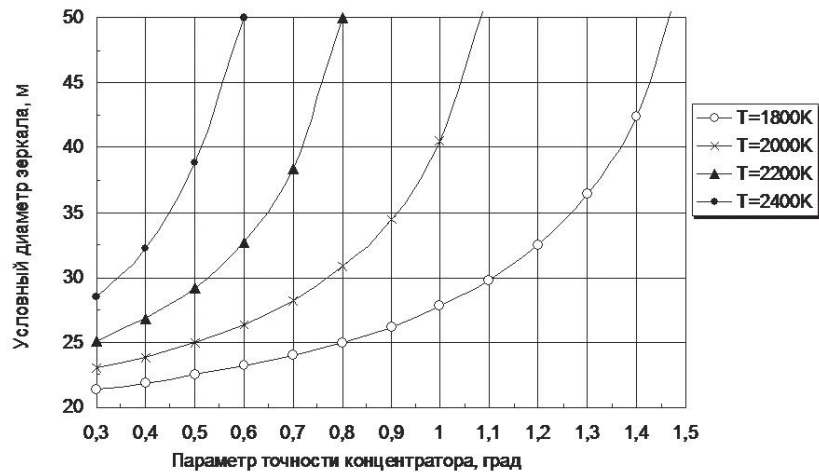


Рис. 2. Зависимость условного диаметра зеркала от параметра точности для равнотемпературного приемника

нечной энергии, значительно уменьшается при снижении температуры. Существенно нелинейная зависимость условного диаметра от параметра точности требует ее оценки исходя из технологических возможностей создания крупногабаритных тонкопленочных надувных зеркальных конструкций, способных обеспечить требуемый уровень концентрации солнечного излучения и его точную передачу на светоприемное устройство.

Полетные характеристики СТРКД с равнотемпературным приемником и дожиганием водорода

Дожигание нагретого до высоких температур водорода в СТРКД позволяет снизить размерность концентратора, поскольку при прежней тяге уменьшается расход нагреваемого водорода. В качестве окислителей могут быть рассмотрены вещества, образующие с водородом высокоэнергетические топливные пары с большим стехиометрическим соотношением компонентов, такие, как кислород,

фтор или пероксид водорода [15]. Далее будем рассматривать кислород как наиболее отработанный и экологически безопасный компонент. Вопросы защиты камеры дожигания от окислительных составляющих продуктов сгорания, учитывая их небольшое относительное количество при небольших целесообразных величинах коэффициента избытка окислителя α , рассмотрены в работах авторов статьи [16]. Там же предложены возможные варианты защиты стенок камеры от тепловых потоков.

Удельный импульс СТРКД с использованием дожигания уменьшается по мере увеличения коэффициента избытка окислителя. Однако при этом существенно снижается требуемый для создания заданной тяги размер концентратора и его масса. Рассматривая зависимости массы ПН от параметра точности в случае дожигания (например, $\alpha = 0,4$) на рис. 3, можно видеть деформацию кривых, которые стали более пологими. При этом целесообразно выбрать менее точные зеркала, обеспечива-

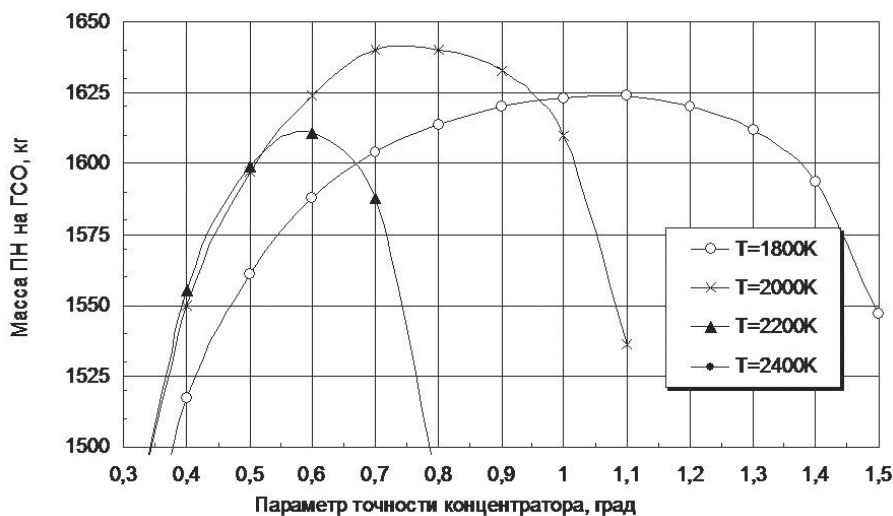


Рис. 3. Зависимость массы ПН на ГСО в случае равнотемпературного приемника и дожигания водорода ($\alpha = 0,4$)

ющие меньшую температуру нагрева ($\Delta\alpha = 1...1,3^\circ$ и 1800 К соответственно). Масса ПН при этом снижается на 50 кг по сравнению с водородным СТРКД без дожигания.

Рассматривая совместно рис. 2 и 4, можно видеть, что размер зеркала снижается более чем на 45%. При этом следует учитывать резкое снижение объема топливных баков. Так, для разгонного блока (РБ), оснащенного СТРКД с равнотемпературным приемником без дожигания, объем заправленного водорода превышает 72 м³, в то время как для СТРКД с дожиганием при $\alpha=0,4$ объем водорода составляет около 22 м³ (объем заправленного кислорода не более 3 м³). Это упрощает размещение РБ под штатным сборочно-защитным блоком космической головной части, что, в частности, позволяет использование технологически отработанного головного обтекателя типа РБФ 1.750 производства НПО имени С.А.Лавочкина.

Рассматривая зависимости условного диаметра концентратора от коэффициента избытка окислителя, представленные на рис. 5, можно отметить подобное их изменение. При высоких температурах 2200...2400 К размеры зеркал остаются больше по сравнению с менее высокотемпературными системами КП, однако скорость их падения практически одинакова.

По-другому ведут себя зависимости массы ПН на ГСО от коэффициента α (рис. 6). Здесь наблюдается некоторое монотонное снижение массы ПН при относительно невысоких температурах приемника, а также экстремальное поведение высокотемпературных кривых. Так, для температуры 2200 К максимум массы ПН соответствует $\alpha = 0,2$, а для 2400 К оптимальное значение соответствует $\alpha = 0,3$. Это объясняется значительной массой системы КП, требуемой для нагрева водорода. При выборе схемы с дожиганием масса системы снижается, поэто-

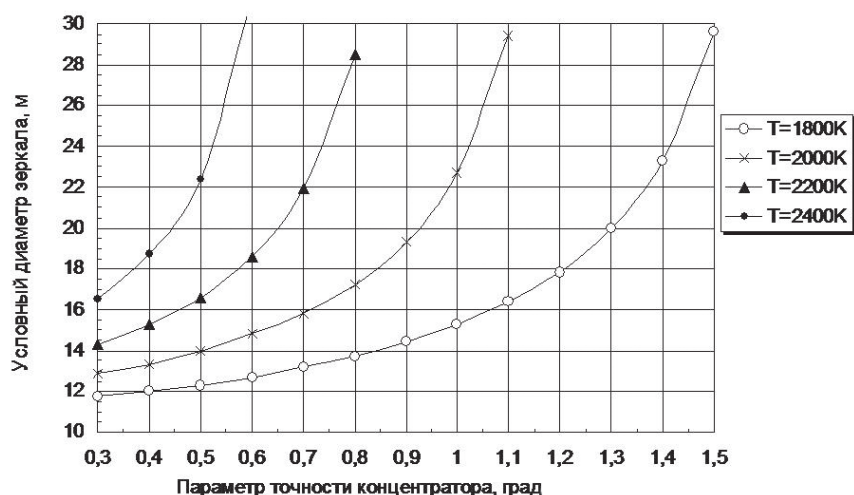


Рис. 4. Зависимость условного диаметра зеркала от параметра точности для случая равнотемпературного приемника при дожигании водорода ($\alpha = 0,4$)

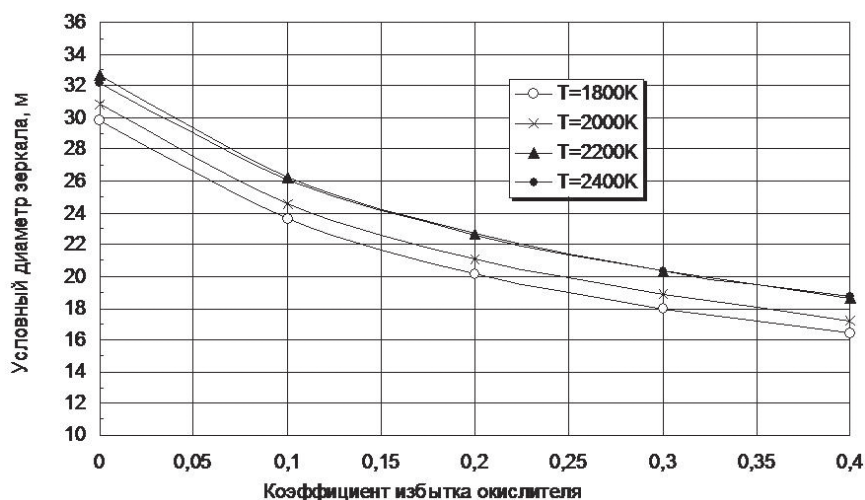


Рис. 5. Зависимость условного диаметра зеркала от коэффициента избытка окислителя для равнотемпературного приемника при дожигании кислородом

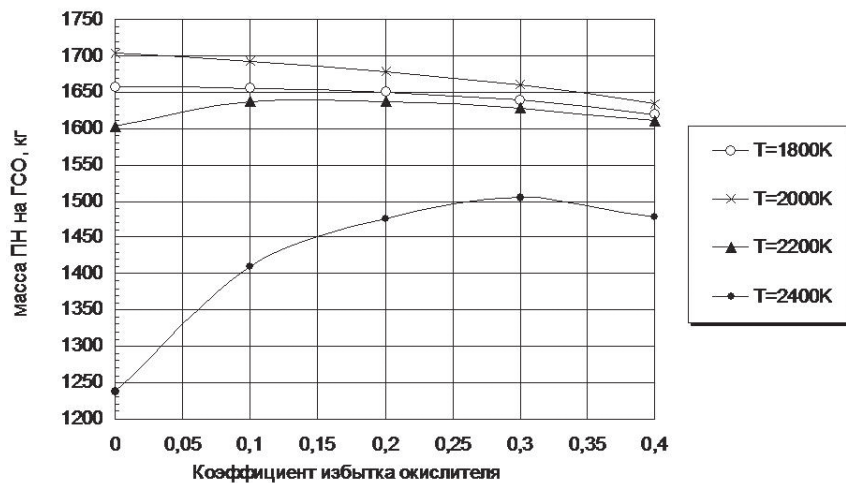


Рис. 6. Зависимость массы ПН на ГСО от коэффициента избытка окислителя для равнотемпературного приемника при дожигании кислородом

му рекомендуемые значения температур здесь не превышают 1800...2000 К.

Энергетические характеристики двухступенчатой системы КП

Одним из возможных способов решения проблемы повышения энергетического КПД системы КП является организация неоднородного нагрева газа, при котором изменение его температуры по радиусу приемника соответствует эпюре распределения лучистого потока в фокальном световом пятне [6, 17].

Рассмотрим простейший тип системы КП с неоднородным нагревом рабочего тела, включающий приемник-абсорбер концентрированного солнечного излучения радиального типа и содержащий две ступени нагрева — кольцевую периферийную с относительно низкой температурой нагрева и цен-

тральную высокотемпературную ступень, температура нагрева которой определяет конечную температуру водорода на выходе. Из баланса энергии ступеней нагрева можно определить их рациональные соотношения температур, соответствующие наибольшему КПД приемника [6, 17]. На рис. 7 представлены зависимости целесообразных температур внешней ступени от конечного нагрева приемника применительно к различным значениям параметра точности параболоидного концентратора $\Delta\alpha$ (параметр $\Delta\alpha$ обозначен как Da). Из графиков следует, что меньшим значениям параметра $\Delta\alpha$ соответствуют более высокие температуры первой ступени; при этом, в случае относительно неточных зеркал ($\Delta\alpha > 0,5^\circ$), наблюдается экстремальное поведение кривых. Для более точных зеркал характер изменения температуры периферийной ступени монотонно возрастающий.

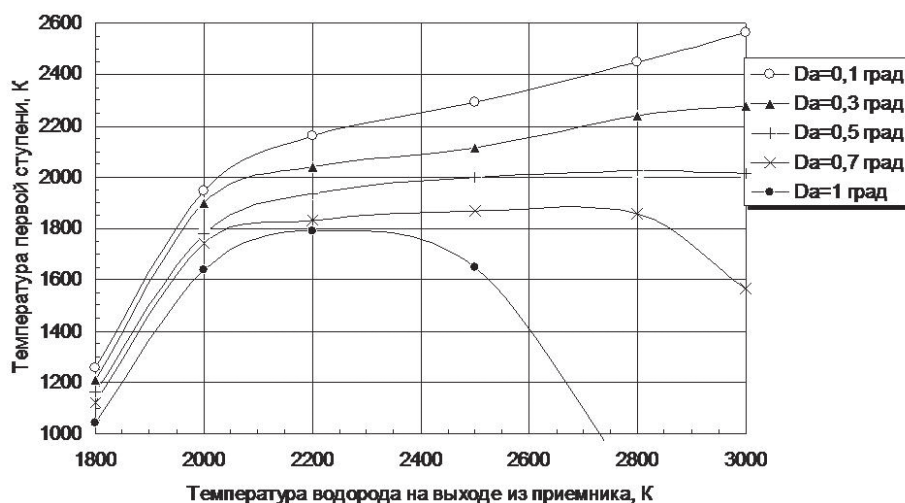


Рис. 7. Распределение температуры по ступеням нагрева для различных значений параметра точности концентратора $\Delta\alpha$

Относительный радиус центральной ступени (отношение радиусов центральной и внешней ступеней) также зависит от конечной температуры и точности зеркала. Так, для случая выведения максимальной массы полезной нагрузки в задаче полета на ГСО в течение 60 суток при оптимальных параметрах системы КП (температура центральной ступени 2800 К, параметр точности $\Delta\alpha = 0,7^\circ$) соотношение размеров ступеней равно 0,28. Как следует из рис. 8, при менее точных зеркалах (большем параметре $\Delta\alpha$) размер центральной части приемника возрастает с увеличением конечной температуры. При этом в случае очень точных зеркал ($\Delta\alpha = 0,1^\circ$) наблюдается минимум в районе 2100 К.

КПД двухступенчатого приемника зависит главным образом от температуры нагрева центральной высокотемпературной ступени и параметра точности $\Delta\alpha$. Графики на рис. 9 показывают монотонно убывающие зависимости КПД от температуры;

меньшим значениям параметра $\Delta\alpha$ соответствуют большие КПД.

Так, для сравнительно неточных легких зеркал (например, надувного пленочного типа [2, 13, 14]), предназначенных для СТРКД как двигателя космического назначения, характерны значения КПД 0,4...0,5 в зависимости от температуры нагреваемого водорода, определяющего удельный импульс двигателя. Вследствие монотонного характера изменения КПД системы КП его выбор осуществляют исходя из максимума массы выводимой ПН. Для этого требуется совместная оптимизация основных параметров системы КП — температуры водорода на выходе из центральной ступени нагрева приемника и параметра точности [11].

В работе [6] приводятся аппроксимационные формулы для КПД двухступенчатого приемника, позволяющие в первом приближении определить требуемую площадь зеркального концентратора в

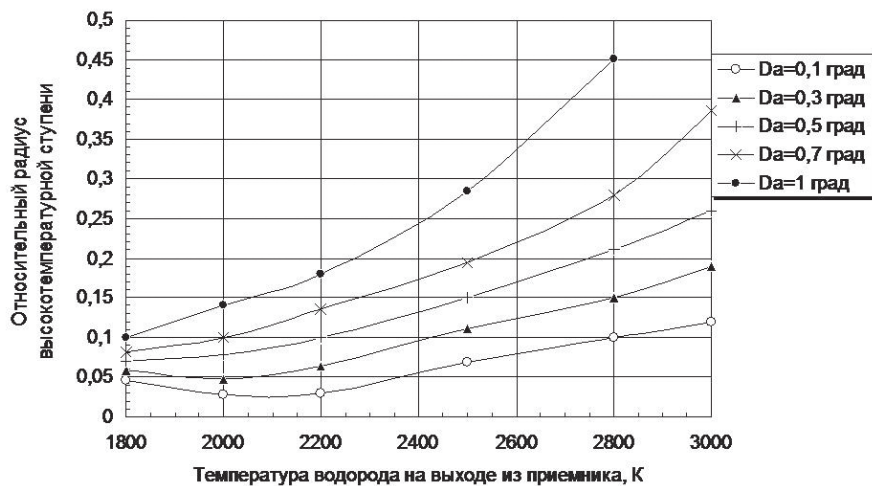


Рис. 8. Зависимость относительного радиуса высокотемпературной ступени от температуры нагрева водорода для различных значений параметра $\Delta\alpha$

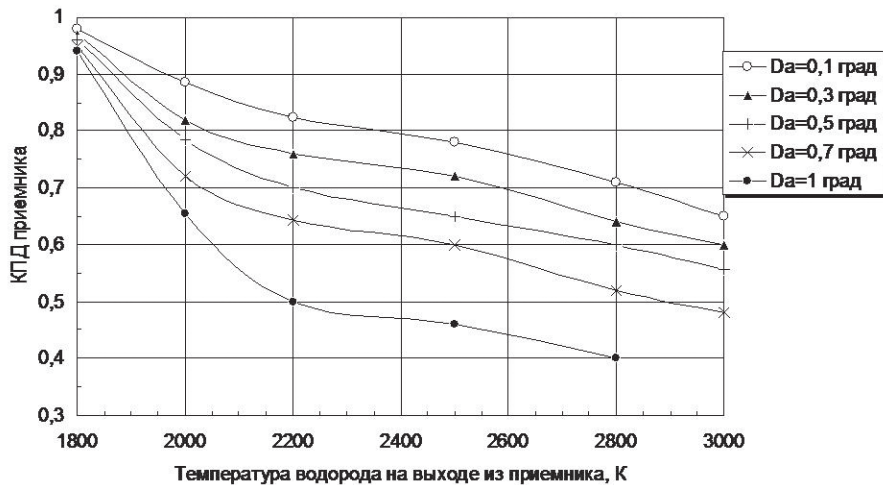


Рис. 9. Зависимость КПД двухступенчатого приемника от температуры на выходе для различных значений параметра $\Delta\alpha$

виде $\eta = a_s - B_{\text{эфф}} T_{\text{п}}^4$, где a_s — коэффициент поглощения лучей материалом приемника; $T_{\text{п}}$ — температура приемника на выходе (может быть принята в первом приближении равной температуре нагрева водорода T_{H_2}); $B_{\text{эфф}}$ — эффективный параметр, комплексно определяющий концентрацию лучистой энергии и потери энергии приемником, связанные с его обратным излучением.

Можно предложить регрессионные формулы, позволяющие более точно, по сравнению с [6], определить КПД приемника η в зависимости от параметра точности при различных температурах нагрева водорода T_{H_2} ; формулы определяются коэффициентами степенного ряда $a_i = f(T_{\text{H}_2})$ и имеют вид

$$h = a_0 + a_1 \Delta\alpha + \dots + a_k \Delta\alpha^k = \sum a_i \Delta\alpha^i, \quad i = 0, \dots, k. \quad (1)$$

Значения коэффициентов ряда в зависимости от температуры нагрева водорода T_{H_2} представлены в таблице.

Полетные характеристики водородного СТРкД с двухступенчатой системой КП

Рассмотрим зависимости массы ПН от параметра точности $\Delta\alpha$ в указанной ранее задаче выведе-

ния на ГСО (рис. 10). Здесь можно видеть тенденцию, сходную со случаем равнотемпературного (одноступенчатого) приемника при варьировании температуры центральной части приемника и параметра точности концентратора. Чрезмерное повышение температуры (больше 3000 К) приводит к неизбежному повышению требуемой точности зеркала и его массы, что снижает полезную массу, несмотря на высокий удельный импульс двигателя. Относительно низкие для данного типа системы КП температуры (2400 К) вследствие меньшего удельного импульса не позволяют достигнуть глобального экстремума и предпочтительны для неточных легких зеркал с параметром $\Delta\alpha = 1,5^\circ$, что требует дополнительного исследования аберрограмм таких концентраторов.

Таким образом, для рассматриваемой полетной задачи целесообразными являются концентраторы с точностью $\Delta\alpha = 0,8 \dots 1,1^\circ$ и температурой водорода на выходе из центральной части приемника на уровне 2800 К. Масса ПН при этом может составлять около 2500 кг, что в 2,3 раза больше по сравнению с современными ЖРД (масса ПН на ГСО 1060 кг [8]).

Для СТРкД с двухступенчатым приемником можно отметить более высокие значения условного диаметра, соответствующие оптимальным усло-

Коэффициенты ряда для определения КПД двухступенчатого приемника

T_{H_2}, K	2000	2200	2500	2800	3000	3200
a_0	0,9160	0,8269	0,7877	0,7369	0,6891	0,6432
a_1	-0,3210	-0,9587	-0,0803	-0,3021	-0,4621	-0,2234
a_2	0,6896	-0,2633	-0,4654	0,0623	0,7874	1,1895
a_3	-0,0013	0,0362	0,2233	-0,0955	-0,7816	-2,7105

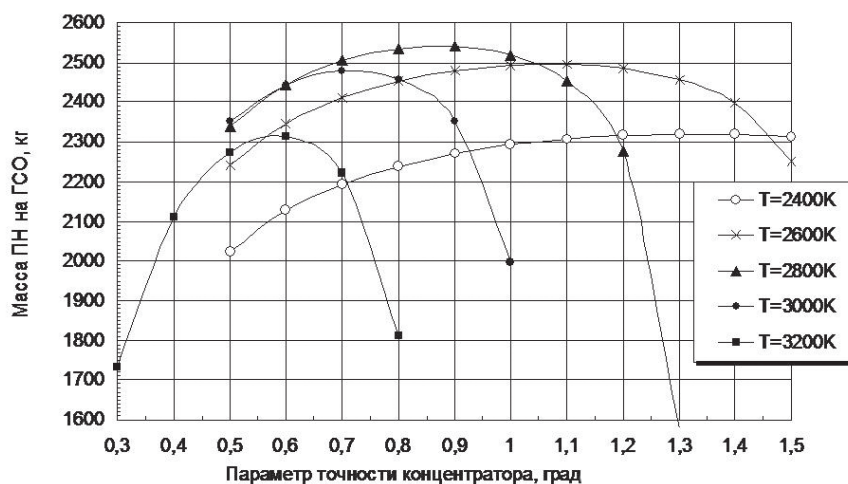


Рис. 10. Зависимость массы ПН на ГСО от параметра точности концентратора для двухступенчатого приемника без дожигания

виям полета по критерию максимума массы ПН, по сравнению с равнотемпературным одноступенчатым приемником (33,4 и 30,8 м соответственно). На рис. 4 и 11 показаны соответствующие зависимости.

1,1°. Большим величинам $\Delta\alpha > 1,2^\circ$ будет лучше соответствовать температура 2600 К.

Как следует из графиков на рис. 3 и 12, при дожигании в случае двухступенчатого нагрева па-

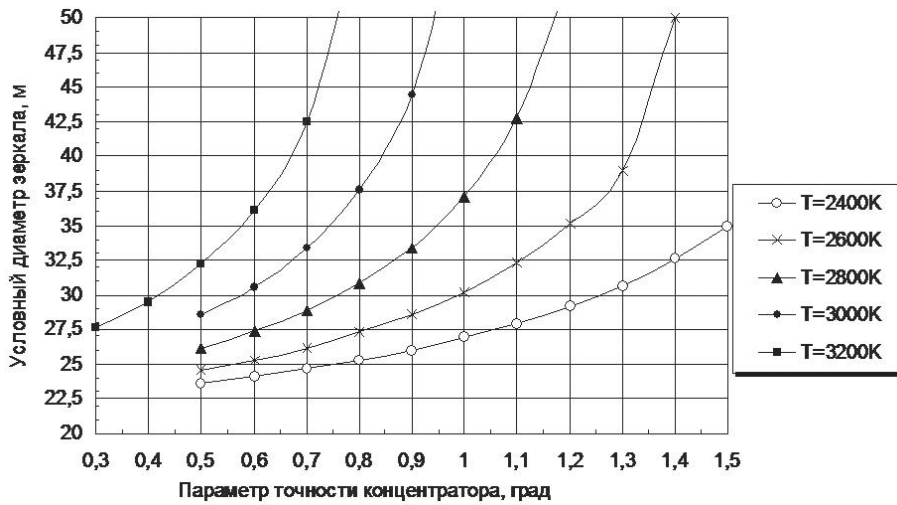


Рис. 11. Зависимость условного диаметра зеркала от параметра точности и температуры для случая двухступенчатого приемника без дожигания

Полетные характеристики СТРКД с двухступенчатой системой КП с дожиганием

По аналогии с равнотемпературной системой КП с дожиганием водорода кислородом рассмотрим зависимости массы ПН от параметра $\Delta\alpha$ для различных температур нагрева центральной высокотемпературной части двухступенчатого приемника (рис. 12). В отличие от равнотемпературной системы КП здесь можно видеть наглядное разделение кривых вдоль координатных осей, что упрощает выбор целесообразных параметров двигателя. Так, очевиден выбор оптимальной температуры 2800 К в широком диапазоне параметра точности от 0,6 до

дение массовой эффективности СТРКД будет больше, чем в случае одноступенчатой системы КП (30 и 4% соответственно при $\alpha = 0,4$ по сравнению с $\alpha = 0$).

Рассмотрим зависимости условного диаметра солнечного концентратора от коэффициента избытка окислителя при дожигании кислородом. Характер поведения кривых подобен, и наблюдается снижение диаметра на 30...35% при увеличении коэффициента избытка окислителя от нуля до $\alpha = 0,4$ (рис. 13). Рассматривая совместно рис. 13 и 14, можно видеть, что каждому проценту изменения диаметра концентратора соответствует около 1% изменения массы ПН. Это необходимо учитывать при

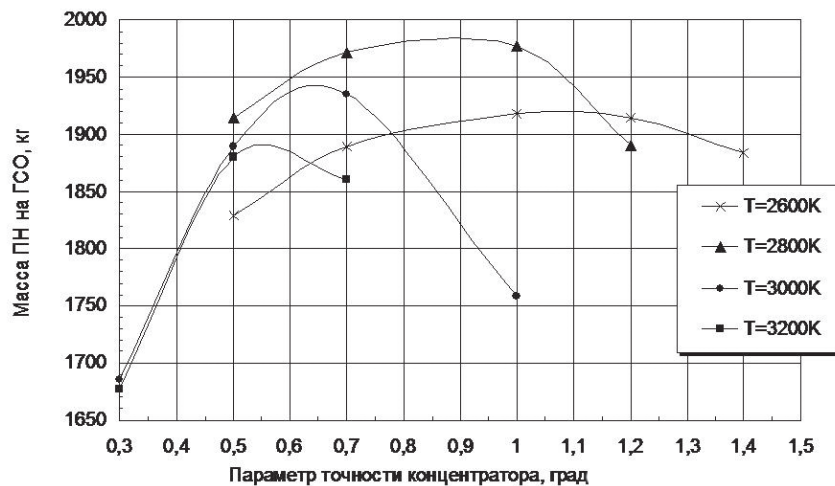


Рис. 12. Зависимость массы ПН на ГСО от параметра точности концентратора и температуры для случая двухступенчатого приемника с дожиганием ($\alpha = 0,4$)

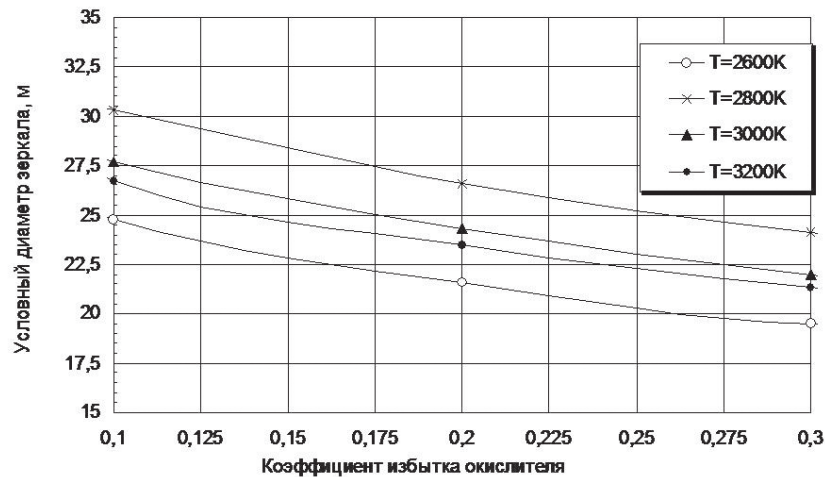


Рис. 13. Зависимость условного диаметра зеркала от коэффициента избытка окислителя для случая двухступенчатого приемника

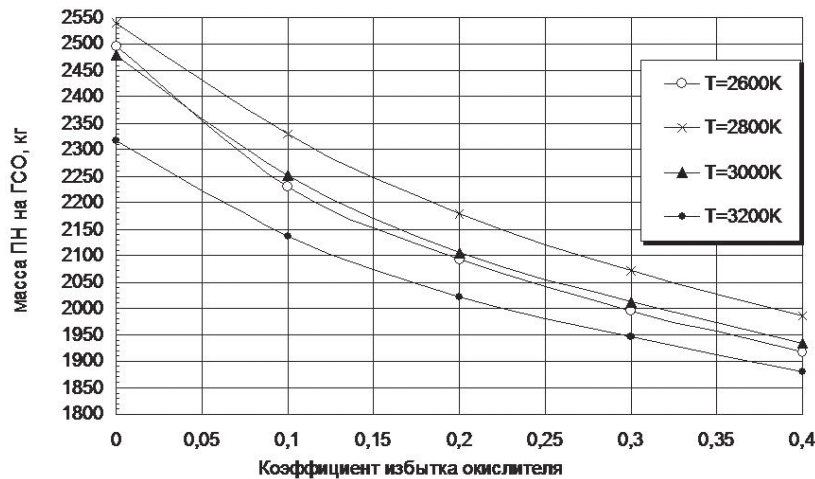


Рис. 14. Зависимость массы ПН на ГСО от коэффициента избытка окислителя для случая двухступенчатого приемника при дожигании кислородом

практическом расчете СТРКД с двухступенчатой системой КП.

Выводы

Рассмотрены схемы СТРКД с равнотемпературной (однотупенчатой) и двухступенчатой системами КП. Представлены их характеристики в полетном варианте, показывающие рациональные параметры рассматриваемых систем КП и нецелесообразность достижения максимально возможных температур нагрева водорода и наибольшего удельного импульса при большей точности зеркального концентратора в обеих схемах.

Для рассматриваемых схем СТРКД использование дожигания нагретого водорода показывает возможность значительного снижения размеров солнечного концентратора при одновременном уменьшении размеров топливного отсека разгонного блока. Выбор целесообразных параметров рассматриваемых систем КП может смещаться в сторону

менее точных зеркал с меньшими температурами нагрева приемника при незначительном ухудшении баллистических характеристик разгонного блока.

В целях повышения энергетических характеристик СТРКД предлагается система КП с двухступенчатым приемником солнечного излучения, уровень нагрева которого соответствует уровню облученности в фокальном световом пятне. Наибольшая температура нагрева водорода — в центральной части приемника, при этом удельный импульс значительно превосходит таковой при использовании равнотемпературного приемника.

Разработана регрессионная модель расчета КПД двухступенчатого приемника, основанная на балансе энергии ступеней нагрева, позволяющем получить рациональные соотношения температур, соответствующих наибольшему КПД приемника, а также оптимальное распределение температур по ступеням нагрева. Полученные регрессионные зависимости могут быть использованы для расчета реаль-

ных полетных характеристик СТРКД в составе космического разгонного блока. Приведены полетные характеристики СТРКД с рассматриваемыми системами КП, определены их характерные полетные показатели. Показано, что в случае двухступенчатой системы КП массовая эффективность превышает таковую для современных жидкостных средств межорбитальной транспортировки более чем в 2,3 раза.

При выборе коэффициента избытка окислителя в случае дожигания водорода необходимо учитывать, что для СТРКД с двухступенчатым приемником каждому проценту снижения диаметра концентратора соответствует около 1% уменьшения массы ПН. Этот фактор необходимо учитывать при практическом расчете разных схем СТРКД.

Библиографические ссылки

1. Кудрин О.И. Космические двигатели, использующие солнечную энергию. — М.: МАИ, 1967. — 270 с.
2. Грилихес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975. — 248 с.
3. Shoji J.M., Frye P.E. Solar Thermal Propulsion for Orbit Transfer // 24th Joint Propulsion Conference. Boston, MA, USA. July 1988. AIAA Paper. No. 3171.
4. Shimizu M., Itoh K., Sato H., Fujii T., Igarashi T., and Okamoto K. Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum // Acta Astronautica. 1997. Vol. 41. No. 1, pp. 23-28.
5. Космические двигатели: состояние и перспективы / Пер. с англ.; Под ред. Л. Кейвни. — М.: Мир, 1988. — 454 с.
6. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. — М.: Машиностроение, 1987. — 247 с.
7. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Кудрин О.И. Космические двигатели, использующие солнечную и химическую энергию. — М.: Изд-во МАИ, 2016. — 100 с.
8. Коротеев А.С. Концепция солнечной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Вестник Московского авиационного института. 2000. Т. 7. № 1. С. 60-67.
9. Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П. Солнечная энергодвигательная установка с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Полет. 1999. № 2. С. 20-28.
10. Ehricke K.A. The Solar-Powered Space Ship // American Rocket Society Paper. June 1956. No. 310-56.
11. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Выбор параметров солнечного теплового ракетного двигателя при ограничении на время полета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 58-68.
12. Финогенов С.Л., Кудрин О.И. Принципы системности в проектировании солнечного теплового ракетного двигателя // Системный анализ в технике: Тематический сборник научных трудов. Вып. 8. — М.: Вузовская книга, 2005. С. 36-80.
13. Grossman G., Williams G. Inflatable Concentrators for Solar Propulsion and Dynamic Space Power // Journal of Solar Energy Engineering. November 1990. Vol. 112, pp. 229-236.
14. Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal Survey Test of the SOTV 2X3 Meter Off-Axis Inflatable Concentrator // 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Atlanta, GA. 3-6 April 2000 — AIAA Paper 2000, № 1639.
15. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Кудрин О.И. Использование различных окислителей для дожигания водорода, нагреваемого в ракетном двигателе за счет солнечной энергии // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16. №3. С. 680-689.
16. Finogenov S.L., Chvanov V.K., Kudrin O.I. Solar Bimodal System with Hydrogen Post-Burning. The Problem of Combustion Chamber Heat Shield. // 53rd International Astronautical Congress / The World Space Congress, 10-19 October 2002, Houston, Texas, USA. American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 12.
17. Кудрин О.И., Финогенов С.Л. Солнечный ракетный двигатель со ступенчатой системой приемник — тепловой аккумулятор // Полет. 2000. № 6. С. 37-41.

ON SOLAR THERMAL ROCKET ENGINE STRUCTURE AND PARAMETERS SELECTION

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

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

* e-mail: sfmai2015@mail.ru

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

Abstract

The paper considers the solar thermal rocket engine (STRE) with isothermal (one-stage) and two-stage system concentrator-absorber system (CAS). It demonstrates their characteristics in the flight version, revealing rational parameters of the CASs under consideration, and inexpediency of attaining maximum possible hydrogen heating temperatures and maximal specific impulse with higher mirror booster accuracy in both structures.

For considered STRE schemes, implementation of heated hydrogen afterburning reveals the possibility of solar concentrator size reduction together with upper stage fuel compartment size reduction. Selection of expedient parameters of CASs under consideration may shift towards less accurate mirrors with less absorber heating temperatures followed by minor deterioration of upper stage ballistic characteristics.

To enhance STRE energy characteristics the authors suggest CAS with two-stage solar emission absorber, which heating level corresponds to the irradiance level in focal light spot. The highest hydrogen heating temperature occurs in the central part of the absorber. The specific impulse herein significantly exceeds the like when employing isothermal absorber.

Two-stage absorber efficiency computation regression model, based on energy balance of heating stages, allowing obtain rational temperatures relationship corresponding to maximum absorber efficiency, as well as optimal temperatures distribution along heating stages was developed. The obtained regression dependencies can be used for computation of real STRE, operating as a part of space upper stage, flight characteristics. The paper demonstrates STRE flight characteristics with considered CASs, defines their specific flight It was demonstrated that in case of two-stage CAS mass efficiency exceeds the like for modern liquid means of interorbital transportation more than 2.3 times.

On oxidizer excess coefficient selection in case of hydrogen afterburning it is necessary take into account that for STRE with two-stage absorber each percent of concentrator diameter decrease corresponds to about one

percent of payload weight reduction. This factor should be considered while practical design of various STRE structures.

Keywords: solar thermal rocket engine, isothermal absorber, double-stage absorber, concentrator-absorber system, heated hydrogen afterburning, geostationary orbit, upper stage.

References

1. Kudrin O.I. *Kosmicheskie dvigateli, ispol'zuyushchie solnechnuyu energiyu* (Space engines employing solar energy), Moscow, MAI, 1967, 270 p.
2. Grilikhes V.A., Matveev V.M., Poluektov V.P. *Solnechnye vysokotemperaturnye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov* (High-temperature solar heat sources for space vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 248 p.
3. Shoji J.M., Frye P.E. Solar Thermal Propulsion for Orbit Transfer, 24th Joint Propulsion Conference, Boston, MA, USA, July 1988. *AIAA Paper*, no. 3171.
4. Shimizu M., Itoh K., Sato H., Fujii T., Igarashi T. and Okamoto K. Solar Thermal Thruster Made of Single Crystal Molybdenum. *Acta Astronautica*, 1997, vol. 41, no. 1, pp. 23-28.
5. Orbit-raising and maneuvering propulsion: research status and needs. Edited by Leonard H. Caveny. *Progress in Astronautics and Aeronautics*. Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. New York, 1988, vol. 89, 454 p.
6. Kudrin O.I. *Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki* (High-temperature space solar power plants), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 247 p.
7. Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Kudrin O.I. *Kosmicheskie dvigateli, ispol'zuyushchie solnechnuyu i khimicheskuyu energiyu* (Space engines using solar and chemical energy), Moscow, MAI, 2016, 100 p.
8. Koroteev A.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2000, vol. 7, no. 1, pp. 60-67.
9. Akimov V.N., Arkhangel'skii N.I., Koroteev A.S., Kuz'min E.P. *Polet*, 1999, no. 2, pp. 20-28.
10. Ehricke K.A. The Solar-Powered Space Ship. *American Rocket Society Paper*, June 1956, No. 310-56.

11. Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 58-68.
12. Finogenov S.L., Kudrin O.I. *Sistemnyi analiz v tekhnike. Sbornik statei*, Moscow, 2005, release 8, pp. 36-80.
13. Grossman G., Williams G. Inflatable Concentrators for Solar Propulsion and Dynamic Space Power. *Journal of Solar Energy Engineering*, November 1990, vol. 112, pp. 229-236.
14. Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal Survey Test of the SOTV 2X3 Meter Off-Axis Inflatable Concentrator. *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Atlanta, GA. 3-6 April 2000*. AIAA Paper, № 1639.
15. Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Kudrin O.I. *Vestnik SibGAU*, 2015, vol. 16, no. 3, pp. 680-689.
16. Finogenov S.L., Chvanov V.K., Kudrin O.I. *Solar Bimodal System with Hydrogen Post-Burning*. The Problem of Combustion Chamber Heat Shield. IAC Paper № 02-S.P.12. World Space Congress-2002. October 10-19, 2002. Houston, TX, USA. 5 p.
17. Kudrin O.I., Finogenov S.L. *Polet*, 2000, no. 6, pp. 37-41.