

## ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕРАВНОТЕМПЕРАТУРНЫХ СИСТЕМ КОНЦЕНТРАТОР–ПРИЕМНИК СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.Л. Финогенов  
А.И. Коломенцев

sfmai2015@mail.ru  
a.i.kolomentsev@yandex.ru

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

---

### Аннотация

Рассмотрен солнечный тепловой ракетный двигатель с неравнотемпературной системой концентратор–приемник в качестве источника мощности с повышенной энергетической эффективностью. Проанализированы тепловые процессы в радиальном приемнике предельно-неравнотемпературного типа в предположении отсутствия радиального перетекания теплоты, что оправдано для зеркал диаметром более 10 м. Приведены результаты численного интегрирования уравнения распределения температуры по радиусу приемника, разработан алгоритм итерационного расчета температуры водорода на выходе системы концентратор–приемник. Представлена математическая модель системы концентратор–приемник в составе разгонного блока в виде блок-схемы расчета и оптимизации ее характеристик. Предложены регрессионные зависимости для КПД неравнотемпературных систем, уточняющие известные формулы применительно к реальным полетным задачам. Показаны диапазоны рациональных характеристик системы концентратор–приемник при выполнении задачи межорбитальной транспортировки с низкой орбиты на геостационарную орбиту

### Ключевые слова

*Солнечный тепловой ракетный двигатель, система концентратор–приемник, неравнотемпературный нагрев, солнечный высокотемпературный источник теплоты, геостационарная орбита, разгонный блок*

Поступила в редакцию 02.11.2016  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

**Введение.** Высокая стоимость выведения космических аппаратов (КА) на геопереходную (ГПО) или геостационарную орбиты (ГСО) требует внедрения новых технологий в космическом двигателестроении, позволяющих, в частности, использовать солнечную энергию как доступный внешний ресурс для повышения энергосодержания топлива перспективных разгонных блоков (РБ).

Разработкой солнечных ракетных двигателей (СТРКД) как средства межорбитальной транспортировки в нашей стране и за рубежом [1–6] занимаются достаточно давно. При этом солнечный высокотемпературный источник теплоты (СВИТ) может быть как с прямым нагревом рабочего тела концентрированной солнечной энергией, так и с предварительным тепловым аккумулярованием энергии на пассивных участках многовитковой траектории выведения [7–9].

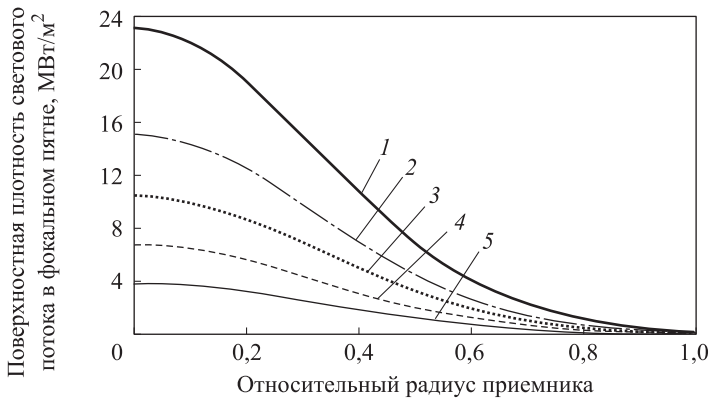
В настоящей статье рассмотрена возможность использования СВИТ с прямым нагревом газообразного рабочего тела (водорода) в системе зеркальный концентратор–приемник (КП) солнечного излучения. При этом отсутствуют массогабаритные ограничения при использовании в РБ теплового аккумулятора. Однако использование СТРкД с системой КП подразумевает обеспечение прецизионной точности отслеживания положения Солнца и фокального светового пятна на светоприемнике в течение относительно коротких перигейных включений при большой скорости полета, а также при продолжительной работе на апогейных участках траектории довыведения на ГСО [10, 11].

Солнечный высокотемпературный источник теплоты с системой КП обычно рассматривается как равнотемпературный источник, светоприемник которого выполнен в виде лучепоглощающей полости [4, 12, 13]. 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 водорода, что является основным препятствием для повышения эффективности РБ с СТРкД в задачах межорбитальной транспортировки. В связи с этим представляет практический интерес исследование и разработка высокоэффективных систем КП с нагревом газа в приемнике при минимизации тепловых потерь на обратное собственное излучение.

**Предельно-неравнотемпературная система КП.** В работах [3, 5] рассмотрены системы КП с организацией неоднородного (неравнотемпературного) нагрева рабочего тела, с непрерывным его нагревом при движении от периферии радиального приемника к центру, соответствующему участку «солнечного изображения». При этом теоретически возможен нагрев рабочего тела до высоких температур (свыше 3000 К) при умеренной средней концентрации солнечного излучения, определяемой параметром точности концентратора  $\Delta\alpha$  [3]. Интересно рассмотреть процессы в подобном приемнике при отсутствии перетекания теплоты от центральной части к периферии, что указывает на его предельные характеристики. Как отмечено в работе [3], приемник такого типа может быть достаточно характерен для СТРкД, поскольку водород на входе имеет низкую температуру, близкую к температуре его кипения (20 К), а температура на выходе  $T_{H_2}$  может превышать 2500...3000 К. Показано, что перетекание теплоты в приемнике незначительно влияет на его эффективность при больших диаметрах зеркал (более 6...9 м). Указанные значения условного диаметра солнечного концентратора, характеризующего полное количество солнечной энергии, уловленной и сфокусированной концентратором, значительно меньше размеров зеркал, требуемых для создания СТРкД применительно к ракетам-носителям (РН) среднего класса типа «Союз-2» [10, 11].

Разработка неравнотемпературной системы КП для СТРкД как средства межорбитальной транспортировки имеет в качестве цели повышение удельного импульса двигателя, определяющего экономичность выполнения полетной зада-

чи. Для этого необходимо рассчитать конечную температуру нагрева водорода на выходе из приемника. Расчетная схема может быть следующей. При допущениях об отсутствии радиального перетекания теплоты в приемнике и осесимметричном экспоненциальном распределении лучистого потока в фокальном световом пятне, что соответствует экспериментальным aberрограммам реальных параболических зеркал [1, 3, 14], рассмотрим процесс предельно-неравнотемпературного нагрева теплоносителя в системе КП. Оценим точность зеркальной поверхности концентратора параметром точности  $\Delta\alpha$  как мерой учетверенной средней угловой ошибки отклонения поверхности реального концентратора от идеальной поверхности вращения [3]. Распределение энергетической освещенности (поверхностной плотности светового потока) в фокальном пятне неидеального параболического зеркала для разных значений параметра  $\Delta\alpha$  показано на рис. 1. Под относительным радиусом приемника будем понимать отношение текущего радиуса к радиусу фокального светового пятна, в котором собирается 90 % сконцентрированного излучения [1].



**Рис. 1.** Распределение поверхностной плотности лучистого потока в фокальном световом пятне вдоль радиуса приемника для разных значений параметра точности  $\Delta\alpha$ :

1 —  $\Delta\alpha = 0,3^\circ$ ; 2 —  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ ; 3 —  $\Delta\alpha = 0,7^\circ$ ; 4 —  $\Delta\alpha = 1,0^\circ$ ; 5 —  $\Delta\alpha = 1,5^\circ$

В работе [3] показано, что распределение температуры по радиусу предельно-неравнотемпературного приемника может быть описано дифференциальным уравнением

$$\frac{dT}{dr} = 2BT_{\text{усл}}rT^4(r) - 2,4 \frac{a_s T_{\text{усл}}}{\cos^2 \theta} r \exp \left[ \frac{-1,2r^2}{\cos^2 \theta} \right], \quad (1)$$

где  $T$  — текущая температура приемника (принимается равной температуре нагрева водорода);  $r$  — относительный радиус приемника;  $a_s$  — коэффициент поглощения солнечного излучения материалом приемника;  $\theta$  — угол раскрытия (половина апертуры) параболического зеркала;  $B$  — комплекс, учитывающий обратное собственное тепловое излучение приемника, оптические параметры концентратора и характеристики солнечного излучения:

$$B = \frac{\varepsilon_{\text{эфф}} \sigma_0 \sin^2(\alpha_0 + \Delta\alpha)}{\mathfrak{I}_0 \eta_r \sin^2(2\theta)}. \quad (2)$$

Здесь  $\varepsilon_{\text{эфф}}$  — эффективная излучательная способность приемника;  $\alpha_0 = 32'$  (угловые минуты) — видимый угловой размер Солнца на уровне орбиты Земли;  $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$  — постоянная Стефана — Больцмана;  $\mathfrak{I}_0 = 1360 \text{ Вт}/\text{м}^2$  — поверхностная мощность солнечного излучения (солнечная постоянная) на уровне орбиты Земли;  $\eta_r$  — коэффициент отражения зеркальной поверхности концентратора.

Условная температура  $T_{\text{усл}}$  характеризует прирост температуры газа при условии, что на его нагрев расходуется вся сконцентрированная солнечная энергия [3]:

$$T_{\text{усл}} = \frac{\eta_r \mathfrak{I}_0 F_k}{m_{\text{сек}} c_p}, \quad (3)$$

где  $F_k$  — площадь зеркального концентратора;  $m_{\text{сек}}$  — массовый секундный расход газа;  $c_p$  — удельная теплоемкость газа при постоянном давлении.

Граничные условия записываются как  $T(r = 1) = 20 \text{ К}$ , т. е. температура на периферии приемника равна температуре испарившегося в баке (или в ряде случаев — в испарителе-нагревателе) водорода. Тогда  $T(r = 0) = T_{\text{вых}}$  — выходная (конечная) температура нагретого водорода, достигаемая в центральной части приемника (на площадке солнечного изображения) и определяющая удельный импульс СТРКД. Считается, что для более точного определения удельного импульса двигателя выбор целесообразного давления в камере нагрева и газодинамическая степень расширения сопла будут уточняться на более поздних стадиях проектирования СТРКД при его интеграции с разгонным блоком (на более низких уровнях иерархической модели проектирования изделия). На этих же уровнях уточняется значение угла  $\theta$ .

Отношение реальной температуры водорода на выходе (за вычетом температуры водорода, поступающего в приемник) к условной температуре определяет КПД процесса нагрева. Площадь зеркала зависит от самого КПД системы КП, определяемого температурой нагрева и оптико-геометрическими параметрами, к которым относятся, в том числе, параметр  $\Delta\alpha$  и угол  $\theta$ :

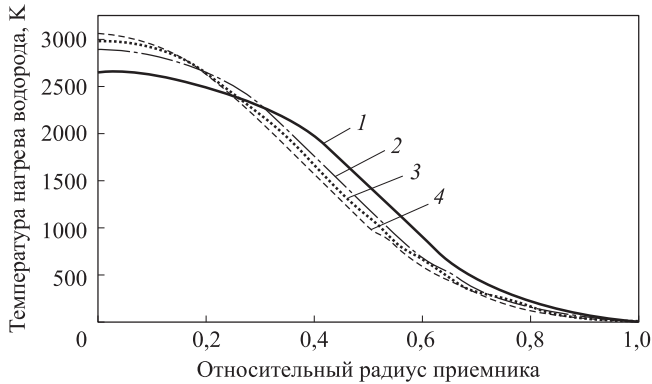
$$F_k = \frac{P c_p (T_{\text{H}_2} - T_{\text{нач}})}{I_y \eta_{\text{пр}} \eta_r \mathfrak{I}_0}, \quad (4)$$

где  $P$  — тяга двигателя;  $I_y$  — удельный импульс;  $\eta_{\text{пр}}$  — КПД приемника.

Поэтому определение КПД приемника и конечной температуры газа является итерационным процессом, требующим знания начального условного диаметра концентратора и расходных характеристик двигателя, зависящих от конкретной полетной задачи, начальные приближенные значения которых могут быть получены при использовании моделей системного проектирования РБ с СТРКД, основанных на аппроксимационных статистических зависимостях [10].

Дифференциальное уравнение (1) в общем случае не имеет аналитического решения и решается численно (с достаточной точностью) или приближенно с помощью разложения в ряды. В настоящей работе приводятся результаты численного интегрирования методом Рунге — Кутты — Фельберга 4-го и 5-го порядков.

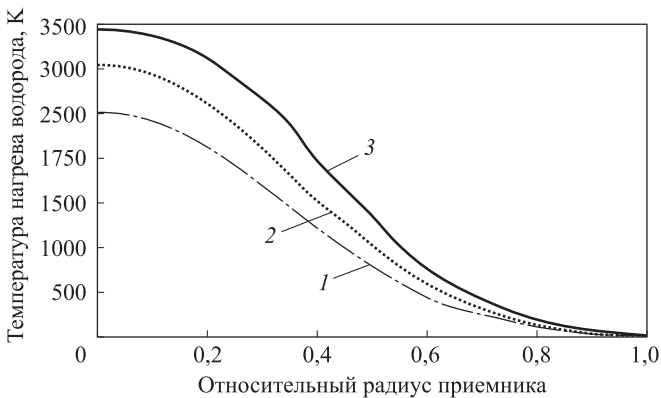
На рис. 2 приведены результаты численного интегрирования уравнения (1) для случая нагрева водорода до 3 000 К в достаточно широком диапазоне значений параметра  $\Delta\alpha$ , характерных для СТРКД (целесообразных для выведения наибольшей массы полезной нагрузки (ПН) [10, 11]).



**Рис. 2.** Зависимость температуры нагрева водорода от относительного радиуса приемника для различных значений параметра точности концентратора  $\Delta\alpha$ :

1 —  $\Delta\alpha = 1,5^\circ$ ; 2 —  $\Delta\alpha = 1^\circ$ ; 3 —  $\Delta\alpha = 0,75^\circ$ ; 4 —  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$

Отметим, что при больших величинах  $\Delta\alpha$  форма распределения нарастания температуры по относительному радиусу приемника меняется несущественно, смещаясь лишь по оси ординат вниз в соответствии с падением уровня точности зеркала. Для различных температур нагрева эпюры распределения подобны (рис. 3). Можно отметить схожесть зависимостей на рис. 1, 2 и 3. Поскольку те-

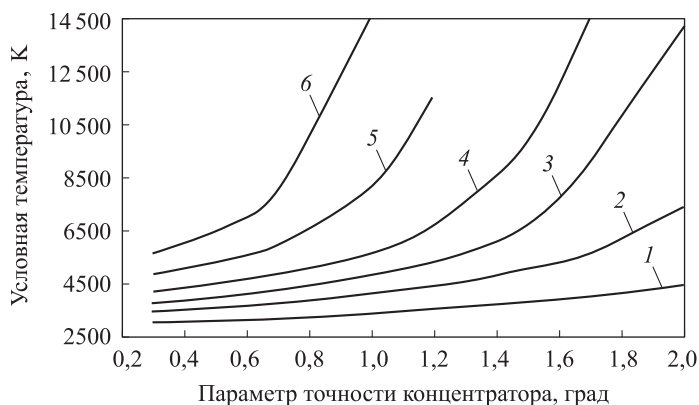


**Рис. 3.** Распределение температуры водорода в зависимости от относительного радиуса приемника для разных заданных температур нагрева; параметр точности концентратора  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ :

1 —  $T = 2\,500\text{ К}$ ; 2 —  $T = 3\,000\text{ К}$ ; 3 —  $T = 3\,500\text{ К}$

кущая температура нагрева водорода, принятая равной температуре поверхности приемника, соответствует закону изменения энергетической освещенности по поверхности, тепловые потери на собственное излучение снижаются по сравнению с равнотемпературным приемником, выполненным в виде абсолютно черного тела (полостные приемники [4]), что обеспечивает высокие энергетические характеристики системы КП.

Зависимости условной температуры от параметра точности  $\Delta\alpha$  показаны на рис. 4. Видно, что с увеличением конечной температуры нагрева водорода понижается уровень значений параметра  $\Delta\alpha$ , превышение уровня приводит к существенно нелинейному росту условной температуры и, как следствие, резкому снижению КПД системы КП, сопровождающемуся ростом размеров концентратора и его массы. Анализ решений уравнения (1) показывает, что при значениях  $\Delta\alpha > 0,3^\circ$  с ростом условной температуры наблюдается снижение температуры водорода на выходе из приемника. Поэтому условная температура имеет важное значение для определения характеристик системы КП.

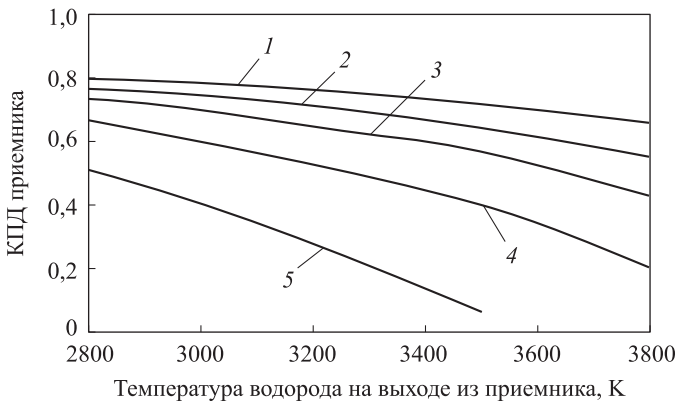


**Рис. 4.** Зависимость условной температуры от параметра точности концентратора для разных заданных температур нагрева водорода на выходе:

1 —  $T = 2500$  К; 2 —  $T = 2800$  К; 3 —  $T = 3000$  К; 4 —  $T = 3200$  К; 5 —  $T = 3500$  К; 6 —  $T = 3800$  К

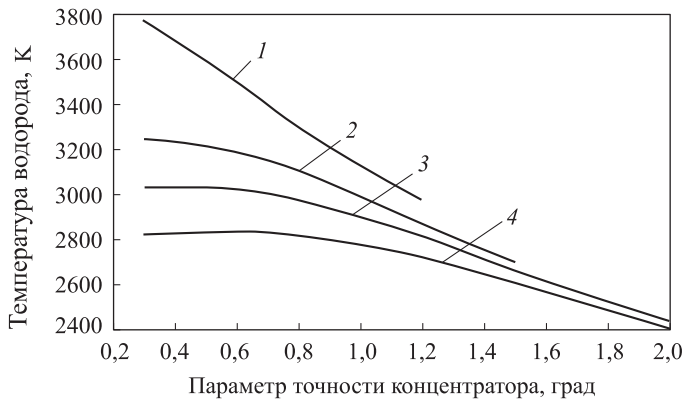
На рис. 5 представлены значения КПД приемника в зависимости от первоначально заданной температуры, уточняемой в процессе итерационного расчета путем интегрирования дифференциального уравнения (1) для разных значений параметра  $\Delta\alpha$ . Характер этих кривых зависит в том числе от условной температуры, неявно определяемой также параметром  $\Delta\alpha$ . Площадь концентратора при этом корректируется, что влияет на полную энергию, падающую на приемник.

При постоянной тяге увеличение  $\Delta\alpha$  приводит к снижению реальной температуры водорода на выходе (рис. 6), определяющей удельный импульс двигателя и массовый расход нагреваемого газа. Здесь возникает компромиссная задача выбора оптимального параметра  $\Delta\alpha$ , поскольку снижение удельного импульса приводит к увеличению расхода водорода, но одновременно увеличение  $\Delta\alpha$  приводит как к росту размеров концентратора для обеспечения неизменной



**Рис. 5.** Зависимость КПД предельно-неравнотемпературного приемника от заданной температуры на выходе для различных значений параметра  $\Delta\alpha$ :

1 —  $\Delta\alpha = 0,3^\circ$ ; 2 —  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ ; 3 —  $\Delta\alpha = 0,7^\circ$ ; 4 —  $\Delta\alpha = 1,0^\circ$ ; 5 —  $\Delta\alpha = 1,5^\circ$



**Рис. 6.** Зависимость температуры водорода на выходе из приемника от параметра точности для разных заданных начальных температур нагрева:

1 —  $T = 3800$  К; 2 —  $T = 3200$  К; 3 —  $T = 3000$  К; 4 —  $T = 2800$  К

тяги СТРКД, что должно увеличить массу зеркала, так и к нелинейному уменьшению его удельной массы, что, наоборот, должно снизить массу системы КП.

**Уточнение КПД неравнотемпературной системы КП.** В работе [3] приведены аппроксимационные формулы для определения КПД неравнотемпературного приемника, позволяющие в первом приближении определить требуемую площадь зеркального концентратора в обобщенном виде:

$$\eta_{\text{пр}} = a_s - K_B \sin^2(2\theta) B T_{\text{пр}}^4 = a_s - B_{\text{эфф}} T_{\text{пр}}^4, \quad (5)$$

где  $T_{\text{пр}}$  — температура приемника на выходе (может быть принята в первом приближении равной температуре нагрева водорода  $T_{\text{H}_2}$ );  $K_B$  — коэффициент, учитывающий степень неравнотемпературности приемника;  $B_{\text{эфф}}$  — эффективный параметр, комплексно определяющий степень неоднородности (неравно-

температурности) нагрева газа в приемнике, концентрацию лучистой энергии и потери энергии приемником, связанные с его обратным излучением. Для предельно-неравнотемпературного приемника запишем

$$B_{\text{эфф}} = 0,1 \frac{\varepsilon_{\text{эфф}} \sigma_0 \sin^2(\alpha_0 + \Delta\alpha)}{\mathfrak{T}_0 \eta_r}. \quad (6)$$

Сравнивая зависимости (5) и (6) с результатами численного интегрирования, можно отметить, что приближенные формулы дают хороший результат только для достаточно точных зеркал и не слишком высоких температур приемника: погрешность в определении КПД резко возрастает с увеличением температуры нагрева свыше 2 800...3 000 К и точности концентратора  $\Delta\alpha > 0,7...1^\circ$  (приближенные формулы дают сильно завышенный результат). Между тем именно такие характеристики системы КП являются оптимальными по условию максимума массы ПН при неоднородном нагреве газа, причем эти величины зависят от заданного времени выполнения полетной задачи [10, 11].

На основании результатов численного интегрирования уравнения (1) можно предложить регрессионные зависимости, позволяющие более точно, по сравнению с [3] определить КПД приемника  $\eta_{\text{пр}}$  в зависимости от параметра точности при различных температурах нагрева водорода  $T_{\text{H}_2}$ . Формулы определяются коэффициентами степенного ряда  $a_i = f(T_{\text{H}_2})$  и имеют вид

$$\eta_{\text{пр}} = a_0 + a_1 \Delta\alpha + \dots + a_k \Delta\alpha^k = \sum_{i=0}^k a_i \Delta\alpha^i, \quad i = 0...k. \quad (7)$$

Значения коэффициентов  $a_i$  в зависимости от температуры нагрева водорода  $T_{\text{H}_2}$  приведены в таблице.

#### Коэффициенты ряда для определения КПД неравнотемпературного приемника

Коэффициент степенного ряда	Температура нагрева водорода $T_{\text{H}_2}$ , К					
	2500	2800	3000	3200	3500	3800
$a_0$	0,8304	0,8189	0,8149	0,8108	0,8047	0,7935
$a_1$	-0,0233	-0,0209	-0,0487	-0,0919	-0,1978	-0,3459
$a_2$	-0,0723	-0,1549	-0,1988	-0,2426	-0,2875	-0,3045
$a_3$	0,0024	0,0207	0,0311	0,0435	0,0573	0,0624

**Оптимизация характеристик неравнотемпературной системы КП.** Тяга СТРКД, получаемая в результате баллистического расчета при проектировании траектории с заданным временем полета, определяет в первом приближении требуемую площадь концентратора при первоначально заданной температуре нагрева водорода  $T_{\text{H}_2}$ . При этом КПД системы КП, входящий в формулу для определения размера зеркала (4), рассчитывается на первом шаге итерации на основании аппроксимационных зависимостей (5) или (7), в которых параметр точности  $\Delta\alpha$  принят как исходный, требующий дальнейшей оптимизации в процессе расчета массы ПН [10]. После этого итерационно вычисляется услов-



ная температура и уточняется температура водорода на выходе из приемника путем интегрирования дифференциального уравнения (1) в соответствии с алгоритмом, приведенным в виде блок-схемы на рис. 7. Уточненная температура водорода определяет новые значения удельного импульса и массового расхода. Итерационный процесс сходится достаточно быстро, и в результате на выходе имеем конечные значения температуры нагрева и удельного импульса СТКД, площади концентратора и его массы. Эти выходные данные являются исходными для проведения проектно-массовых расчетов определения массы РН и оптимизации параметров двигателя.

Оптимизируемыми параметрами системы КП, оказывающими наибольшее влияние на целевую функцию, являются температура нагрева водорода в приемнике  $T_{H_2}$  и параметр точности концентратора  $\Delta\alpha$  [10]. Однако если параметр  $\Delta\alpha$  может просто задаваться и варьироваться с заданным шагом  $h(\Delta\alpha)$  и перио-

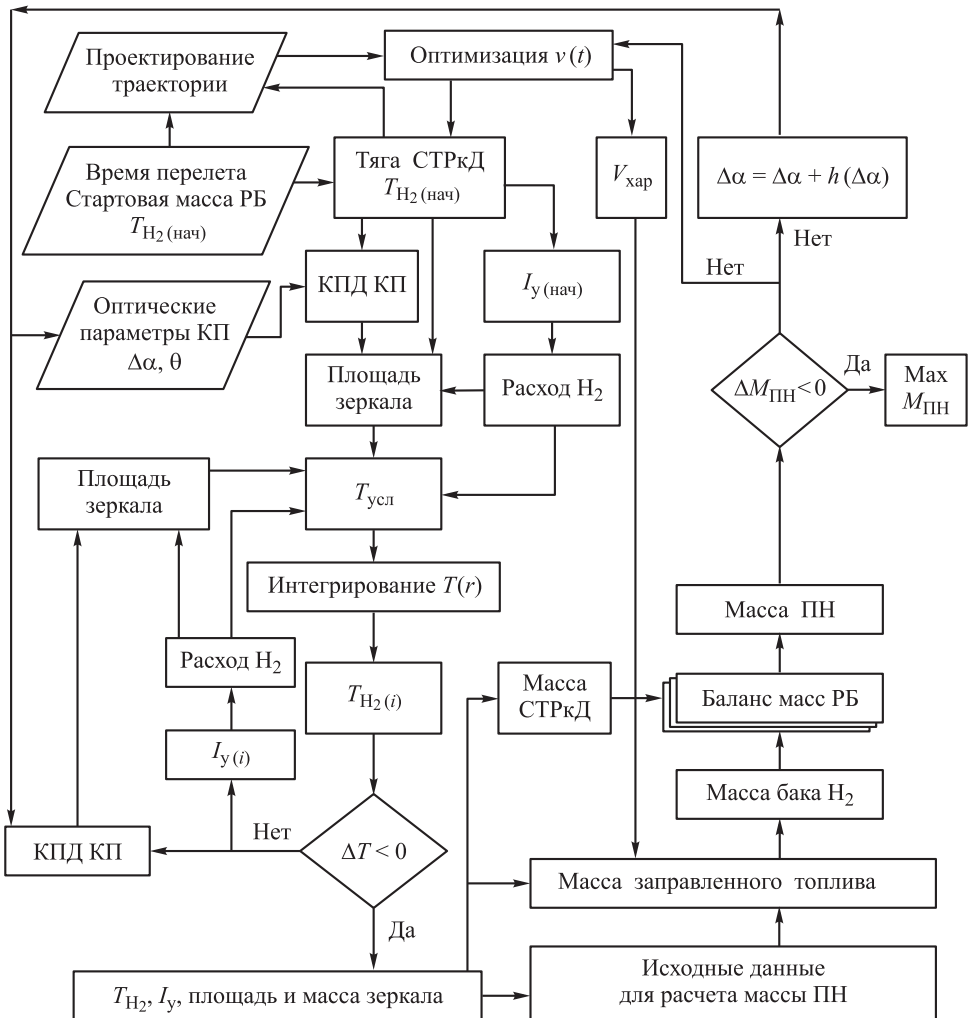
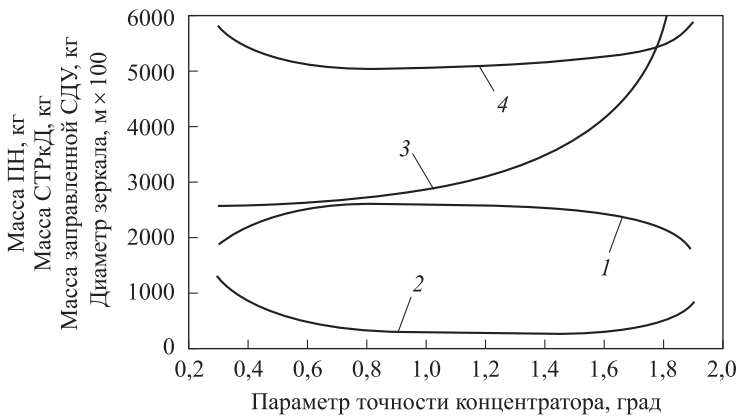


Рис. 7. Блок-схема алгоритма оптимизации характеристик системы КП

дически «замораживаться» в процедуре оптимизации типа Гаусса — Зейделя, то температура  $T_{H_2}$  требует не просто вариации, а пересчета — интегрирования дифференциального уравнения распределения температуры теплоносителя в приемнике каждый раз при изменении параметра  $\Delta\alpha$  на заданный шаг в соответствии с алгоритмом, показанным на рис. 7, поскольку при варьировании параметра  $\Delta\alpha$  каждый раз меняется условная температура (см. рис. 4), а также распределение температуры газа по радиусу приемника и конечная температура на выходе (см. рис. 6). Это заметно усложняет процесс оптимизации параметров системы КП.

**Характеристики системы КП в составе разгонного блока.** Выбор рациональных характеристик системы КП осуществляется с учетом интеграции СТРкД в состав разгонного блока для наилучшего выполнения конкретной полетной задачи при известных траекторных условиях. Для этого выбирается целевая функция полета — максимальная масса ПН (в рассматриваемом случае — масса геостационарного КА) на расчетной орбите при заданном времени выведения. При этом необходимо предварительно решить баллистическую задачу проектирования траектории движения, т. е. выбрать программу включения двигателя на апсидальных участках многовитковой траектории перелета с активными участками таким образом, чтобы гравитационные потери скорости на них были невелики. Для этого угол истинной аномалии каждого перигейного участка выбирается не более  $\nu = 20...30^\circ$ , что соответствует времени каждого включения около 10...15 мин. По достижении ГПО проводится ряд достаточно продолжительных апогейных включений с изменением наклона плоскости орбиты и скруглением ее до уровня ГСО при общем времени выведения 60 суток как целесообразном, превышение которого приводит к асимптотическому росту массы ПН, а уменьшение — к существенному ее снижению [5, 10]. В этом случае ограниченность по времени перелета на высокие орбиты требует обеспечить начальную тяговооруженность РБ не менее 0,01 Н/кг. Поэтому в рассматриваемой задаче для солнечного разгонного блока, входящего в состав верхней ступени РН среднего класса типа «Союз-2-1б» при запуске с космодрома Байконур, тяга СТРкД должна составлять около 80 Н, что соответствует выработке суммарного импульса тяги для выведения на ГСО порядка 25,5 МН · с. Отметим, что программа движения РБ с СТРкД, в частности программа изменения угла истинной аномалии перигейных активных участков, может быть оптимизирована в целях снижения гравитационных потерь скорости и потерь на формирование траектории (на управление движением аппарата) [15]. Тяга и суммарный импульс тяги СТРкД при этом могут быть скорректированы в соответствии с алгоритмом (см. рис. 7). Здесь требуется нахождение компромисса между допустимыми значениями потерь скорости (изменение массы топлива) и размерности СВИТ (изменение массы системы КП) при выборе программы изменения угла истинной аномалии активных участков траектории.

Для рассматриваемой полетной задачи на рис. 8 представлены зависимости массы ПН, СТРкД с системой КП, массы заправленной солнечной двигательной



**Рис. 8.** Определение целесообразного диапазона величин параметра  $\Delta\alpha$ :

1 — масса ПН; 2 — масса СТКД; 3 — диаметр зеркала; 4 — масса СДУ

установки (СДУ) и условного диаметра концентратора от параметра точности применительно к начальной температуре нагрева водорода  $T_{H_2} = 3\ 200\ K$  (с ростом параметра  $\Delta\alpha$  температура будет меняться, как следует из рис. 2 и 6).

Из графиков следует, что существует оптимальный диапазон параметра точности концентратора, соответствующий  $\Delta\alpha = 0,8...1^\circ$  по условию максимума массы ПН. Масса выводимого на ГСО полезного груза в рассмотренной задаче составляет около 2 600 кг, что приближается к энергомассовой эффективности РН тяжелого класса семейства «Протон» с разгонным блоком типа ДМ. Масса заправленной СДУ также имеет минимум в этом диапазоне. При этом минимум массы СТКД с концентратором соответствует  $\Delta\alpha = 1,3...1,4^\circ$ , что на фоне больших масс заправленной двигательной установки не имеет решающего значения.

В представленной модели выбора оптимальных характеристик системы КП масса заправленного топлива включает в себя рабочее топливо для совершения активных апсидальных маневров, рабочее тело наддува баков, испаряющуюся часть топлива и гарантийные запасы и определяется с учетом снижения удельного импульса при увеличении параметра точности, повышающего условную температуру, которая прямо влияет на конечную реальную температуру нагрева водорода.

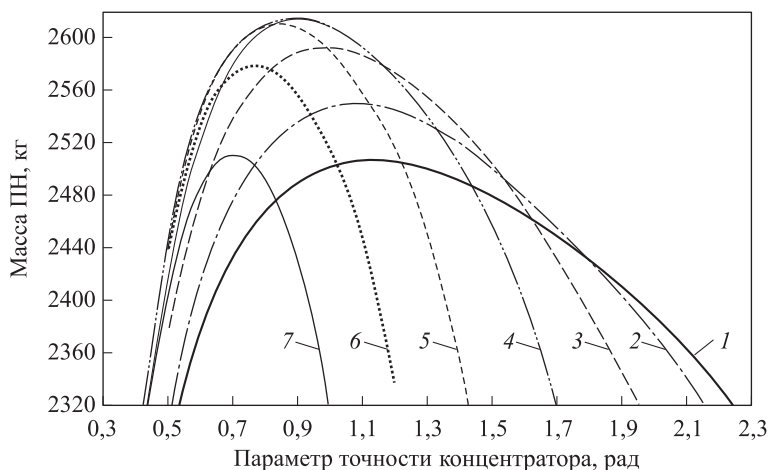
Достаточно пологие зависимости массы ПН от параметра  $\Delta\alpha$  позволяют увеличить его значение за счет некоторого допустимого снижения массы ПН при использовании не очень точных пленочных наддувных зеркал, которые при длительной работе в космосе могут постепенно ухудшать свою концентрирующую способность без существенной потери баллистической эффективности РБ.

В то же время увеличение параметра  $\Delta\alpha$  приводит к росту размеров зеркала (при выборе параметра  $\Delta\alpha = 1,3^\circ$  вместо  $\Delta\alpha = 0,8^\circ$  условный диаметр увеличивается на 20 %), поэтому здесь целесообразно использовать метод уступок — определить, насколько целесообразно упрощение системы концентрации по

сравнению с усложнением производства и сборки такой крупногабаритной конструкции, как надувной солнечный коллектор. Эти вопросы, очевидно, относятся к технологическим и материаловедческим задачам.

Определенным ограничением при выборе характеристик системы КП может стать размер солнечного концентратора, масса которого при большой его площади может быть значительной. Здесь рассматриваются легкие зеркала, например, надувного пленочного типа, предназначенные для СТРкД как двигателя космического назначения. Практическую возможность создания таких зеркал для СТРкД с достаточным уровнем концентрации солнечного излучения показала фирма SRC Technology совместно с NASA Glenn Research Center, Marshall Space Flight Center и US Air Force Research Laboratory (США) [16, 17].

Рассматривая зависимости, приведенные на рис. 9, можно видеть, как значительно влияет параметр точности  $\Delta\alpha$  на изменение целевой функции при разных температурах нагрева водорода в системе КП, уточняемых в процессе реализации алгоритма, согласно рис. 7.



**Рис. 9.** К выбору рациональных характеристик системы КП:

1 —  $T = 2600$  К; 2 —  $T = 2800$  К; 3 —  $T = 3000$  К; 4 —  $T = 3200$  К; 5 —  $T = 3400$  К; 6 —  $T = 3600$  К;  
7 —  $T = 3800$  К

Более высоким температурам соответствуют меньшие оптимальные значения параметра точности концентратора. При этом масса системы КП значительна, что сказывается на массе полезного груза. Меньшие температуры связаны с меньшим удельным импульсом и, как следствие, большей массой заправленной СДУ. В итоге оптимальными оказываются температуры приемника 3200...3400 К в диапазоне  $\Delta\alpha = 0,8...1,0^\circ$ . Достаточно пологие зависимости при меньших температурах нагрева (2800...3000 К) не имеют глобального экстремума в этом диапазоне, однако обеспечивают несколько большую массу ПН в области  $\Delta\alpha = 1,3...1,5^\circ$ . Поэтому за счет некоторого снижения (на 3...4 %) массы полезного груза целесообразно выбрать температуру около 2800...3000 К при

значении параметра  $\Delta\alpha$  на уровне  $1,5^\circ$ . Увеличение параметра  $\Delta\alpha$  однозначно связано с ростом допустимых угловых ошибок отслеживания системой КП положения Солнца [3, 18]. В динамическом режиме ориентации при  $\Delta\alpha = 1,5^\circ$  допустимый угол слежения может составлять до  $\beta = 2 \dots 2,2^\circ$ , что вполне осуществимо современными техническими средствами в предположении отсутствия дефокусировок системы КП [1, 5].

Для сравнения характеристик неравнотемпературной системы КП с другими СВИТ можно указать, что в рассматриваемой задаче при использовании системы КП с двумя ступенями дискретного нагрева [3, 19] оптимальные значения конечной температуры водорода и параметра точности составляют 2800 К и  $\Delta\alpha = 0,7^\circ$  соответственно для обеспечения максимальной массы ПН 2100 кг. В случае простейшего равнотемпературного приемника, например полостного типа, при оптимальных параметрах системы КП  $T_{H_2} = 2200$  К и  $\Delta\alpha = 0,64^\circ$  максимальная масса ПН составляет около 1 600 кг [5]. При использовании традиционного химического разгонного блока масса выводимой ПН равна 1 060 кг [8].

**Заключение.** Традиционно рассматриваемые СТРКД с системой КП, как правило, содержат равнотемпературный светоприемник (обычно полостного типа), характеризующийся большими потерями на обратное собственное излучение, что ограничивает возможности нагрева водорода до высоких температур. В настоящей работе рассмотрен СТРКД с системой КП повышенной оптико-энергетической эффективности, в котором организован неоднородный нагрев газообразного водорода, что снижает тепловые потери на собственное излучение. Примером является предельно-неравнотемпературный светоприемник радиального типа, в котором текущая температура нагрева соответствует эпюре распределения лучистого потока в фокальном световом пятне параболического зеркала.

Для приемника с непрерывным нарастанием температуры по радиусу при отсутствии радиальной теплопередачи показано распределение температуры, определенное путем численного решения задачи о распределении температуры по радиусу приемника в дифференциальной форме для различных значений параметра точности концентратора. При этом используется понятие «условной» температуры, определяющей максимальные возможности нагрева газа, и которая, в свою очередь, зависит от конкретных параметров СТРКД применительно к рассматриваемой полетной задаче. Разработан итерационный алгоритм вычисления температуры газа на выходе такого приемника, определяющей удельный импульс двигателя. Показано, что оптимизация характеристик системы КП и их выбор должны осуществляться применительно к решаемой полетной задаче. Представлена блок-схема алгоритма выбора рациональных характеристик системы КП солнечного двигателя, интегрированного в состав разгонного блока с учетом баллистических условий и времени межорбитального перехода.

На основании разработанного алгоритма определены регрессионные зависимости КПД системы КП предельно-неравнотемпературного типа, уточняю-

щие известные приближенные формулы для диапазона целесообразных параметров СТРкД, соответствующих условиям выведения на высокие орбиты ПН наибольшей массы.

Определены рациональные характеристики системы КП применительно к использованию разгонного блока с СТРкД в качестве верхней ступени РН «Союз-2-1б» в задаче выведения ПН с низкой орбиты на ГСО в течение 60 суток. Показано, что при выборе оптимальных характеристик предельно-неравнотемпературной системы КП в диапазонах параметра точности концентратора  $\Delta\alpha = 0,8...1,1^\circ$  и температуры приемника 3200...3400 К масса ПН составляет около 2600 кг. При допустимом снижении на 3...4 % массы ПН рациональные характеристики системы КП соответствуют меньшей точности  $\Delta\alpha = 1,3...1,5^\circ$  и температуре 2800...3000 К, что упрощает требования к системе КП и ее ориентации на Солнце. При этом допустимый угол слежения за Солнцем в динамическом режиме может составлять до  $\beta = 2...2,2^\circ$ , что вполне осуществимо современными техническими средствами. Выбранные характеристики системы КП позволяют обеспечить энергомассовую эффективность разгонного блока с таким двигателем на 20 % выше по сравнению с двухступенчатой системой КП. По сравнению с разгонным блоком, оснащенный СТРкД с равнотемпературным приемником, масса ПН увеличивается почти на 1000 кг и более чем на 1500 кг превышает энергомассовую эффективность современных жидкостных средств межорбитальной транспортировки.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Грилихес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
2. Shoji J.M., Frye P.E. Solar thermal propulsion for orbit transfer // AIAA Paper. 1988. № 3171.
3. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. М.: Машиностроение, 1987. 247 с.
4. Космические двигатели: состояние и перспективы / пер. с англ; под ред. Л. Кейвни. М.: Мир, 1988. 454 с.
5. Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Кудрин О.И. Космические двигатели, использующие солнечную и химическую энергию. М.: Изд-во МАИ, 2016. 100 с.
6. Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system // 59th IAC Congress, Glasgow, Scotland, 2008. Paper IAC-08- D1.1.01.
7. 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.
8. Коротеев А.С. Концепция солнечной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Вестник МАИ. 2000. Т. 7. № 1. С. 60–67.

9. *Scharfe D., Young M.* A study of solar thermal propulsion system enhancement via thermal storage and thermal-electric conversion // Proceedings of the 57th JANNAF Joint Subcommittee Meeting. Colorado Springs, USA, 2010.
10. *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.
11. *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.
12. *Shimizu M. et al.* Solar thermal thruster made of single crystal molybdenum // Acta Astronautica. 1997. Vol. 41. No. 1. P. 23–28.
13. *Fiot D., Estublier D.* Solar thermal propulsion // 6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation: Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century. Paper № S36.1. 2002. Versailles, France.
14. *Квасников А.В., Кудрин О.И., Мельников М.В.* Лаборатория лучистой и солнечной энергии для исследования процессов в высокотемпературных установках // Докл. Всесоюз. конф. по использованию солнечной энергии. М.: Изд. ВНИИТ, 1969. С. 297–343.
15. *Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М.* Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.
16. *Grossman G., Williams G.* Inflatable concentrators for solar propulsion and dynamic space power // Journal of Solar Energy Engineering. 1990. Vol. 112. P. 229–236.
17. *Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K.* Modal survey test of the SOTV 2 × 3 meter off-axis inflatable concentrator // AIAA Paper. 2000. No. 01-1639.
18. *Рубанович И.М.* О влиянии точности слежения за Солнцем на эффективность гелиоустановок // Гелиотехника. 1966. № 4. С. 44–49.
19. *Кудрин О.И., Финогенов С.Л.* Солнечный ракетный двигатель со ступенчатой системой приемник–тепловой аккумулятор // Полет. 2000. № 6. С. 37–41.

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

**Коломенцев Александр Иванович** — канд. техн. наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национальный исследовательский университет) (Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4).

#### **Пробьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

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

## NONISOTHERMAL CONCENTRATOR–ABSORBER SYSTEM PERFORMANCES FOR SOLAR THERMAL PROPULSION

S.L. Finogenov

sfmai2015@mail.ru

A.I. Kolomentsev

a.i.kolomentsev@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

The study examined solar thermal propulsion (STP) with nonisothermal concentrator-absorber system (CAS) as a power source with high energy efficiency. We used radial-type nonisothermal absorbers, where current temperature of propulsive mass (hydrogen) heating corresponds to radiant flux distribution in the focal light spot of parabolic mirror. We analyzed the thermal processes in the radial absorber of maximum nonisothermal type assuming no radial overflowing warmth, which is justified for mirrors with a diameter of more than 10 m. The study gives the results of numerical integration of absorber radius temperature distribution equation in the differential form for various accuracy parameter values. Moreover, we developed an algorithm for iterative calculation of hydrogen outlet temperature of concentrator-absorber system, determining the specific impulse of the engine. The paper presents the flowchart of the iterative calculation. We used numerical integration data for stating the regress relations, determining the nonisothermal CAS efficiency and updating the existing relations at high temperatures and accuracy parameter values, expedient for high-energy inter-orbital maneuvers. The study determined CAS rational performances in relation to the “solar” upper stage of “Soyuz-2-1b” launcher with the STP use in LEO-to-GEO mission within 60 days. Findings of the research show that if we select optimum performances of the extreme nonisothermal CAS in ranges of the concentrator accuracy parameter  $\Delta\alpha = 0,8...1,1^\circ$  and absorber temperature 3200...3400 K, the payload mass approaches to 2 600 kg. At permissible decrease in payload mass (3...4 %) the CAS rational characteristics correspond to accuracy parameter  $\Delta\alpha = 1,3...1,5^\circ$  and heating temperature 2800...3000 K; thus requirements to the CAS and its orientation conditions to the Sun are simplified. In this case the permissible angle to the Sun tracking corresponds to 2...2,2° and can be realized rather simple by the state-of-the-art technology. The chosen CAS performances make it possible to provide ballistic efficiency of the solar upper stage with such STP up to 20% higher compared to double-staged CAS use. As compared with the single-staged STP, the payload mass increase up to 1000 kg, and exceeds modern liquid propulsion efficiency up to 1 500 kg

### Keywords

*Solar thermal propulsion, concentrator-absorber system, nonisothermal heating, solar high-temperature source of heat, geostationary orbit, upper stage*



## REFERENCES

- [1] Grilikhes V.A., Matveev V.M., Poluektov V.P. Solnechnye vysokotemperaturnye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov [Solar high-temperature thermal source for spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 248 p.
- [2] Shoji J.M., Frye P.E. Solar thermal propulsion for orbit transfer. *AIAA Paper*, 1988, no. 3171.
- [3] Kudrin O.I. Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki [Solar high-temperature spacecraft propulsion system]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 247 p.
- [4] Caveny L.H., ed. Orbit-raising and maneuvering propulsion: research status and needs. In Ser.: Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 89. New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988. 454 p. (Russ. ed.: Kosmicheskie dvigateli: sostoyanie i perspektivy. Moscow, Mir Publ., 1988. 454 p.)
- [5] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Kudrin O.I. Kosmicheskie dvigateli, ispol'zuyushchie solnechnuyu i khimicheskuyu energiyu [Spacecraft engines using solar and chemical energy]. Moscow, MAI Publ., 2016. 100 p.
- [6] Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system. *59th IAC Congress*. Glasgow, Scotland, 2008. Paper IAC-08- D1.1.01.
- [7] Akimov V.N., Arkhangel'skiy N.I., Koroteev A.S., Ku'z'min E.P. Solar propulsion system with arcjet thermal accumulator and working medium post-combustion. *Polet [Flight]*, 1999, no. 2, pp. 20–28 (in Russ.).
- [8] Koroteev A.S. Conception of solar propulsion system with arcjet thermal accumulator and working medium post-combustion. *Vestnik MAI*, 2000, vol. 7, no. 1, pp. 60–67 (in Russ.).
- [9] Scharfe D., Young M. A study of solar thermal propulsion system enhancement via thermal storage and thermal-electric conversion. *Proceedings of the 59th JANNAF Joint Subcommittee Meeting*. Colorado Springs, USA, 2010.
- [10] Finogenov S.L., Kudrin O.I. Consistency principle in solar thermal rocket engine engineering. *Sistemnyy analiz v tekhnike. Tematicheskiiy sbornik nauchnykh trudov. Vyp. 8* [System analysis in technics. Subject collection of theses]. Moscow, Vuzovskaya kniga Publ., 2005, pp. 36–80.
- [11] 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.).
- [12] Shimizu M. et al. Solar thermal thruster made of single crystal molybdenum. *Acta Astronautica*, 1997, vol. 41, no. 1, pp. 23–28.
- [13] Fiott D., Estublier D. Solar thermal propulsion. *6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation: Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century*. 2002. Versailles, France. Paper № S36.1.
- [14] Kvasnikov A.V., Kudrin O.I., Mel'nikov M.V. [Radiant and solar energy laboratory for exploration of processes in high-temperature equipment]. *Dokl. Vsesoyuz. konf. po ispol'zovaniyu solnechnoy energii* [Proc. Russ. conf. on solar energy usage]. Moscow, VNIIT Publ., 1969, pp. 297–343.
- [15] Safranovich V.F., Emdin L.M. Marshevye dvigateli kosmicheskikh apparatov. Vychor tipa i parametrov [Spacecraft cruise engines. Choice of type and parameters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 240 p.

- [16] Grossman G., Williams G. Inflatable concentrators for solar propulsion and dynamic space power. *Journal of Solar Energy Engineering*, 1990, vol. 112, pp. 229–236.
- [17] Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal survey test of the SOTV 2×3 meter off-axis inflatable concentrator. *AIAA Paper*, 2000, no. 00-1639.
- [18] Rubanovich I.M. Effect of sun tracking accuracy onto efficiency of helioplants with parabolic concentrators. *Geliotekhnika*, 1966, no. 4, pp. 44–49 (in Russ.).
- [19] Kudrin O.I., Finogenov S.L. Solar rocket engine with staged system of receiver and thermal accumulator. *Polet [Flight]*, 2000, no. 6, pp. 37–41 (in Russ.).

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

**Kolomentsev A.I.** — Cand. Sc. (Eng.), Professor of Rocket Engines Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (Volokolamskoe shosse 4, A-80, GSP-3, Moscow, 125993 Russian Federation).

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

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., Mech. Eng.], 2017, no. 2, pp. 66–83. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-66-83



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет учебное пособие авторов  
**Е.А. Власовой, В.С. Зарубина, Г.Н. Кувыркина**

**«Математические модели процессов  
теплопроводности»**

Изложены сведения, составляющие содержание раздела «Математические модели тепловых систем» курса «Математические модели технических систем». Приведены примеры решения задач, а также контрольные вопросы и задачи для самостоятельной работы студентов. Часть задач может служить основой для проведения студентами самостоятельной научно-исследовательской работы.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
+7 (499) 263-60-45  
press@bmstu.ru  
www.baumanpress.ru