

## ХАРАКТЕРИСТИКИ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ТЕПЛОВЫМ АККУМУЛЯТОРОМ И ДОЖИГАНИЕМ ВОДОРОДА

С.Л. Финогенов  
А.И. Коломенцев

sfmai2015@mail.ru  
aikolomentsev@yandex.ru

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

---

### Аннотация

Рассмотрены характеристики солнечного теплового ракетного двигателя с нагревом водорода в высокотемпературной системе концентратор-приемник-тепловой аккумулятор и его последующим дожиганием кислородом, образующим с водородом высокоэнергетическую топливную пару с большим стехиометрическим соотношением расхода компонентов. Это позволяет уменьшить размерность системы концентратор-приемник-тепловой аккумулятор и упростить ее создание на начальных этапах проектирования двигателя. Применительно к задаче многоимпульсного выведения космического аппарата с низкой опорной орбиты на геостационарную при времени полета от 20 до 90 суток в качестве фазопереходного теплоаккумулирующего материала выбран эвтектический сплав бора и кремния B<sup>\*</sup>Si. Получены зависимости массогабаритных и энергетических характеристик системы солнечный тепловой ракетный двигатель-космический аппарат для разных значений коэффициента избытка окислителя в зависимости от времени полета. Показаны области рационального использования кислорода и определены целесообразные соотношения массового расхода компонентов, обеспечивающие высокую энергомассовую эффективность транспортной операции при заданном времени ее выполнения и ограничениях на массогабаритные характеристики двигателя

### Ключевые слова

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

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

---

**Введение.** Одной из наиболее актуальных проблем современной космической отрасли является повышение экономичности межорбитальных полетов. Важное значение имеет снижение стоимости выведения полезной нагрузки (ПН) на высокие энергетические орбиты, в том числе на геостационарную орбиту (ГСО), на которой функционирует ~38 % всех запускаемых космических аппаратов (КА) различного назначения. В то же время наблюдается устойчивая мировая тенденция к наращиванию массовых и энергетических ресурсов геостационарных КА. Все это

требует разработки новых средств межорбитальной транспортировки (СМТ) с повышенной энергомассовой эффективностью. Одним из возможных путей совершенствования СМТ является использование солнечной энергии для увеличения энтальпии топлива, что обеспечивает более высокий удельный импульс солнечных тепловых ракетных двигателей (СТРкД) по сравнению с традиционными химическими двигателями.

Проблемам создания СТРкД посвящено большое число работ в России и за рубежом. Так, в США после 15-летних исследований под руководством USAF Research Laboratory стартовали две конкурирующие программы НАСА: Solar Thermal Upper Stage (STUS) и Integrated Solar Upper Stage (ISUS), направленные на создание разгонного блока с СТРкД для высокоэнергетических межорбитальных транспортных задач, включая выведение КА на ГСО [1–3]. По сравнению с химическими разгонными блоками масса ПН может быть удвоена за счет высокого удельного импульса при времени полета 30...60 суток. Два основных направления разработок СТРкД, выбранных НАСА, подразумевают как прямой нагрев водорода в системе солнечный концентратор-приемник солнечного излучения (КП) (концепция Direct Gain) [4], так и использование тепловых аккумуляторов (ТА) на основе твердых или фазопереходных теплоаккумулирующих материалов (ТАМ), заряжаемых на продолжительных пассивных участках многовитковой траектории и отдающих теплоту рабочему телу (водороду) на коротких активных участках в области апсид (концепция Storage Gain) [5]. В последнем случае появляется возможность ориентировать систему КП на Солнце для нагрева (для зарядки) ТА независимо от последующей ориентации вектора тяги двигателя по траектории полета.

В России (ГНЦ «Центр Келдыша») разработана солнечная энергодвигательная установка (СЭДУ) с графитовым ТА, нагреваемым электрической энергией штатных солнечных батарей КА, и дожиганием нагретого в ТА водорода кислородом при многократных апсидальных включениях двигателя [6]. Работы по созданию ТА с фазопереходными ТАМ, в том числе для использования в СТРкД, ведутся в НПО «Луч» [7].

В настоящей статье рассмотрены характеристики СТРкД с системой КП–ТА при использовании фазопереходных ТАМ, имеющих высокие энергетические показатели и не меняющих рабочую температуру при разряде ТА, с возможностью дожигания нагретого водорода кислородом для повышения эффективности и экономичности межорбитальных транспортных задач.

**Выбор ТАМ и окислителя для СТРкД.** Целесообразность теплового аккумулялирования с помощью фазопереходных ТАМ для космических высокотемпературных СЭДУ достаточно полно отражена в отечественных и зарубежных публикациях [8, 9]. В исследованиях, проводимых в США под руководством USAF Research Laboratory, рассматривается возможность использования для СТРкД фазопереходных ТАМ типа кремния или бора как наиболее энергоемких [5]. Отметим, что кремний при достаточно большой скрытой теплоте фазового перехода плав-

ление–кристаллизация ( $q_{пл} = 46$  кДж/моль) и высоким для неметаллов коэффициенте теплопроводности  $\lambda = 20$  Вт/(м·К) имеет сравнительно небольшую температуру плавления ( $T_{пл} = 1687$  К), а бор при  $q_{пл} = 23,6$  кДж/моль и  $T_{пл} = 2530$  К — низкий коэффициент теплопроводности  $\lambda < 10$  Вт/м·К при температурах более 1000 К, что затрудняет его эффективное использование в ТА. Поэтому в работах НПО «Луч» [7] отмечается возможность использования в ТА эвтектического сплава бора с кремнием  $B^*Si$ , имеющего высокую скрытую теплоту плавления  $q = 2540$  кДж/кг и температуру фазового перехода  $T_{пл} = 2320$  К. В работе [10] показано, что такой температурный уровень соответствует целесообразным температурам прямого нагрева рабочего тела (водорода) в СТРКД с равнотемпературным светоприемником полостного типа. Приведенные в работе [11] результаты выбора оптимальных характеристик однокомпонентного водородного СТРКД с различными фазопереходными ТА в задаче многоимпульсного выведения ПН на ГСО показывают целесообразность использования бинарной эвтектики  $B^*Si$  при времени полета от 30 до 60 суток. При этом рациональное соотношение масс солнечного зеркального концентратора и ТА, соответствующее максимуму массы доставляемого на ГСО полезного груза, составляет  $\sim 30 \dots 40$  % в окрестностях оптимума параметра точности [12] параболического зеркала  $\Delta\alpha = 0,5 \dots 0,6^\circ$ . Средняя концентрация солнечного излучения при этом достигает уровня 2000–2300 в зависимости от угловой апертуры зеркального параболического зеркала. Точность зеркала определяет требования к ориентации системы КП–ТА на Солнце и отслеживанию положения солнечного диска по траектории на режиме расплавления ТАМ. В данном случае при выбранном значении параметра  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$  точность слежения за Солнцем в динамическом режиме ориентации, при котором в светоприемник-аккумулятор поступает не менее 90 % сконцентрированной солнечной энергии, составляет  $\sim 1^\circ$ , что вполне реализуемо современными техническими средствами, например с помощью сервоприводов [8] или «гексапода», разработанного фирмой Thiokol Propulsion [4] (грубая ориентация системы КП–ТА), и использования приемников со свойствами автоподслеживания за положением фокального светового пятна (точная ориентация) [12].

При времени выведения более 60 суток целесообразным по критерию максимума выводимой массы ПН может быть использование в качестве ТАМ тугоплавкого оксида бериллия  $BeO$  с температурой плавления  $T_{пл} = 2804$  К и высокой скрытой теплотой фазового перехода  $q_{пл} = 2840$  кДж/кг. В этом случае рациональный диапазон отношения массы концентратора к массе ТА составляет 80...90 % при оптимальных значениях параметра точности  $\Delta\alpha = 0,25 \dots 0,3^\circ$ . Это развивает результаты работы [10], в которой отмечается рост оптимальной температуры нагрева водорода и уменьшение оптимального значения параметра  $\Delta\alpha$  (т. е. повышение оптимальной точности зеркала, в данном случае соответствующей средней концентрации солнечного излучения  $\sim 3000$ – $3550$ ) при увеличении полного времени орбитального перелета с прямым нагревом водорода в системе КП. Учитывая высокие требования к точности концентратора солнечного излучения,

необходимой для плавления оксида бериллия при достаточном КПД светоприемника-аккумулятора, и принимая во внимание, что обеспечение такого уровня концентрации находится на пределе возможностей современных пленочных технологий, в качестве наиболее подходящего фазопереходного ТАМ рассматривается бинарная эвтектика  $B^*Si$ .

Практическое создание СТРкД с системой КП–ТА связано с решением целого ряда сложных научных и инженерно-технических задач. Поэтому целесообразно рассмотреть возможности снижения размерности системы КП–ТА. Это оказывается возможным путем уменьшения массового расхода водорода, нагреваемого в системе КП–ТА, при его дожигании с сохранением тяги двигателя на прежнем уровне. Дожигание водорода приводит к снижению удельного импульса СТРкД при температурах водорода более 1000 К, что влечет за собой увеличение массы топлива, требуемого для выполнения полетной задачи с соответствующим изменением массы топливных баков, в зависимости от заправленной массы топлива и его плотности. Уменьшение расхода водорода с ростом коэффициента избытка окислителя приводит к нелинейному сокращению размеров солнечного концентратора и его массы, а также к уменьшению требуемой энергоемкости и массы ТА. Окончательный баланс масс КА с СТРкД определяет массу выводимого полезного груза. Поэтому представляет практический интерес выбор соотношений массовых расходов компонентов топлива, значения которых находятся правее экстремума массы ПН, как функции коэффициента избытка окислителя, что обеспечивает меньшую массу и габаритные размеры системы КП–ТА для выбранного времени полета.

Для дожигания нагретого в ТА водорода целесообразно использование окислителей, образующих с водородом высокоэнергетические топливные пары с большим стехиометрическим соотношением массовых расходов компонентов  $K_{mo}$ , в частности кислорода ( $K_{mo} = 7,94$ ) или фтора ( $K_{mo} = 18,86$ ). В настоящей статье рассмотрена возможность дожигания водорода кислородом. Использование в качестве окислителя пероксида водорода ( $K_{mo} = 12,09$ ), как показано в работе [13], обеспечивает меньшую энергомассовую эффективность КА с СТРкД. Результаты анализа [13] показали, что в случае прямого (без ТА) нагрева водорода в системе КП и его последующего дожигания энергомассовая эффективность солнечного разгонного блока значительно превышает современные химические СМТ. По сравнению с однокомпонентным СТРкД размеры солнечного концентратора значительно сокращаются. При этом объем топливных баков существенно уменьшается, что позволяет использовать штатные головные обтекатели для размещения солнечного разгонного блока с ПН на ракете-носителе (РН).

**Характеристики СТРкД с ТА и дожиганием водорода кислородом.** Рассматривается задача выведения КА на ГСО с помощью СТРкД с системой КП–ТА и дожиганием нагретого в ТА водорода холодным окислителем — кислородом. Масса КА (разгонного блока с ПН) на низкой опорной орбите (НОО)

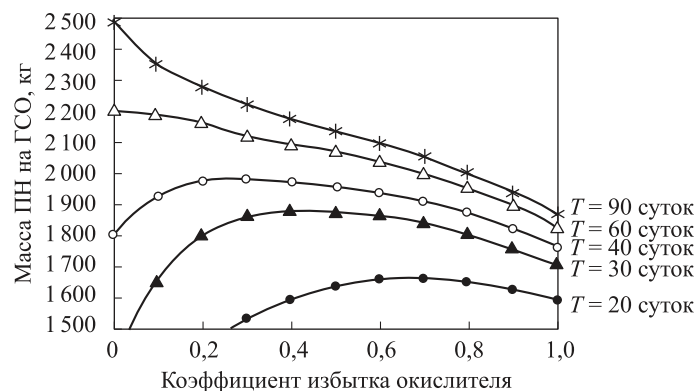
с наклоном  $51,6^\circ$  принята равной 8000 кг, что соответствует условиям выведения РН «Союз–2.1.б» при запуске с космодрома Байконур. Предполагается использование легкого тонкопленочного параболоидного концентратора солнечного излучения надувного типа. Подобные конструктивно-технологические и материаловедческие решения разработаны фирмами Thiokol Propulsion и SRS Technologies (США) для проекта солнечного межорбитального буксира Solar Orbital Transfer Vehicle (SOTV). При этом экспериментальные исследования натурального демонстратора подобной зеркальной системы TSC-6 (FSC-1), проведенные по программе НАСА Shooting Star для отработки наиболее критичных систем СТРкД, показали возможность получения концентрации более 3000, что достаточно для требуемого высокотемпературного нагрева светоприемника-аккумулятора [4, 14].

Время каждого включения СТРкД в области аперид, соответствующее разряду ТА (полному затвердеванию ТАМ), принимается 10 мин как рациональное и выбирается из условия ограничения траекторной угловой дальности каждого активного участка, при котором гравитационные потери скорости еще относительно невелики [15]. Меньшее время разряда ТА приводит к пропорциональному увеличению требуемой силы тяги и секундного расхода водорода, для обеспечения необходимого полного импульса тяги на каждом витке при фиксированном общем времени полета. Это увеличивает теплонапряженность рабочего процесса в аккумуляторе, ухудшает его гидравлические характеристики и усложняет конструкцию ТА. Окончательный выбор времени разряда ТА может осуществляться на более низком иерархическом уровне математической модели при рассмотрении конкретной схемы аккумулятора и определении его теплофизических и гидравлических характеристик, обеспечивающих нагрев требуемого расхода водорода, проходящего через теплообменные каналы аккумулятора.

Будем оценивать эффективность системы СТРкД–КА в обратной постановке проектно-баллистической задачи (с известной стартовой массой КА на низкой опорной орбите), рассматривая в качестве критерия эффективности операции максимум массы полезной нагрузки, выводимой на ГСО за время  $T_v = 20 \dots 90$  суток. Меньшее время приводит к существенному падению энергобаллистической эффективности КА с СТРкД, а большее — характеризуется асимптотическим приростом массы ПН и необходимостью использования активных средств захлаживания криогенных компонентов. Масса ПН рассчитывается как разность между конечной массой КА на орбите назначения и сухой массой солнечной двигательной установки (СДУ) за вычетом массы элементов конструкции и системы управления (последняя может размещаться на ПН). В состав СДУ входят собственно СТРкД с системой КП–ТА и топливные баки с агрегатами пневмогидросистемы и автоматики. На исходной НОО заправленная СДУ включает в себя рабочий запас топлива для выведения на ГСО с учетом потерь на испарение за время полета и газ для наддува баков. Потери на испарение рассчитываются исходя из теплопритока в баки переохлажденных крио-

генных компонентов на уровне  $1,5 \text{ Вт/м}^2$  и использования захолаживания путем дренажа через систему термодинамических сопел с последующим накоплением газообразного компонента в ресиверах высокого давления (3...5 МПа), откуда водород периодически подается для нагрева в ТА и затем в камеру дожигания для создания тяги на апсидальных траекторных участках. Указанные массовые характеристики КА рассчитываются с использованием известных регрессионных зависимостей, полученных на основе статистической информации [16].

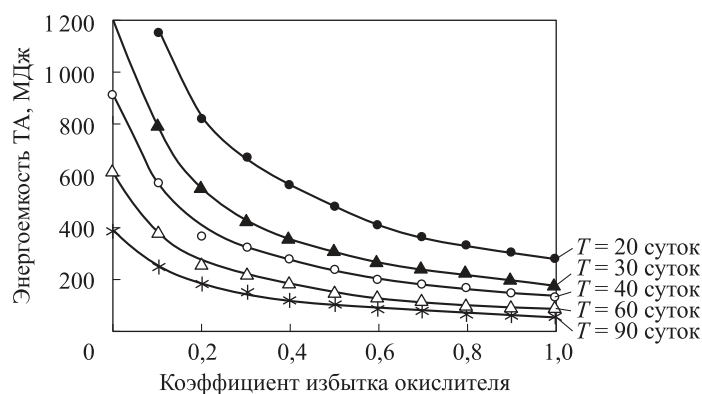
Результаты исследования показали, что оптимальные значения релевантных параметров системы КП–ТА соответствуют случаю водородного СТРКД с ТА без дожигания. Зависимости массы полезной нагрузки  $M_{\text{ПН}}$ , рассчитанной при этих оптимальных параметрах, от коэффициента избытка окислителя  $M_{\text{ПН}} = f(\alpha)$  для времени выведения на ГСО от 20 до 90 суток приведены на рис. 1.



**Рис. 1.** Зависимость массы ПН от коэффициента избытка окислителя (кислорода) для разного времени выведения на ГСО при использовании в качестве ТАМ эвтектики В\*Si

Видно, что при  $T_{\text{в}} > 60$  суток более целесообразен однокомпонентный СТРКД. Для времени  $T_{\text{в}} = 60$  суток выгодно дожигание при  $\alpha = 0,1$ , поскольку при незначительном (менее 0,5 %) уменьшении массы ПН здесь существенно сокращается размерность системы КП–ТА. Для меньшего времени выведения целесообразно дожигание водорода при больших значениях коэффициента избытка окислителя, оптимальные значения которого возрастают по мере сокращения времени полета. Так, при  $T_{\text{в}} = 40$  суток наблюдается оптимум в области  $\alpha_{\text{opt}} = 0,3$ , а для маневра 20 суток —  $\alpha_{\text{opt}} = 0,7$ . Максимально возможная масса ПН при времени полета 20 суток снижается на 33 % по сравнению с трехмесячным маневром и составляет ~1660 кг, что значительно больше по сравнению с традиционными химическими СМТ (масса ПН на ГСО в рассматриваемой задаче при использовании разгонного блока «Фрегат» ~1060 кг [6]).

Дожигание водорода целесообразно не только для повышения массы ПН, но и для уменьшения размерности системы КП–ТА как одной из приоритетных задач. На рис. 2 показаны зависимости требуемой энергоемкости ТА, определяю-



**Рис. 2.** Зависимость энергоёмкости ТА от коэффициента избытка окислителя (кислорода) при различном времени выведения КА на ГСО

щей его массогабаритные характеристики, от коэффициента избытка окислителя при различной продолжительности полета. Время накопления энергии в ТА, определяющее число пассивных орбитальных витков перед каждым включением двигателя, рассчитывалось с учетом максимального абсолютного времени пребывания КА в тени Земли, меняющегося в зависимости от фокального параметра каждой новой переходной орбиты [8]. Так, на начальных этапах выведения требуется не менее двух орбитальных витков для полного расплавления ТАМ при выбранном оптимальном соотношении масс системы КП–ТА. По мере увеличения высоты апогея для заряда ТА оказывается достаточным один траекторный оборот КА с учетом текущего затенения орбиты.

Как следует из рис. 2, при выборе коэффициента избытка окислителя  $\alpha = 0,1$  требуемая энергоёмкость аккумулятора  $Q_a$  снижается в 1,6 раза, а в случае  $\alpha = 0,3$  — в 2,75 раза по сравнению с однокомпонентным СТРКД, что справедливо для любого времени полета. Это приводит к существенному снижению массы и габаритных размеров ТА и упрощает его практическую разработку и функционирование, особенно на режимах прогрева и плавления ТАМ, учитывая его сравнительно невысокий коэффициент теплопроводности  $\lambda$ . Для улучшения эффективной теплопроводности ТАМ в работе [8] отмечается возможность использования теплопроводящих ребер или металлического порошка, что увеличивает общую массу ТА.

Полная масса ТА определялась с учетом массы собственно ТАМ, контейнера с разрядными каналами для нагрева водорода и высокотемпературной многослойной теплоизоляции на основе пирографита в сочетании с графитовым и циркониевым войлоком [17] при допущении 20 % тепловых потерь, что удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными [8]. Удельная энергоёмкость ТА при этом была с большим «запасом» принята равной 1,02 МДж/кг, когда масса конструкции аккумулятора с теплоизоляцией и системой предотвращения лучистых потерь из его входной апертуры составляет до 100 % массы ТАМ. Следует отметить, что, как показано в [17], масса теплоизоляции

при оптимизации ее толщины и допустимых тепловых потерях может быть значительно снижена до уровня, обеспечивающего удельную энергоемкость ТА не менее 1,5...1,7 МДж/кг, что приводит к уменьшению на 40 % полной массы аккумулятора. Эти величины могут быть использованы для оценки предельных возможностей СТРкД с более легким ТА, выполненным на основе эвтектики В\*Si. В общем случае здесь необходима дополнительная оптимизация характеристик двигателя в составе КА.

В качестве дальнейшего развития настоящих исследований целесообразно рассмотреть комбинированную систему теплового аккумулирования, включающую в себя твердую (например, графитовую) матрицу и расположенный в ней фазопереходный ТАМ, с возможностью использования как энергии фазового перехода, так и энергии, запасаемой теплоемкостью матрицы и кристаллизующимся ТАМ при его охлаждении на 300...400 К [17]. В работе [11] отмечена возможность использования теплоемкости перегретого расплава ТАМ. Удельная энергоемкость такой комбинированной системы может достигать 2,5 МДж/кг и более при некотором снижении среднего удельного импульса двигателя ввиду неизотермичности теплового разряда. Это показывает перспективы повышения баллистической эффективности КА с СТРкД при решении высокоэнергетических полетных задач.

Проведенное в соответствии с [8, 18] одномерное моделирование нестационарных тепловых процессов на режимах плавления и кристаллизации ТАМ показало, что в случае дожигания водорода возможно конструктивное и технологическое выполнение ТА с габаритными размерами, вполне соответствующими его размещению внутри светоприемника как единого сборочного узла. При последующей углубленной проработке ТА на этапе технического предложения следует использовать нестационарную двухмерную теплогидравлическую модель, в частности, разработанную в НПО «Луч» [7], позволяющую более детально исследовать процессы плавления и кристаллизации ТАМ с учетом изменения его объема при фазовых переходах.

В СТРкД с ТА возможно использование простой соосной схемы системы КП [5, 8], поскольку она может автономно ориентироваться на Солнце независимо от включения двигателя. Этим он отличается от простого СТРкД без ТА, для которого может быть более целесообразна внеосевая (например, двухконцентраторная) схема с двумя одинаковыми концентраторами, разнесенными относительно продольной оси КА [1–3]. Как следует из рис. 3, при увеличении коэффициента избытка окислителя условный диаметр концентратора  $D_k$  (определяющий полную площадь захваченной лучистой энергии Солнца) заметно уменьшается. Так, например, в интервале от  $\alpha = 0$  до  $\alpha = 0,1$  уменьшение диаметра составляет 20 %, а при  $\alpha = 0,5$   $D_k$  диаметр уменьшается вдвое по сравнению с однокомпонентным СТРкД вне зависимости от времени выведения. Условный диаметр  $D_k$  определяется общей отражающей поверхностью, собирающей падающие на нее солнечные лучи в фокальное световое пятно и опре-



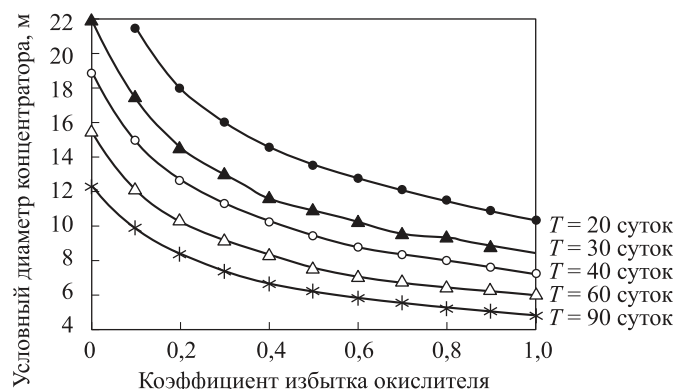


Рис. 3. Зависимость условного диаметра концентратора от коэффициента избытка окислителя (кислорода) и времени выведения на ГСО

деляющей, таким образом, полную мощность, подаваемую на вход в светоприемник; при этом абсолютные размеры концентратора обратно пропорциональны времени полета.

Рассмотрим совместно зависимости массы ПН и условного диаметра зеркала, построенные в координатах  $\{M_{\text{ПН}}; D_{\text{к}}\}$ , при изменении коэффициента избытка окислителя от нуля до единицы, справа налево, с шагом  $h(\alpha) = 0,1$  для разного времени полета (рис. 4). Выбор рационального значения  $\alpha$  следует проводить методом «уступок», основанным на компромиссе между улучшением одного показателя при допустимом ухудшении другого. Задаваясь допустимым проигрышем в массе ПН при выборе  $\alpha > \alpha_{\text{орт}}$ , можно определить наименьшие возможные значения условного диаметра концентратора  $D_{\text{к}}$  для заданного времени  $T_{\text{в}}$ . Как следует из рис. 4, при большой продолжительности полета (90 суток) возможно дожигание водорода при условии  $\alpha = 0,1$ , когда масса ПН снижается

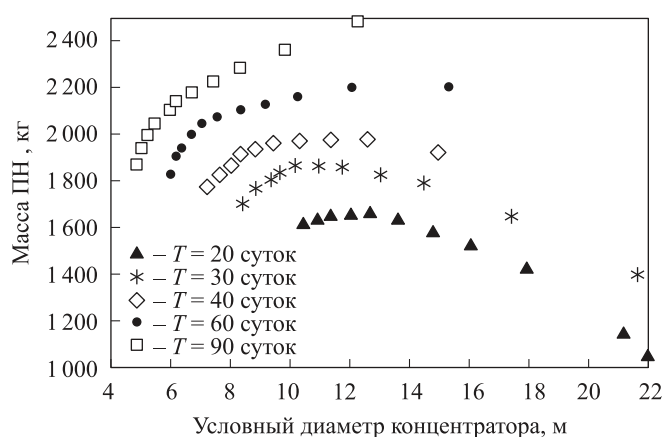


Рис. 4. Масса ПН и условный диаметр концентратора для различного времени выведения на ГСО при дожигании водорода кислородом (справа налево по приведенным точкам — рост коэффициента избытка окислителя от 0 до 1 с шагом  $h(\alpha) = 0,1$ )

на 5 % (на 130 кг) при уменьшении условного диаметра концентратора на 20 % (с 12 до 9,8 м). Дальнейший рост коэффициента  $\alpha$  здесь сопровождается существенным уменьшением массы ПН.

Для времени  $T_b = 60$  суток при 5 %-ном проигрыше в массе ПН (при  $\alpha = 0,4$ ) диаметр зеркала может быть уменьшен на 45 %. Для времени выведения 40, 30 и 20 суток соответствующие допустимые уменьшения размеров концентратора составляют 36, 15 и 13 %. При этом вследствие смещения линии максимумов массы ПН вправо нижние границы допустимых значений  $D_k$  сдвигаются в ту же сторону при уменьшении времени  $T_b$  и, соответственно, не могут быть меньше 8; 8,8 и 10,4 м.

**Сравнение эффективности использования СТРкД и альтернативных средств межорбитальной транспортировки.** При сравнении рассматриваемого двигателя и СТРкД без ТА (схема с «прямым» нагревом водорода в системе КП) можно отметить, что последний имеет значительно большие размеры концентратора, увеличивающиеся при уменьшении времени  $T_b$  [10]. Дожигание водорода в этом случае [13] приводит, кроме уменьшения габаритных размеров зеркала, к снижению массы ПН. Поэтому для корректного сравнения этих двух типов двигателей (при максимальной полезной массе КА) следует рассматривать СТРкД без ТА в однокомпонентном варианте. Отметим, что при сопоставимой энергомассовой эффективности (в случае неравнотемпературной системы КП с неоднородным нагревом газа как целесообразной для СТРкД без ТА [19]) и одинаковом времени выполнения рассмотренной задачи разность в габаритных размерах концентратора составляет 2–5 раз для времени полета от 60 до 20 суток. При этом следует учитывать меньшую оптимальную точность концентратора СТРкД без ТА в случае использования энергетически выгодной неравнотемпературной системы КП, причем оптимальный параметр  $\Delta\alpha_{opt}$  возрастает при сокращении времени полета [10, 19]. Отметим также, что однокомпонентный СТРкД с прямым нагревом водорода в системе КП является более простым двигателем с меньшим числом подсистем и не требует разработки такого достаточно сложного и теплонапряженного элемента, как фазопереходный ТА.

В настоящее время в России и за рубежом изучается возможность доставки КА на ГСО с помощью комбинированных СМТ на основе двигателей большой и малой тяги (схема с довыведением), что позволяет существенно повысить их энергомассовую эффективность по сравнению с химическими разгонными блоками при меньшем по сравнению с чисто электроракетным полетом времени выведения. Так, например, в рассматриваемой задаче комбинированная космическая ступень РН «Союз-2-1.6» на основе разгонного блока «Фрегат» и электроракетной двигательной установки, включающей в себя двигателя СПД-140Д, способна вывести на ГСО ПН 1680...2100 кг за время 60...120 суток [20]. Для одинакового времени  $T_b = 60$  суток выигрыш в массе ПН при использовании кислород-водородного СТРкД с ТА (при  $\alpha = 0,1$ ) составляет ~510 кг. В случае СТРкД с легким ТА это преимущество возрастает до 650 кг.

Сравнение разработанной в ГНЦ «Центр Келдыша» многофункциональной СЭДУ с графитовым ТА, нагреваемым до 1500...2200 К электрической энергией от штатных солнечных батарей КА и дожиганием водорода кислородом [6], и СТРкД с фазопереходным ТАМ на основе эвтектики В\*Si при времени выведения на ГСО 60 суток (когда может быть выгодно дожигание кислородом) и прочих равных условиях показывает более высокую эффективность последнего. Разность в массах ПН составляет ~110 кг в зависимости от мощности бортовых СБ, входящих в состав КА, ограниченной 10...15 кВт. Для случая СТРкД с легким ТА преимущество в массе ПН возрастает. Однако необходимо отметить, что в отличие от системы КП–ТА как источника мощности для СТРкД солнечные батареи являются функциональной частью полезного груза и не требуют точной системы ориентации на Солнце при зарядке ТА, что упрощает создание и функционирование СЭДУ.

Дожи́гание водоро́да в СТРкД позволяет существенно уменьшить габаритные размеры топливных баков разгонного блока, что упрощает его размещение в штатном головном обтекателе (ГО) ракеты космического назначения. Так, в случае однокомпонентного СТРкД объем бака водорода составляет ~60 м<sup>3</sup>, что в сочетании с размерами стационарных спутников массой 2...2,5 т потребует использования ГО типа «14С737» производства НПО имени С.А. Лавочкина длиной 10,4 м и объемом ~110 м<sup>3</sup>, либо ГО типа «СТ» длиной 11,4 м и объемом ~150 м<sup>3</sup>, адаптированного для РН «Союз-2-1.6». В результате дожигания резко уменьшается объем топливных баков, который, например, в случае кислород-водородной СДУ составляет ~20...40 м<sup>3</sup> при  $\alpha = 0,4-0,1$ , что позволяет использовать штатный обтекатель типа «РБФ 1.750» длиной 8,45 м и объемом ~90 м<sup>3</sup>.

Отметим, что масса ПН, выводимая на ГСО с помощью кислород-водородных СТРкД с фазопереходным ТА, в рассмотренной задаче с использованием РН среднего класса «Союз-2-1.6» близка к массе геостационарных КА, выводимых более мощной РН «Зенит-3SL» с жидкостным разгонным блоком «ДМ-SL» при старте с экватора (возможная масса КА на ГСО до 2,3...2,6 т), или тяжелым носителем серии «Протон» с жидкостным разгонным блоком типа «ДМ-3» или «Бриз-М» при запуске с космодрома Байконур (масса КА на ГСО 2,6...3,2 т). Это позволяет снизить удельную стоимость выведения стационарных спутников вдвое и, по оценкам [6], может составлять ~15 тыс. долларов США за килограмм.

**Заключение.** Рассмотрен СТРкД с системой КП–ТА и дожиганием нагретого водорода кислородом, образующим с водородом высокоэнергетическую топливную пару с большим стехиометрическим соотношением массовых расходов компонентов. Это позволяет существенно уменьшить массу и размеры системы КП–ТА как наиболее критичного узла двигателя для упрощения его практической реализации. Показана целесообразность использования бинарной эвтектики В\*Si в качестве фазопереходного ТАМ, теплофизические свойства которого достаточны для использования в составе СТРкД с равнотемпературным светоприемником при выполнении задач межорбитальной транспортировки на ГСО в течение 20...90 суток. В качестве основных релевантных параметров дви-

гателя выбраны соотношение масс концентратора и ТА (оптимальное значение, по критерию максимума массы ПН, соответствует 35 %), а также параметр точности зеркала  $\Delta\alpha$  (оптимальное значение  $\Delta\alpha = 0,5^\circ$ ). Выбранный параметр  $\Delta\alpha$  соответствует средней концентрации 2000–2300, которая в настоящее время может быть реализована с использованием современных тонкопленочных технологий, разработанных по программам НАСА и ВВС США для солнечных межорбитальных буксиров.

Показаны характеристики СТРкД с ТА в составе КА при использовании кислорода в качестве окислителя. Рассмотрены зависимости массы ПН на ГСО от времени выведения и соотношения массовых расходов компонентов при оптимальных релевантных параметрах системы КП–ТА. Полученные результаты демонстрируют целесообразность дожигания водорода при времени полета от 20 до 60 суток, причем рациональные значения коэффициента избытка окислителя возрастают при уменьшении продолжительности орбитального маневра.

Для времени выведения 60 суток выгодно дожигание нагретого водорода кислородом при малых значениях  $\alpha = 0,1$ . Соответствующее уменьшение размеров зеркала и энергоемкости ТА составляет 20 и 37 %. При более продолжительных маневрах для выведения наибольшего полезного груза более рационален однокомпонентный двигатель.

По сравнению с однокомпонентным СТРкД с ТА использование кислорода при стехиометрическом дожигании позволяет уменьшить размеры солнечного концентратора и энергоемкость ТА в 2,5 и 6,5 раза для любого времени полета. Для окончательного выбора коэффициента избытка окислителя следует дополнительно учитывать вопросы длительного хранения криогенных компонентов и термохимической защиты стенок камеры дожигания.

Тепловое аккумулирование солнечной энергии в сочетании с дожиганием водорода позволяет при сопоставимых в ряде случаев значениях массы ПН и одинаковом времени полета уменьшить размеры солнечного концентратора в 2–5 раз по сравнению с СТРкД с прямым нагревом водорода в системе КП. Выигрыш в габаритных размерах зеркал увеличивается по мере уменьшения времени полета.

Энергомассовая эффективность КА с рассмотренным СТРкД может превышать таковую для жидкостных разгонных блоков почти в 2 раза в зависимости от времени полета. Выигрыш в массе полезного груза по отношению к альтернативным перспективным СМТ при одинаковом времени выведения составляет от 110...170 кг до 510 кг для случая тяжелого ТА (с удельной энергоемкостью 1,02 МДж/кг) и может превышать 250...650 кг при легком аккумуляторе с удельной энергоемкостью до 1,7 МДж/кг. Окончательный выбор типа окислителя и соотношения расходов компонентов для СТРкД, как и выбор ТАМ, следует проводить с учетом указанных обстоятельств.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Frye P.E., Kennedy F.G.* Reusable orbital transfer vehicles (ROTV) applications of an integrated solar upper stage (ISUS) // *Journal of Propulsion and Power*. 1998. Vol. 14. No. 6. P. 1059–1064. DOI: 10.2514/2.5374
2. *Hawk C.W., Adams A.M.* Conceptual design of a solar thermal upper stage (STUS) flight experiment // 31st Joint Propulsion Conf. and Exhibit. 1995. AIAA Paper no. 95–2842. DOI: 10.2514/6.1995-2842
3. *Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C.* Development of a solar thermal thrusters system // 59th IAC Congress. 2008. Paper IAC-08-D1.1.01.
4. *Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M.* Solar thermal propulsion IHPRPT demonstration program status // 37th Joint Propulsion Conf. and Exhibit. 2001. AIAA Paper no. 2001–3735. DOI: 10.2514/6.2001-3735
5. *Gilpin M.R., Scharfe D.B., Young M.P., Webb R.* Experimental investigation of latent heat thermal energy storage for bi-modal solar thermal propulsion // 12th Int. Energy Conversion Engineering Conf. 2014. AIAA Paper no. 2014–3832. DOI: 10.2514/6.2014-3832
6. *Koroteev A.S., et al.* Kick stages with solar heat propulsion systems for increase of middle-class Soyuz launchers competitiveness // *Proc. of the 6th Int. Symp. on Propulsion for Space Transportation*. 2002. Paper no. S36.2.
7. *Федик И.И., Попов Е.Б.* Двигательно-энергетическая установка на солнечных тепловых аккумуляторах // *Сборник научных докладов III Международного совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте*. М.: ИМАШ РАН, 2002. С. 282–292.
8. *Гриликес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П.* Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
9. *Федик И.И., Степанов В.С., Якубов В.Я.* Аккумуляторы электрической и тепловой энергии на основе фазовых переходов // *Сборник научных докладов II Международного совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте*. М.: ИМАШ РАН, 2001. С. 17–25.
10. *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.
11. *Финогенов С.Л., Коломенцев А.И.* Выбор теплоаккумулирующего материала для солнечного теплового ракетного двигателя // *Сибирский журнал науки и технологий*. 2016. Т. 17. № 1. С. 161–169.
12. *Кудрин О.И.* Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. М.: Машиностроение, 1987. 247 с.
13. *Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Кудрин О.И.* Использование различных окислителей для дожигания водорода, нагреваемого в ракетном двигателе за счет солнечной энергии // *Сибирский журнал науки и технологий*. 2015. Т. 16. № 3. С. 680–689.
14. *Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K.* Modal survey test of the SOTV 2×3 meter off-axis inflatable concentrator // 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. and Exhibit. 2000. AIAA Paper No. 00–1639. DOI: 10.2514/6.2000-1639
15. *Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Константинов М.С.* Характеристики космического аппарата с солнечным тепловым ракетным двигателем // *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*. 2017. № 2 (73). С. 62–69.

16. Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.
17. Левенберг В.Д. Энергетические установки без топлива. Л.: Судостроение, 1987. 104 с.
18. Левенберг В.Д., Ткач М.П., Гольстрем В.А. Аккумуляция тепла. Киев: Техніка, 1991. 112 с.
19. 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
20. Белик А.А., Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Обухов В.А. Анализ проектно-баллистических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей среднего класса // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 4 (81). С. 17–21.

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

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

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

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

**PERFORMANCE OF A SOLAR THERMAL PROPULSION FEATURING LATENT HEAT STORAGE AND SUBSEQUENT HYDROGEN BURNING**

S.L. Finogenov

sfmai2015@mail.ru

A.I. Kolomentsev

aikolomentsev@yandex.ru

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

**Abstract**

The study deals with performance of solar thermal propulsion featuring hydrogen heating in a high-temperature system consisting of a concentrator, a sunlight absorber and latent heat storage, and subsequent hydrogen burning in oxygen. Oxygen and hydrogen form a high-energy fuel-oxidant system with a high stoichiometric oxidiser-to-fuel ratio. This makes it possible to make the system, which consists of a concentrator, a sunlight absorber and latent heat storage, more compact and simplify its design during initial stages of engine development.

**Keywords**

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

Considering the problem of a multi-burn spacecraft transfer from a low Earth orbit into a geostationary one with the mission lasting from 20 to 90 days, we selected a boron and silicon eutectic alloy B\*Si for our phase-change heat storage material. We plotted mass, size and performance characteristics of the system consisting of solar thermal propulsion and spacecraft as functions of mission time, for various oxidizer-to-fuel ratios. We show the zones of rational oxygen consumption and determine feasible component mass flow ratios that ensure high efficiency of the transportation operation in terms of mass and performance when mission time is fixed and engine size and mass are limited

Received 19.12.2017  
© BMSTU, 2018

---

## REFERENCES

- [1] Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable orbital transfer vehicles (ROTV) applications of an integrated solar Upper stage (ISUS). *Journal of Propulsion and Power*, 1998, vol. 14, no. 6, pp. 1059–1064. DOI: 10.2514/2.5374
- [2] Hawk C.W., Adams A.M. Conceptual design of a solar thermal upper stage (STUS) flight experiment. *31st Joint Propulsion Conf. and Exhibit*, 1995, AIAA Paper no. 95–2842. DOI: 10.2514/6.1995-2842
- [3] Leenders H.C.M., Zandbergen B.T.C. Development of a solar thermal thrusters system. *59th IAC Congress*. 2008. Paper IAC-08-D1.1.01.
- [4] Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M. Solar thermal propulsion IHPRT demonstration program status. *37th Joint Propulsion Conf. and Exhibit*, 2001, AIAA Paper no. 2001–3735. DOI: 10.2514/6.2001-3735
- [5] Gilpin M.R., Scharfe D.B., Young M.P., Webb R. Experimental investigation of latent heat thermal energy storage for bi-modal solar thermal propulsion. *12th Int. Energy Conversion Engineering Conf.*, 2014, AIAA Paper, no. 2014–3832. DOI: 10.2514/6.2014-3832
- [6] Koroteev A.S., et al. Kick stages with solar heat propulsion systems for increase of middle-class Soyuz launchers competitiveness. *Proc. of the 6th Int. Symp. on Propulsion for Space Transportation*, 2002. Paper no. S36.2.
- [7] Fedik I.I., Popov E.B. [Power-propulsion plant based on solar thermal storage]. *Sbornik nauchnykh dokladov III Mezhdunar. soveshchaniya po problemam energoakkumulirovaniya i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. III Int. Conf. on Problems of Energy Storage and Ecology in Mechanical Engineering, Energetic and Transport]. Moscow, IMASH RAS Publ., 2002. P. 282–292.
- [8] Grilikhes V.A., Matveev V.M., Poluektov V.P. Solnechnye vysokotemperaturnye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov [Solar high-temperature heat sources for space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975. 248 p.
- [9] Fedik I.I., Stepanov V.S., Yakubov V.Ya. Accumulators of electrical and thermal energy based on phase transitions. *Sb. nauch. dokladov II Mezhdunar. soveshchaniya po problemam energoakkumulirovaniya i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. II Int. Conf. on Problems of Energy Storage and Ecology in Mechanical Engineering, Energetic and Transport]. Moscow, IMASH RAS Publ., 2001. P. 17–25.
- [10] 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.).

- [11] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. The choice of heat-accumulating materials for solar thermal propulsion. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii* [Scientific Journal of Science and Technology], 2016, vol. 17, no. 1, pp. 161–169 (in Russ.).
- [12] Kudrin O.I. Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki [Solar high-temperature space power plants]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 247 p.
- [13] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Kudrin O.I. Use of different oxidizers for afterburning of hydrogen heated by solar energy in rocket engine. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii* [Scientific Journal of Science and Technology], 2015, vol. 16, no. 3, pp. 680–689 (in Russ.).
- [14] Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal survey test of the SOTV 2×3 meter off-axis inflatable concentrator. *41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. and Exhibit*, 2000, AIAA Paper no. 00–1639. DOI: 10.2514/6.2000-1639
- [15] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Konstantinov M.S. Performances of spacecraft with solar thermal propulsion. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva* [Vestnik of KNRTU n. a. A.N. Tupolev], 2017, no. 2 (73), pp. 62–69 (in Russ.).
- [16] Safranovich V.F., Emdin L.M. Marshevye dvigateli kosmicheskikh apparatov. Vybor tipa i parametrov [Sustainer engines for space vehicles. Choice of type and parameters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980. 240 p.
- [17] Levenberg V.D. Energeticheskie ustanovki bez topliva [Power plants without fuel]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1987. 104 p.
- [18] Levenberg V.D., Tkach M.P., Gol'strem V.A. Accumulirovanie tepla. [Heat accumulating]. Kiev, Tehnika Publ., 1991. 112 p.
- [19] Finogenov C.L., Kolomentsev A.I. Nonisothermal concentrator-absorber system performances for solar thermal propulsion. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 2, pp. 66–83 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-66-83
- [20] Belik A.A., Egorov Yu.G., Kul'kov V.M., Obukhov V.A. Combined schemes of insertion of spacecrafts into GEO using middle-class launchers design-ballistic analysis. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technic and Technology], 2011, no. 4 (81), pp. 17–21 (in Russ.).

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

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

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

Finogenov S.L., Kolomentsev A.I. Performance of a Solar Thermal Propulsion Featuring Latent Heat Storage and Subsequent Hydrogen Burning. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 4, pp. 55–70 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-4-55-70