

Перспективы использования двигательных установок на основе мгновенного испарения в ракетно-космической технике

© П.М. Бечаснов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрена возможность применения двигательных установок на основе эффекта мгновенного испарения (паровых ракет) в качестве простейшего двигателя большой тяги или источника горячего пара с самонаддувом. На основе термодинамического анализа на примере воды как рабочего тела оценены показатели эффективности паровых ракет. Результаты анализа показывают, что паровые ракеты на воде не уступают газореактивным двигательным установкам, будучи способны достичь удельного импульса порядка 700 м/с при массовой энергоотдаче на уровне до 600 м/с. При этом паровые ракеты занимают вдвое меньший объем, чем газореактивные двигательные установки, и являются единственными двигателями большой тяги, обеспечивающими полную безопасность до начала подготовки к запуску. Это дает возможность использовать паровые ракеты для маневрирования космических аппаратов, в транспортных операциях по пилотируемой программе, в газогенераторах ракет-носителей и т. д.

Ключевые слова: паровая ракета, двигатель космического аппарата, двигатель большой тяги, пилотируемая программа

Введение. В настоящее время для космических аппаратов (КА), в том числе малых, разработано и эксплуатируется много разных вариантов двигательных установок (ДУ), но подавляющее большинство конструкций относится к двигателям малой тяги. Однако такая тяга затягивает выполнение даже низкоэнергичных маневров, усложняет системы управления и делает невыполнимым ряд задач. Так, контролируемое сведение с орбиты, посадка на небесные тела и взлет с них неосуществимы с малой тягой.

Простейшим, наиболее дешевым и безопасным вариантом двигателя большой тяги для КА, но тем не менее обеспечивающим энергетику на уровне газореактивных двигательных установок, является двигатель на основе эффекта мгновенного испарения, обычно называемый паровой ракетой. Однако для его использования в условиях космического пространства не определены достижимые показатели эффективности, что не позволяет обоснованно сравнивать этот двигатель с более отработанными решениями, чтобы указать области его применения.

Цель данной работы — определить и обосновать перспективы применения двигателя данного типа по сравнению с известными альтернативами.

Для того чтобы достичь этой цели, необходимо решить следующие задачи: с помощью термодинамического анализа определить

достижимый удельный импульс паровых ракет, с использованием прочностных расчетов по безмоментной теории оболочек определить массу бака рабочего тела и оценить массовую энергоотдачу (отношение полного импульса тяги, создаваемого содержимым заправленного бака, к его начальной массе) паровых ракет, а также сравнить полученные показатели с существующими решениями и определить, для решения каких задач рационально использовать паровые ракеты.

Принцип действия паровой ракеты и ее исследования. Паровая ракета — вариант ракетного двигателя, использующий для создания тяги энергию перегретой жидкости. Жидкость в баке высокого давления нагревается электронагревателем, что приводит к повышению ее температуры и давления насыщенных паров.

После открытия выхода из бака струя жидкости истекает из него, быстро испаряясь при давлении, пониженном по сравнению с давлением в баке. Кипение приводит к дроблению капель, а пар занимает подавляющую часть объема сопла, так что истечение по сути является газовым с наличием конденсированной фазы (несмотря на то, что массовая доля пара не превосходит нескольких десятков процентов). При этом давление насыщенного пара в противоположной части бака вытесняет жидкость в сопло, а ее кипение поддерживает давление пара, так что двигатель работает при почти постоянном давлении.

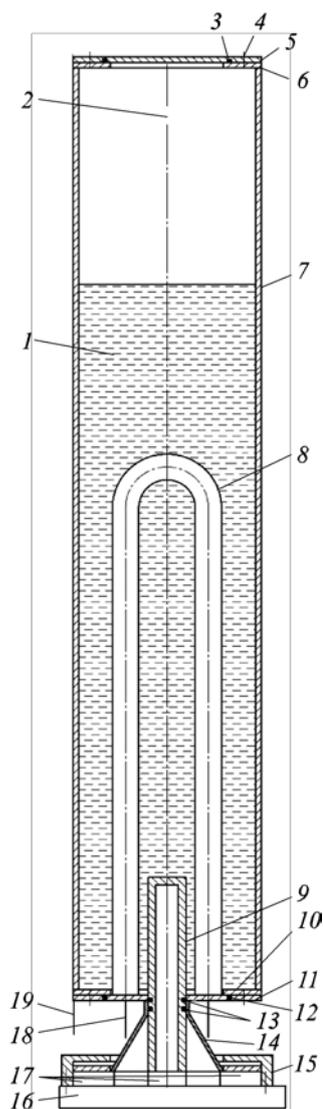


Рис. 1. Схема парового двигателя для ракеты наземного старта, установленной на стартовом столе:

1 — вода (или 2...5%-ный раствор спирта); 2 — воздушная подушка; 3 — уплотнение; 4 — приварные шпильки; 5 — переднее днище; 6 — передний фланец; 7 — стальная труда; 8 — ТЭН (1,6...2 кВт); 9 — направляющая пробка; 10 — сопловый фланец; 11 — сопловое днище; 12 — уплотнение; 13 — пусковое уплотнение; 14 — предохранители; 15 — сопло; 16 — стартовый стол; 17 — пусковые магниты; 18 — питание ТЭН (на розетку КО); 19 — провод термопары (на розетку КО)

Наиболее распространены работы с использованием воды в качестве рабочего тела: ракета Aquarius (Берлинский университет, Германия) [1], EcoRocket (румынская компания ARCA) [2] и пр. При температуре 200...250 °С вода развивает давление насыщенных паров в 40...50 атм, обеспечивая удельный импульс около 40 с на уровне моря (Aquarius). Известны также опыты с паровой ДУ на аммиаке, обеспечившей удельный импульс в вакууме 34 с при давлении 8,5 бар (BX-1, Китай) [3].

Схема двигателя паровой ракеты наземного старта с электрическим подогревом рабочего тела представлена на рис. 1.

Благодаря частичному испарению рабочего тела паровая ракета на воде превосходит пневмогидравлические ракеты по удельному импульсу и простоте предпусковой подготовки, химические — безопасностью ее хранения и обращения с ней (не содержит ядовитых и взрывчатых веществ, а также проще в заправке и перевозке).

Исследователями Дюссельдорфского университета имени Генриха Гейне было предложено [4] проводить расчеты удельного импульса паровой ракеты на основе допущений о сохранении энтропии и полной энергии потока, однако результаты расчетов по этой методике так и не были опубликованы, в том числе для случая истечения в вакуум. Следуя предложенному подходу, представим необходимые расчеты.

Оценка удельного импульса паровой ракеты. Начальную энтропию перегретой воды обозначим s_0 , энтальпию — h_0 , давление — p_0 . При выходном давлении p_1 энтропия жидкой воды соответственно будет обозначена индексом «ж1» — $s_{ж1}$, энтальпия — $h_{ж1}$, энтропия пара — $s_{п0}$, энтальпия пара — $h_{п0}$. Доля жидкости в выхлопе по массе и по объему соответственно будет определяться выражениями

$$x = \frac{s_0 - s_{п1}}{s_{ж1} - s_{п1}},$$
$$o = \frac{1}{1 + \frac{1+x}{\rho_{п1}} \frac{\rho_{ж1}}{x}}.$$

Зависимость скорости испарения жидкости при внешнем давлении, существенно меньшем давления насыщенных паров, от температуры имеет вид

$$\omega = \rho \sqrt{\frac{RT}{2\pi M}} e^{-\frac{r}{RT}}, \quad (1)$$

где ρ — плотность жидкости; R — универсальная газовая постоянная; T — температура поверхности; M — молярная масса; r — теплота парообразования [5].

При температуре 20 °С экспериментально определенная скорость испарения воды в случае отсутствия значимого противодействия составляет 0,01 Гм/(см²·с) [6] или, в пересчете на линейную скорость, 0,1 мм/с, что согласуется с расчетами по зависимости (1). При этом с увеличением температуры скорость испарения возрастает экспоненциально, что позволяет ожидать при температуре 250 °С повышения линейной скорости испарения почти на четыре порядка.

Поскольку при кипении под пониженным давлением капли жидкости измельчаются в процессе кипения, следует ожидать быстрого увеличения площади испарения и приближения температуры капель к обеспечивающей давление насыщенного пара, соответствующее местному давлению газовой фазы в сопле. Это позволяет сделать допущение о термодинамическом равновесии потока вплоть до высоких степеней его расширения, что подтверждается результатами численного моделирования [9] и экспериментальными работами [1, 3]. При этом процесс испарения на большей части длины сопла будет занимать время, много меньшее времени пребывания.

Соответственно, идеальный термодинамический удельный импульс можно записать через разность энтальпий:

$$I_1 = \sqrt{2(h_0 - xh_{ж1} - (1-x)h_{пл}}.$$

Следует отметить, что двигатели ARCA, заявляемые как паровые, превышают эту идеальную величину. Это может свидетельствовать о фактическом использовании двигателя другого типа под видом парового или же о небрежности при публикации данных.

Значительная доля конденсированной фазы в выхлопе паровой ракеты должна будет привести к существенному снижению удельного импульса относительно теоретического. Ввиду большой неопределенности свойств и характера динамики конденсированной фазы в плохо исследованном двигателе потенциальные потери оценивались как пропорциональные объемной доле конденсированной фазы в выхлопе.

В качестве опорной величины для оценки таких потерь использовались экспериментальные данные [7, 8] по типовым значениям удельного импульса карамельного топлива в сравнении с его теоретическим значением, определенным посредством термодинамического расчета в программе Rocket Propulsion Analysis (RPA). Топливо данного типа было выбрано в качестве опорного в связи с тем, что оно также характеризуется достаточно высокой объемной долей конденсированной фазы, схожей по величине с создаваемой паровой ракетой. Полученная поправка учитывает тот факт, что разгон потока происходит только за счет паровой фазы, доля которой, однако,

постоянно увеличивается по мере продвижения к выходному сечению сопла.

Полученные с помощью указанной методики результаты хорошо согласуются с данными исследований, упомянутых выше (за исключением результатов ARCA, нарушающих закон сохранения энергии!). Результаты расчетов для паровой ракеты на воде приведены в табл. 1. Здесь $p_{\text{кам}}$, $T_{\text{кам}}$ — давление и температура в камере; $\rho_{\text{кам}}$ — плотность нагретой воды; $E_{\text{н}}$ — удельная энергия нагрева; $p_{\text{вых}}$ — давление на срезе сопла; $I_{\text{ид}}$ — теоретический удельный импульс; χ/o — доля конденсированной фазы по массе/объему (χ — доля жидкости в выхлопе по массе, o — доля жидкости в выхлопе по объему); I_1 — удельный импульс с учетом потерь; $I_{1\text{гр}}$ — удельный импульс гидропневматической ракеты (для сравнения).

Таблица 1

Термодинамические характеристики паровой ракеты на воде

$p_{\text{кам}}$, бар	$T_{\text{кам}}$, °С	$\rho_{\text{кам}}$, кг/м ³	$E_{\text{н}}$, кДж/кг	$p_{\text{вых}}$, бар	$I_{\text{ид}}$, м/с	χ/o , %	I_1 , м/с	$I_{1\text{гр}}$, м/с
1	100	958	333	0,1	186,3	91,3/0,5	93	14
				0,01	326,5	86,5/0,5	163	
2	120	943	417,8	1,0	67,7	96,4/1,6	42	20
				0,1	251,2	88,3/0,4	151	
				0,01	390,2	84,0/0,4	234	
5	152	915	554,9	1,0	171,2	90,8/0,6	68	32
				0,1	352,0	83,9/0,3	246	
				0,01	489,0	80,2/0,3	342	
10	180	887	677,2	1,0	258,6	86,2/0,3	181	45
				0,1	437,6	80,2/0,2	350	
				0,01	573,0	77,1/0,2	458	
15	198	867	757,5	1,0	314,4	83,4/0,3	220	55
				0,1	492,0	77,9/0,2	394	
				0,01	626,4	75,1/0,2	501	
20	212	850	820,9	1,0	357,2	81,2/0,3	250	63
				0,1	533,4	76,1/0,2	426	
				0,01	667,5	73,6/0,2	534	
40	250	799	999,9	1,0	473,3	75,4/0,2	378	89
				0,1	647,5	71,4/0,1	583	
				0,01	779,2	69,7/0,1	701	
60	276	757	1130	1,0	554,1	71,5/0,2	443	110
				0,1	726,7	68,2/0,1	654	
				0,01	857,0	67,0/0,1	771	

Окончание табл. 1

$P_{\text{кам}},$ бар	$T_{\text{кам}},$ °С	$\rho_{\text{кам}},$ кг/м ³	$E_{\text{н}},$ кДж/кг	$P_{\text{вых}},$ бар	$I_{\text{инд}},$ м/с	$\chi/o,$ %	$I_1,$ м/с	$I_{\text{гр}},$ м/с
100	311	688	1323	1,0	667,8	66,0/0,1	601	141
				0,1	838,2	63,8/0,1	754	
				0,01	966,8	63,3/0,1	870	
200	366	488,5	1747	1,0	894,2	55,1/0,1	805	200
				0,1	1062,0	55,0/0,0	1009	
				0,01	1188,0	55,8/0,0	1129	

С увеличением рабочего давления возрастают также потери массы рабочего тела на испарение в вытеснительную паровую подушку и потери энергии на это испарение, что приводит к охлаждению жидкости, снижению давления ее насыщенного пара и, соответственно, уменьшению удельного импульса. В вытеснительной подушке механическая работа пара $A = \Delta p/\rho$ (Δp — перепад давлений между баком и внешней средой; ρ — плотность жидкости) в интересном с практической точки зрения диапазоне параметров составляет несколько процентов от потерь на испарение и вследствие этого вносит малый вклад в потери удельного импульса. Оценка соответствующих потерь приведена в табл. 2.

Таблица 2

Потери массы и энергии на вытеснение

Давление в камере, бар	Количество массы пара в камере в конце работы от начальной заправки, %	Потери на испарение в газовую подушку, кДж/кг	Потери на вытеснение рабочего тела из камеры, кДж/кг	Приведенный удельный импульс (при выходном давлении 1 бар), м/с	Потери удельного импульса, %
2	0,1	2,6	0,21	42,0	0,3
5	0,3	6,2	0,55	67,6	0,6
10	0,6	11,7	1,13	179,5	0,9
15	0,9	17,0	1,73	217,6	1,2
20	1,2	22,2	2,35	246,7	1,4
40	2,5	42,9	5,01	370,2	2,2
60	4,1	64,3	7,93	430,9	2,9
100	8,1	106,2	14,53	578,2	4,1
200	35,2	203,0	40,94	761,9	5,9

Паровая ракета на воде превосходит пневмогидравлические ракеты по удельному импульсу (в 3–4 раза при тех же значениях давления) и простоте стартового оборудования, твердотопливные — без-

опасностью при хранении и обращении (не содержит взрывчатых веществ, может пересылаться почтой, способна к многократному применению). Однако следует отметить, что показатель объемного удельного импульса — произведение удельного импульса на плотность топлива — у паровых ракет существенно уступает этому же показателю даже у пиротехнических твердых топлив, в том числе и у карамельных, из-за чего длительный полет в атмосфере с их использованием будет неэффективным.

Благодаря большому значению теоретического удельного импульса в вакууме подобный двигатель потенциально можно применять и для космических аппаратов, поскольку он явится для них простейшим, наиболее дешевым и безопасным вариантом двигателя большой тяги, обеспечивающим энергетику на уровне газореактивных ДУ. Управление расходом в таких двигателях может обеспечиваться, например, шаговым электродвигателем, перемещающим резьбовую пару как дроссель потока, наряду с пусковой разрывной мембраной.

Оценка массы паровой ракеты. При увеличении рабочей температуры необходимо помимо роста удельного импульса и давления насыщенного пара учитывать уменьшение плотности жидкости при нагреве. Это значимо снижает массовое совершенство бака (отношение его сухой массы к массе заправляемой воды), и для того чтобы учитывать этот фактор, необходимо при заправке бака холодной водой недозаправить его на соответствующую долю объема. У большинства конструкционных материалов при повышении рабочей температуры также снижается допускаемое напряжение, а большая часть композитных материалов вовсе не способна выдерживать длительный нагрев под давлением при контакте с водой. Поэтому массовое совершенство бака необходимо учитывать при выборе проектных параметров паровой ракеты.

Расчет бака проводился по ГОСТ Р 52857.2–2007 «Нормы и методы расчета на прочность. Расчет цилиндрических и конических обечаяк, выпуклых и плоских днищ и крышек», предусматривающему использование метода предельной нагрузки, при котором осевые растягивающие напряжения не учитываются при определении толщины стенки, так как они меньше поперечных, создаваемых внутренним давлением.

Поскольку оболочки бака тонкие, потребная толщина цилиндрической обечайки

$$\delta = \frac{pD}{2n\sigma},$$

где p — давление в баке; D — диаметр цилиндрической части бака; n — коэффициент запаса; σ — допускаемое напряжение материала.

Для полусферических днищ толщина стенки вычисляется по формуле

$$\delta_{\text{дн}} = \frac{pD}{4n\sigma},$$

т. е. она может быть в 2 раза меньше, чем для цилиндрической обечайки, однако для оценочных расчетов можно задать ее такой же, приняв образующую избыточную массу в качестве запасной.

Тогда для цилиндрического бака с полусферическими днищами и заданным удлинением цилиндрической части $L_{\text{отн}}$ массовое совершенство α_6 задается выражением

$$\alpha_6 = 6 \frac{\rho_{\text{об}}}{\rho_{\text{ж}}} \frac{\delta L_{\text{отн}} + 2}{r L_{\text{отн}} + 4},$$

где $\rho_{\text{об}}$, $\rho_{\text{ж}}$ — плотность материала обечайки и перегретой воды соответственно; δ — толщина стенки; r — радиус цилиндрической части бака; $L_{\text{отн}}$ — относительное удлинение.

Расчетное массовое совершенство бака паровой ракеты в зависимости от рабочего давления в камере p , материала бака и его удлинения $L_{\text{отн}}$ приведено в табл. 3.

Таблица 3

Массовое совершенство баков с полусферическими днищами при удлинении цилиндрической части из алюминиевого сплава и нержавеющей стали

Рабочее давление в камере, бар	Массовое совершенство бака из АМгб, %, при $L_{\text{отн}}$			
	5	1	0	10
2	1,3	1	0,8	1,4
5	2,7	2,1	1,7	3
10	5,6	4,3	3,6	6,1
15	8,5	6,6	5,5	9,4
20	11,6	8,9	7,5	12,8
40	32,4	25	20,8	35,7
60	65,1	50,2	41,8	71,7
>100	Температура выше предельной для алюминиевых сплавов			
Давление в камере, бар	Массовое совершенство бака из 12Х18Н10Т, %, при $L_{\text{отн}}$			
	5	1	0	10
2	3,9	3	2,4	4,3
5	4	3,1	2,5	4,5
10	12,5	9,6	7,8	13,8
15	21,3	16,4	13,3	23,5
20	26,1	20,1	16,3	28,8
40	60,1	46,4	37,6	66,3
60	97,6	75,3	61,0	107,6
>100	Баки тяжелее содержимого			

Анализ создаваемой баками разной формы и из различных материалов и давления в камере сухой массы показывает, что наивысшая массовая энергоотдача обеспечивается при использовании алюминиевых сплавов при давлениях 20...40 бар либо термостойкой нержавеющей стали при давлениях 40...60 бар (в случае применения шаровых баков). Следует заметить, что баки со значительным удлинением могут иметь массу в 2 раза большую, чем шаровые, более оптимальные по массе, но менее технологичные.

Теперь оценим массу необходимой для длительного хранения в вакууме перегретой воды экранно-вакуумной теплоизоляции и тепловые потери через ее слой. Типовой эффективный коэффициент теплопроводности такой изоляции составляет при давлении ниже 10^{-2} Па около $0,03 \text{ мВт}/(\text{м} \cdot \text{К})$ [10]. Пусть расчетный перепад температур составляет около $500 \text{ }^\circ\text{C}$, тогда при толщине теплоизоляции 10 мм тепловой поток составит $1,5 \text{ Вт}/\text{м}^2$. При этом температура перегретой воды будет допустимой для таких типовых материалов экранно-вакуумной теплоизоляции, как алюминиевая фольга и стеклобумага.

Если хранить, например, 10 кг перегретой воды при температуре $250 \text{ }^\circ\text{C}$ в шаровом баке, его диаметр должен составлять приблизительно 0,3 м, а площадь поверхности — $0,28 \text{ м}^2$, что означает требуемую мощность на поддержание температуры воды в баке, уходящую через теплоизоляцию, на уровне 0,3 Вт. Удельная масса теплоизоляции, согласно каталогу производителя (ООО «НИИКАМ»), при обеспечении заданного уровня теплового сопротивления составляет не более $2 \text{ кг}/\text{м}^2$, что для расчетного бака даст массу 0,6 кг, или 6 % массы хранимой воды — это в 3,5 раза меньше, чем масса собственно бака.

Итоговая масса теплоизоляции и затраты энергии на поддержание температуры перегретой воды определяются конкретными требованиями к аппарату, на котором будет устанавливаться паровая ДУ. При этом повышение затрат энергии снижает требуемую массу теплоизоляции, и наоборот, из-за чего в общем случае определить эти показатели не представляется возможным, однако обеспечить рассчитанные выше значения параметров вполне посильно при существующем уровне техники. Также можно использовать не воду, а иные рабочие тела, для которых не требуется теплоизоляция, например, аммиак или закись азота.

Сравнительный анализ паровой ракеты и существующих двигательных установок. Для определения параметров паровой ДУ, которые будут рассмотрены при сравнительном анализе, выберем применение шарового алюминиевого бака из АМг6, для которого оптимальное давление составляет около 40 бар. Примем выходное

давление в вакуумном сопле равным 0,01 бар. Характер течения в нем можно считать равновесным вплоть до выходного сечения, так как выходная температура жидкой фазы в таком сопле из термодинамического расчета изоэнтальпийного потока составит около 58 °С. Очевидно, что ограничением, после которого равновесное течение прекращается, служит температура тройной точки, ниже которой конденсированная фаза становится твердой и ее кипение, увеличивающее поверхность испарения, прекращается, однако практически значимые предельные габариты сопла достигаются задолго до этого.

В описанном случае по приведенной оценке может быть достигнуто значение удельного импульса 686 м/с, что соответствует массовой энергоотдаче заправленного бака, равной 541 м/с. Расход энергии на подогрев воды при этом составит около 1 МДж/кг. Это означает, что при включении в состав ДУ аккумуляторных батарей для автономного нагрева воды их масса при достигнутой энергоемкости около 300 Вт·ч/кг будет соотноситься с массой заправляемой воды приблизительно как 1:1. При этом массовая энергоотдача ДУ с автономным нагревом снизится приблизительно до 387 м/с. Следует отметить, что при получении этих величин не учитывается масса пневмогидравлической арматуры, электрических элементов и крепежа, являющаяся оценкой сверху.

По удельному импульсу рассматриваемое решение незначительно уступает этому показателю двигателя МД-08 на газообразном азоте, серийно производимому АО «НИИМаш» (г. Нижняя Салда Свердловской обл.), обеспечивающему удельный импульс 716,1 м/с при сравнимой геометрической степени расширения.

При этом плотность перегретой воды при давлении 40 бар составляет около 800 кг/м³, а газообразного азота — около 40 кг/м³, т. е. различие между ними составляет 20 раз. Как оценено выше, масса алюминиевого бака для перегретой воды равна примерно 20 % массы содержимого, а применение даже композитных баллонов для газов не позволяет получить подобных показателей.

Серийный композитный баллон производства АО «НИИМаш» при общей массе 7,75 кг имеет объем внутренней полости 18 дм³ при предельном давлении заправки 17,6 МПа. Это соответствует массе рабочего тела 3,17 кг и массе баллона, равной 245 % массы содержимого. Если не учитывать, как и выше, массу прочих элементов газореактивной ДУ с использованием такого баллона и двигателей МД-08, то можно оценить сверху ее массовую энергоотдачу как не превышающую 208 м/с. Она в 2,6 раза ниже, чем у паровой ДУ с внешним подогревом, и в 1,5 раза ниже, чем у ДУ с автономным подогревом. Средняя плотность заправленного бака с перегретой водой при этом составляет 907 кг/м³, а упомянутого композитного

баллона с заправленным азотом — около 478 кг/м^3 . Следовательно, при равной массе паровая ДУ будет занимать в 2 раза меньший объем, чем газореактивная.

Следует отметить, что точность дозирования единичных импульсов для паровой ДУ еще не исследована, поэтому в настоящее время ее использование для высокоточных маневров не может быть рекомендовано. В связи с этим приведенные ниже ее рекомендуемые применения были выбраны исходя из наличия в циклограмме работы ДУ в основном сравнительно продолжительных импульсов тяги с возможностью последующей коррекции, если потребуется.

Таким образом, паровая ДУ потенциально обеспечивает существенный выигрыш по сравнению с газореактивной по массовой энергоотдаче и плотности компоновки. В то же время она априори уступает однокомпонентным жидкостным ДУ по этим показателям, так как, например, гидразин или перекись водорода имеют большие плотность и удельный импульс, чем перегретая вода. Однако паровая ДУ обладает рядом эксплуатационных и иных преимуществ.

Паровые ДУ, отличающиеся конструктивной простотой, обещают сохранять высокую надежность и безопасность даже при разрыве бака. Возможные выбросы перегретой воды при этом моментально измельчаются на отдельные капли в процессе кипения под низким давлением, испаряются и остывают. Это выгодно отличает сложившуюся ситуацию от привычной опасности утечки кипятка под давлением, превышающим давление его насыщенного пара, что приводит к струйному истечению. Сохраняющий же целостность горячий бак полностью закрыт теплоизоляцией, что исключает возможные ожоги работающего с ним персонала (при наличии такового). При этом операции заправки и хранения паровой ДУ до момента предстартового нагрева полностью безопасны.

Поскольку создаваемая паровым двигателем тяга достаточно велика, как и развиваемое давление, большую часть испытаний можно проводить при атмосферном давлении, так что не возникает потребности в высокочувствительных датчиках тяги. Использование в качестве рабочего тела воды при сравнительно низких температурах облегчает обеспечение химико-физической совместимости компонентов ДУ и последующую эксплуатацию, а также организацию испытаний.

Области применения паровых ракет. Транспортные операции в пилотируемой программе. Потенциально высокая надежность и безопасность, обеспечиваемые паровыми ракетами, позволяют применять их для транспортного обслуживания пилотируемых космических станций — в средствах передвижения космонавтов, для управления движением свободнолетающих модулей, стыковочных операций и запуска со станции малогабаритных спускаемых аппаратов. Отсутствие давления и высокой температуры в баке вне времени

использования ДУ наряду с доступностью и безопасностью воды как рабочего тела предоставляют возможность вести работы с ней внутри герметичного объема станции без дополнительной сертификации.

Если транспортные операции в космическом пространстве в окрестностях орбитальных станций потенциально могут быть выполнены и с помощью двигателей малой тяги, для которых может быть обеспечено большее удобство эксплуатации, чем для паровых, ценой усложнения системы управления, то для обслуживания спускаемых аппаратов такая альтернатива практически отсутствует. Оценим эффект от использования паровых двигателей в спускаемых аппаратах на примере гипотетической модернизации баллистической капсулы «Радуга», проводимой с целью обеспечения возможности ее автономного применения без задействования для сведения этой капсулы с орбиты кораблей «Прогресс». Такая модернизация может оказаться востребованной в связи с задержками в создании корабля нового поколения, способного возвращать большее количество грузов, чем космические корабли «Союз» серии 7К, а также при росте общего грузопотока со станции или повышении требований к оперативности доставки грузов.

По доступным данным [11], максимальная масса капсулы «Радуга» составляла 350 кг, а посадочная скорость не превышала 8 м/с. Известно, что для кораблей «Союз» серии 7К значение тормозного импульса при сведении с орбиты Международной космической станции составляет 90...128 м/с [12]. При автономном спуске этот импульс должна выдавать ДУ капсулы.

При расчетном значении удельного импульса в вакууме, равном 686 м/с, максимальный импульс 128 м/с может быть создан при доле топлива 0,17, что для 350-килограммовой капсулы «Радуга» составит массу воды около 60 кг, также еще около 12 кг будет приходиться на массу бака. Если принять, что нагрев воды в баке будет обеспечивать энергосистема станции, можно оценить массу капсулы с собственной ДУ в 450 кг, из которых масса собственно заправленной ДУ составит около 100 кг, а воды, которую можно взять из запасов технической воды станции, примерно 77 кг.

В качестве альтернативы такой ДУ могут быть рассмотрены газореактивные или химические двигательные установки. Если использовать для газореактивной ДУ двигателя МД5 на азоте с удельным импульсом 663 м/с, то для создания необходимой тяговооруженности их понадобится несколько десятков. Кроме того, доля топлива будет равна 0,176, а общая масса капсулы составит около 620 кг, из которых 270 кг придется на массу ДУ. Применение такой ДУ также потребует хранения в гермообъеме станции баллонов высокого давления суммарным объемом 0,6 м³ (при давлении хранения 17,6 МПа), что соответствует по внутренней энергии 3,8 кг тротилового эквивалента!

Двухкомпонентная ДУ может быть реализована на основе двигателей на долгохранимой топливной паре, например «амил – гептил», как у космических кораблей серии 7К, или же газообразного кислорода с горючим. Это сопряжено с необходимостью хранения доработанной капсулы вне гермообъема станции во избежание возможной катастрофичной для экипажа утечки компонентов, что будет означать кардинальную переработку ее узлов под длительное нахождение в вакууме. Следует отметить, что катастрофичной может стать любая утечка летучего горючего компонента в гермообъем, что также ограничивает использование в пространстве станции и менее токсичных компонентов, например, газообразного метана или пропан-бутановой смеси.

Из числа сравнительно отработанных вариантов может быть рассмотрено применение в гермообъеме двигателя АО «НИИМаш» РДМТ 2600, который обеспечивает необходимую для торможения капсулы тяговооруженность и реализует на топливной паре «этиловый спирт – газообразный кислород» удельный импульс 2600 м/с. Расчеты показывают, что при его использовании масса капсулы составит 397 кг, а внутренняя энергия хранимого сжатого кислорода соответствует 360 г тротила.

Итог таков: применение двухкомпонентной двигательной установки по сравнению с паровой ведет к выигрышу приблизительно 12 % массы капсулы ценой кардинального усложнения конструкции ДУ и необходимости запуска, хранения и обслуживания заправленного изделия со связанными с этим проблемами безопасности. Следовательно, целесообразно рассматривать вариант использования паровой ДУ при проведении обсуждаемой модернизации.

Посадка на небесные тела и взлет с них. Паровой двигатель потенциально можно также рассматривать в качестве двигателя мягкой посадки. В спускаемом аппарате «Союза-ТМА» масса блока таких двигателей составляет 56 кг [13]. Поскольку масса спускаемого аппарата 2950 кг, а гасимая скорость около 8 м/с, массовая энергоотдача ДУ мягкой посадки составит около 420 м/с.

С учетом гравитационных потерь при тяговооруженности $4g$ и потерь удельного импульса из-за противодействия земной атмосферы массовую энергоотдачу паровой ДУ с ранее рассмотренными параметрами в земных условиях можно оценить как 411 м/с, т. е. она практически равна обеспечиваемой топливными двигателями. При этом способность паровых двигателей создавать такую тяговооруженность уже экспериментально подтверждена пусками паровых ракет Дюссельдорфского университета имени Генриха Гейне. Это показывает потенциальную возможность применения подобных двигателей при мягкой посадке на Землю и другие небесные тела.

Наряду с посадкой паровые ракеты можно использовать и для взлета с небесных тел. Задача подобного взлета сейчас в основном исследуется применительно к Марсу, где, в частности, SpaceX и NASA предполагают получать из атмосферы метан и жидкий кислород и сжигать их в ЖРД для взлета с поверхности планеты. Однако такой подход не применим к Луне и астероидам, где потенциально находится наибольшее количество сравнительно легкодоступных ресурсов. Для этого более эффективным может оказаться применение в качестве рабочего тела воды и реагирующих с ней порошковых металлов, доступных на указанных небесных телах.

Так, первая космическая скорость для крупнейшего тела пояса астероидов — Цереры — составляет 0,36 км/с. В то время как ракетные способы запуска требуют доставки на ее поверхность тяжелого и сложного оборудования, взлет с нее может быть обеспечен с помощью паровой ракеты. Следует учитывать, что вода составляет около 20 % массы Цереры, так что недостатка в ней не будет.

Подобный подход предлагает американская компания Honeybee Robotics [14]. Паровые ракеты, отличающиеся конструктивной простотой, обещают высокую надежность и безопасность, что важно в дальнем космосе, и кроме того, они способны работать даже на грязном льде, засыпанном в их бак. Согласно проведенным оценкам, на орбиту Цереры может выйти около половины массы паровой ракеты. На прочих астероидах ситуация будет еще лучше.

На Луне паровая ракета будет уже двуступенчатой и доставит на орбиту только 5...10 % стартовой массы. Можно повысить эффективность предлагаемого решения, реализовав эффект реакции с водой порошков сплавов магния с железом, т. е. фактически создав гибридный двигатель, в котором выхлоп паровой ракеты будет окислителем. Получать магний и железо можно из лунного реголита.

В зависимости от параметров горения удельный импульс смеси составит 1500...2200 м/с [15], что позволит осуществить одноступенчатое выведение. При этом вода, сравнительно редкая на Луне, составит около половины массы оптимальной смеси. В результате импульс, полученный с единицы массы воды, при использовании этой технологии может оказаться выше, чем при разделении ее на кислород и водород с последующим сжиганием в ЖРД. Плотность такой смеси будет выше, чем жидких кислорода и водорода. Это уменьшит массу баков и даст дополнительные преимущества в энергетике ракеты по сравнению с применением сложной и дорогой технологии жидкого водорода.

Разведение по орбитам космических аппаратов. Также перспективным направлением для паровой ДУ является использование в составе малогабаритных разгонных блоков, обеспечивающих кластерное выведение и разведение по орбитам нано-КА. Рассмотрим

в качестве типовой задачи запуски буксира Vigoride американской компании Momentus Space.

В заявке Федеральной комиссии по связи компания сообщила [16], что первый аппарат Vigoride-1 несет пять кубсатов массой от 1,8 до 4,4 кг, каждый производства Aurora Propulsion Technologies, SatRevolution, SpaceManic и Steamjet Space Systems (табл. 4).

Таблица 4

Полезная нагрузка Vigoride-1

КА	Заказчик	Страна-владелец	Размер корпуса (куба)	Масса, кг
AURORASAT	Aurora Propulsion Technologies Oy	Финляндия	1.5U*	2,0
LABSAT	SatRevolution	Польша	3.0U	4,0
STEAMSAT	Steamjet Space Systems Ltd.	Великобритания	1.5U	1,8
SWIFTVISION	SatRevolution	Польша	3.0U	4,0
VZLUSAT-2	SpaceManic CZ s.r.o.	Чехия	3.0U	4,4
<i>Итого</i>				16,2
*U — юнит, т. е. 1,75 дюйма (44,45 мм).				

Аппарат Vigoride-1 должен отделяться от верхней ступени Falcon 9 на солнечно-синхронной орбите на высоте около 525 км, использовать бортовую ДУ, чтобы поднять свою орбиту до 570 км, а затем отделить полезную нагрузку. Затем выполняется маневр ухода с орбиты, чтобы снизить перигей до 300 км, что позволит вернуться в атмосферу в течение года.

Полезная нагрузка Vigoride-2 второго пуска приведена в табл. 5 [17].

Буксир с полезной нагрузкой должен быть выведен ракетой-носителем (РН) на солнечно-синхронную орбиту высотой 464 км и наклоном 97,4°, где отделяется вся полезная нагрузка, кроме КА DODONA и REVELA, которые затем отделяются на высоте 550 км без изменения наклона. Дальнейшие маневры буксира являются демонстрационными, после чего он затапливается.

Масса буксира Vigoride составляет 215 кг (вместе с запасом рабочего тела) [18], стоимость — 4,8 млн долл., номинальная масса полезной нагрузки — 200 кг. Таким образом, изделие в среднем нагружается менее чем на 10 % номинальной грузоподъемности, а стоимость буксира, разнесенная в равных долях между выводимыми КА, составляет (0,48...0,96) млн долл. (без учета стоимости выведения самого буксира), что в несколько раз превосходит стоимость их выведения РН.

Полезная нагрузка Vigoride-2

КА	Заказчик	Страна-владелец	Размер корпуса (куба)	Масса, кг
BRNCOSAT-1	Bronco Space	США	1.5U	1,75
DODONA	Lockheed Martin	США	3.0U	5,0
GUARDIAN-ALPHA	Orbital Astronautics, Inc.	Великобритания	3.0U	5,0
NEPTUNO	Deimos Engineering & Systems	Испания	3.0U	3,94
ORESATO	Portland State Aerospace Society	США	1.0U	1,3
QMR-KWT1	Solar Space Ltd.	Болгария	1.0U	1,16
GOSSAMER	LunaSonde	Великобритания	1.0U	2,0
REVELA	ARCA Dynamics	Италия	3.0U	5,0
FEES-2	GP Advanced Projects S.r.l	Италия	0.5U	0,3
BHAARATHIYA-SAT	SpaceKidz India	Индия	0.5U	0,8
<i>Итого</i>				26,25

Кроме того, применять для подобных маневров ДУ Vigoride крайне неоптимально. Хотя технические характеристики используемого им двигателя не раскрывают в открытой печати, для заявленного плазменного двигателя с радиочастотной ионизацией типовые значения удельного импульса составляют от одной до нескольких тысяч секунд. Это означает, что полезно используется меньше 1 % емкости баков рабочего тела.

Анализ продемонстрированных на приведенном примере потребностей рынка показывает, что наиболее востребованным является перевод малоразмерных КА на незначительно различающиеся по высоте орбиты, возможно, с целью коррекции фазы и долготы восходящего узла орбиты, с последующим затоплением буксира. Это не требует значительной энергетики и позволяет проявиться эксплуатационным преимуществам паровой ДУ.

В работе [19] было продемонстрировано, что наиболее эффективной для маневров с $\Delta V < 160$ м/с является газореактивная ДУ на холодном газе. Однако в данной статье было показано потенциальное превосходство паровой ДУ над газореактивной как по массе, так и по занимаемому объему под обтекателем РН. Таким образом, малогабаритный разгонный блок с использованием паровой ДУ может

оказаться в наибольшей мере отвечающим потребностям рынка и обеспечивающим технико-экономическую эффективность.

Генераторы теплового газа. Возможно, наряду с созданием тяги перспективным является использование паровых ракет в качестве источников горячего парогаса. Их можно применять, например, для испарения жидкой среды в системах наддува баков ракет-носителей и разгонных блоков. Автономность такого источника и его способность обеспечивать подачу высокоэнтальпийной среды для смешивания с испаряемой дают ему существенные преимущества перед альтернативой в виде испарения теплом работающего двигателя. При этом более легкие баки обеспечивают выигрыш в массе по сравнению с газобаллонным наддувом.

Пусть для наддува баков гипотетической РН используется бак с жидким азотом, совместно с которым установлен бак с перегретой водой. Перегретая вода, смешиваясь с жидким азотом, испаряет его и охлаждается. Охлажденная же вода может быть отфильтрована из потока газа перед подачей в баки циклонным фильтром. Схожая схема была предложена для учебной ракеты японскими исследователями [20], причем в ходе экспериментальных исследований было продемонстрировано практически полное испарение жидкого азота (рис. 2) [18].

Однако в их работе вытеснение как жидкого азота, так и перегретой воды производится газообразным азотом высокого давления. Данная схема может быть упрощена осуществлением подачи перегретой воды под давлением ее собственных насыщенных паров в бак с жидким азотом, что приведет к его испарению и вытеснению из бака. Такая модификация позволит полностью исключить из схемы пневмоарматуру высокого давления, а также снизить массу газогенератора и упростить его конструкцию.

Нагрев жидкого азота до температуры $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ потребует повышения его энтальпии приблизительно на 400 кДж/кг . При использовании в газогенераторе перегретой воды с вышеуказанными параметрами соотношение массы перегретой воды к испаряемому ею жидкому азоту составит $0,4:1$. При массе баков, определенной по данным табл. 3, с учетом плотности содержащихся в них сред итоговое массовое совершенство газогенератора составит $0,64$, т. е. на 1 кг

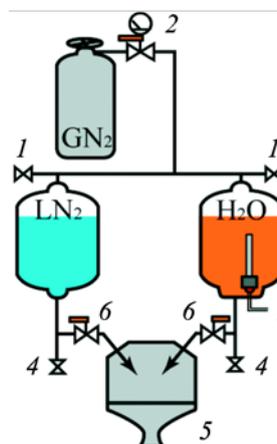


Рис. 2. Схема газогенератора, предложенного японскими исследователями:

1 — клапан-предохранитель; 2 — дроссель; 3 — нагреватель; 4 — сливная горловина; 5 — смесительная камера с выходным соплом; 6 — клапан подачи

получаемого газообразного азота с температурой 0 °С приходится 0,64 кг массы собственно газогенератора. Это соотношение в 3,8 раза меньше, чем соотношение при хранении газообразного азота в композитном баллоне, аналогичном рассмотренному выше.

Получаемый на выходе предложенного газогенератора азот имеет сравнительно высокую температуру, определяемую соотношением расходов воды и жидкого азота, а также температурой воды. При газобаллонном наддуве азот, дросселированный с начального давления 17,6 МПа до, например, 10 бар и имевший начальную температуру 20 °С, получит температуру около 130К, следовательно, его плотность в баках повысится в 2,26 раза, в связи с чем потребуются соответствующее увеличение его начального запаса. Таким образом, применение парагаза в газогенераторе наддува баков РН потенциально способно уменьшить его массу в 4,9 раза по сравнению с чисто газобаллонным наддувом.

Закключение. На основании проведенных исследований можно констатировать, что достижимые значения удельного импульса паровых ракет на воде соответствуют таковым у газореактивных ДУ на азоте, массовая энергоотдача превышает аналогичный показатель газореактивных ДУ в 1,5 раза при автономном нагреве и в 3 раза при внешнем, а объем бака при равной массе в 2 раза меньше. Кроме того, паровую ДУ, отличающуюся сравнительной простотой и безопасностью, можно эффективно использовать в транспортных операциях пилотируемой программы, при посадке на небесные тела и взлете с них, разведении по орбитам космических аппаратов, а также в генерации теплого газа для различных применений.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Wallentowitz H., Freialdenhoven A., Olschewski I. *Technologie-trends Antrieb*, 2009. DOI: 10.1007/978-3-8348-9311-6_9
- [2] Popescu D., Diaconu T. *Launch Assist System*. URL: https://web.archive.org/web/20201129202928/https://www.arcaspace.com/docs/ARCA_LAS_White_Paper_January_14_2020_Issue_2.pdf (дата обращения 23.02.2023).
- [3] Wei Q., Li Y.C. Technology of ammonia flashing jet propulsion in BX-1 satellite. *Manned Spaceflight*, 2012, vol. 18 (1), pp. 86–91 (in Chinese). DOI: 10.3969/j.issn.1674-5825.2012.01.016
- [4] Adirim H., Lo R., Pilz N., Kreil M. Hot Water Propulsion Development Status for Earth and Space Applications. In: *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-4566
- [5] Воропай П.И., Шленов А.А. *Повышение надежности и экономичности поршневых компрессоров*. Москва, Недра, 1980.
- [6] Ирисов А.С. *Испаряемость моторных топлив для поршневых двигателей и методы ее исследования*. Москва, Гостоптехиздат, 1955.
- [7] Kappa Solid Rocket Motor. *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. URL: <https://www.nakka-rocketry.net/kappa.html> (дата обращения 23.02.2023).

- [8] *Sugar Fuels*. URL: <http://www.ajolleyplace.com/fuel.html> (дата обращения 23.02.2023).
- [9] Ma W., Zhai S., Zhang P., Xian Y., Zhang L., Shi R., Sheng J., Liu B., Wu Z. Research Progresses of Flash Evaporation in Aerospace Applications. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 1–15. DOI: 10.1155/2018/3686802
- [10] Бакластов А.М., Бродянский В.М., Голубев Б.П. и др. *Промышленная теплоэнергетика и теплотехника: Справочник*. В.Л. Григорьев, В.М. Зорин, ред. Москва, Энергоатомиздат, 1983.
- [11] Гудилин В.Е., Слабкий Л.И. *Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы)*. Москва, 1996.
- [12] *Поисково-спасательное обеспечение полетов МКС с ПК «Союз»*. URL: <http://www.astronaut.ru/bookcase/article/article161.htm> (дата обращения 23.02.2023).
- [13] Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 4 (7). URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2014/04-2014/04-03.pdf> (дата обращения 23.02.2023).
- [14] “The world” is not enough demonstrates the future of space exploration. URL: <https://www.honeybeerobotics.com/news-events/the-world-is-not-enough-demonstrates-the-future-of-space-exploration/> (дата обращения 23.02.2023).
- [15] Miller T., Herr J. Green rocket propulsion by reaction of Al and Mg powders and water. In: *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004. DOI: 10.2514/6.2004-4037
- [16] Application for special temporary authority to launch and operate an in-space transportation spacecraft. URL: <https://fcc.report/IBFS/SAT-STA-20200609-00068/2462463> (дата обращения 23.02.2023).
- [17] Application for special temporary authority. URL: <https://fcc.report/IBFS/SAT-STA-20200831-00102/2692615.pdf> (дата обращения 23.02.2023).
- [18] Launch services: Vigoride. URL: <https://satsearch.co/products/momentus-vigoride> (дата обращения 23.02.2023).
- [19] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 8 (128). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [20] Kawanami O., Suzuki T., Honda I., Kawashima Y. Development of Non-Combustible Rocket Engine by Using Explosive Boiling of Liquid Nitrogen. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*. 7. DOI: 10.2322/tstj.7.Ph_75. URL: https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7_ists26_Ph_75/_article (дата обращения 23.02.2023).

Статья поступила в редакцию 06.04.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бечаснов П.М. Перспективы использования двигательных установок на основе мгновенного испарения в ракетно-космической технике. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-6-2282>

Бечаснов Павел Михайлович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: bechasnov@bmstu.ru

Prospects for introducing propulsion system based on the flash evaporation in the rocket and space technology

© P.M. Bechasnov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers possibility of using propulsion systems based on the flash evaporation effect (steam rockets) as a simple high-thrust engine or a self-supercharged source of hot steam gas. Thermodynamic analysis, on the example of water as a working fluid, made it possible to estimate efficiency indicators of the steam rockets. Analysis results show that steam rockets on water are not inferior to the gas jet propulsion systems being able to achieve specific impulse of about 700 m/s with the mass energy return of up to 600 m/s. At the same time, steam rockets occupy half the number of the gas jet propulsion systems, and they are the only high-thrust engines providing complete safety before the launch preparations. This allows introducing steam rockets in spacecraft maneuvering, transport operations within the manned programs, launch vehicle gas generators, etc.

Keywords: steam rocket, spacecraft engine, high-thrust engine, manned program

REFERENCES

- [1] Wallentowitz H., Freialdenhoven A., Olschewski I. *Technologie-trends Antrieb*, 2009. https://doi.org/10.1007/978-3-8348-9311-6_9
- [2] Popescu D., Diaconu T. *Launch Assist System*. Available at: https://web.archive.org/web/20201129202928/https://www.arcaspace.com/docs/ARCA_LAS_White_Paper_January_14_2020_Issue_2.pdf (accessed February 23, 2023).
- [3] Wei Q., Li Y.C. Technology of ammonia flashing jet propulsion in BX-1 satellite. *Manned Spaceflight*, 2012, vol. 18 (1), pp. 86–91 (in Chinese). <https://doi.org/10.3969/j.issn.1674-5825.2012.01.016>
- [4] Adirim H., Lo R., Pilz N., Kreil M. Hot Water Propulsion Development Status for Earth and Space Applications. In: *42nd AI-AA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4566>
- [5] Voropay P.I., Shlenov A.A. *Povyshenie nadezhnosti i ekonomichnosti porshnevykh kompressorov* [Raising reliability and efficiency of the piston compressors]. Moscow, Nedra Publ., 1980.
- [6] Irisov A.S. *Isparyaemost motornykh topliv dlya porshnevykh dvigateley i metody ee issledovaniya* [Vaporization of piston engine motor fuels and methods of its research]. Moscow, Gostoptekhizdat Publ., 1955.
- [7] Kappa Solid Rocket Motor. *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. Available at: <https://www.nakka-rocketry.net/kappa.html> (accessed February 23, 2023).
- [8] *Sugar Fuels*. Available at: <http://www.ajolleyplace.com/fuel.html> (accessed February 23, 2023).
- [9] Ma W., Zhai S., Zhang P., Xian Y., Zhang L., Shi R., Sheng J., Liu B., Wu Z. Research Progresses of Flash Evaporation in Aerospace Applications. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, vol. 1-15. <https://doi.org/10.1155/2018/3686802>
- [10] Baklastov A.M., Brodyanskiy V.M., Golubev B.P., et al. *Promyshlennaya teploenergetika i teplotekhnika: Spravochnik* [Industrial heat engineering and heat

- technology: Reference book]. Grigoriev V.L., Zorin V.M., eds. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1983.
- [11] Gudilin V.E., Slabkiy L.I. *Raketno-kosmicheskie sistemy (Istoriya. Razvitie. Perspektivy)* [Rocket and Space Systems (History. Development. Prospects)]. Moscow, 1996.
- [12] *Poiskovo-spasatelnoe obespechenie poletov MKS s PK «Soyuz»* [Search and rescue support of the ISS flight with the Soyuz spacecraft]. Available at: <http://www.astronaut.ru/bookcase/article/article161.htm> (accessed February 23, 2023).
- [13] Antonova N.P., Bryukhanov N.A., Chyotkin S.V. Sredstva posadki pilotiruemogo transportnogo korablya novogo pokoleniya [Landing equipment of the new generation manned transportation spacecraft]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2014, no. 4 (7). Available at: <https://www.energia.ru/kt/archive/2014/04-2014/04-03.pdf> (accessed February 23, 2023).
- [14] “The world is not enough” demonstrates the future of space exploration. Available at: <https://www.honeybeerobotics.com/news-events/the-world-is-not-enough-demonstrates-the-future-of-space-exploration/> (accessed February 23, 2023).
- [15] Miller T., Herr J. Green rocket propulsion by reaction of Al and Mg powders and water. In: *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004. <https://doi.org/0.2514/6.2004-4037>
- [16] *Application for special temporary authority to launch and operate an in-space transportation spacecraft. Momentus Inc. — FCC Report*. Dated: June 8, 2020. Available at: <https://fcc.report/IBFS/SAT-STA-20200609-00068/2462463> (accessed February 23, 2023).
- [17] *Application for special temporary authority. Momentus Inc. — FCC Report*. Dated: August 31, 2020. Available at: <https://fcc.report/IBFS/SAT-STA-20200831-00102/2692615.pdf> (accessed February 23, 2023).
- [18] Launch services: Vigoride. *Satsearch* Available at: <https://satsearch.co/products/momentus-vigoride> (accessed February 23, 2023).
- [19] Shcheglov G.A., Shapovalov A.V. Vybór dvigatelnoy ustanovki perspektivnogo malogo razgonnogo bloka [The selection of the propulsion system of an advanced small space tug]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 8 (128). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [20] Kawanami O., Suzuki T., Honda I., Kawashima Y. Development of non-combustible rocket engine by using explosive boiling of liquid nitrogen. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology, Japan*. 7. https://doi.org/10.2322/tstj.7.Ph_75. Available at: https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7_ists26_Ph_75/_article (accessed February 23, 2023).

Bechasnov P.M., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: bechasnov@bmstu.ru