

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МАСС ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК
ДЛЯ МАЛОГО РАЗГОННОГО БЛОКА****Г.А. Щеглов**

shcheglov_ga@bmstu.ru

А.В. Шаповалов

shapovalovav@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация**Аннотация**

Рассмотрена одна из задач проектирования малого разгонного блока, предназначенного для оказания периферийных пусковых услуг в ходе кластерного запуска спутников на ракете-носителе среднего или тяжелого класса. Выполнено сравнение по критерию минимума массы двух типов маршевых двигательных установок малого разгонного блока на химическом топливе, использующих самовытесняемые газообразные компоненты и жидкие компоненты, вытесняемые газом наддува. Рассмотрены упрощенные аналитические математические модели массы, учитывающие особенности приведенных двигательных установок. Исследована разность масс установок, отнесенная к полной массе разгонного блока. Проанализированы различные сочетания компонентов топлива и значения удельного импульса ракетного двигателя. Показано, что использование на малом разгонном блоке двигателя на газообразных компонентах при малых запасах характеристической скорости разгонного блока обеспечивает выигрыш по массе двигательной установки. В абсолютном выражении выигрыш по массе оказывается незначительным — примерно 5 % стартовой массы разгонного блока. Таким образом, при выборе двигателя для малого разгонного блока необходимо учитывать такие характеристики двигательной установки, как экологичность компонентов топлива, стоимость разработки и эксплуатации, надежность

Ключевые слова

Малый разгонный блок, двигательная установка, вытеснительная система подачи, газообразные компоненты топлива, массовый анализ, анализ проектных параметров

Поступила 18.03.2024

Принята 08.04.2024

© Автор(ы), 2024

Работа выполнена в рамках реализации Программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Введение. В настоящее время актуальной задачей в области проектирования космических аппаратов (КА) является разработка маневрирующих миниспутников (стартовой массой 100...500 кг), выполняющих функцию малого разгонного блока (МРБ). Такие МРБ активно развиваются в контексте оказания нового вида коммерческих пусковых услуг: «логистики последней мили» (Last Mile Logistics, LMLs)¹ [1]. Данный вид периферийной пусковой услуги решает проблему несоразмерности массы полезных нагрузок (ПН) и грузоподъемности существующих средств выведения. Указанная проблема отражает противоречие между выгодой от использования дешевых малых КА при решении бизнес-задач на низкой околоземной орбите [2, 3] и выгодой от использования ракет-носителей (РН) среднего и тяжелого классов, которые имеют относительно малую стоимость выведения килограмма полезного груза [1]. Услуга LMLs заключается в переводе с помощью МРБ малой (сверхмалой) ПН, запущенной на опорную орбиту в ходе кластерного пуска, на индивидуальную рабочую орбиту [4]. Использование МРБ позволяет во многих случаях отказаться от собственной двигательной установки (ДУ) на малом спутнике или оптимизировать ее параметры для выполнения целевой задачи. Таким образом, МРБ оказываются конкурентами РН сверхлегкого класса [5].

Пусковые услуги LMLs с 2020 г. используются в миссиях SmallSat Rideshare Program при пусках серии Transporter ракеты-носителя Falcon 9² [6]. В этих миссиях применяются американские и европейские МРБ SHERPA³ [7], ION [8], Vigoride [9], Orbiter [10], Chimera LEO⁴ [11]. Кроме того, разрабатываются МРБ Exolaunch Reliant⁵ [12], Exotrail⁶ [13], SAB

¹ Space Logistics Markets. *digital-platform.euroconsult-ec.com: веб-сайт*. A comprehensive analysis & forecast of the on-orbit service markets a Euroconsult Report. 2022.

URL: <https://digital-platform.euroconsult-ec.com/product/space-logistics-markets> (дата обращения: 09.03.2024).

² SpaceX. SmallSat Rideshare Program. *spacex.com: веб-сайт*.

URL: <https://www.spacex.com/rideshare> (дата обращения: 09.03.2024).

³ SHERPA Rideshare Mission. *directory.eoportal.org: веб-сайт*.

URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sherpa> (дата обращения: 09.03.2024).

⁴ Epic Aerospace. *epic-aerospace.com: веб-сайт*.

URL: <https://epic-aerospace.com/spacescraft.html> (дата обращения: 19.02.2023).

⁵ Exolaunch Reliant. *exolaunch.com: веб-сайт*.

URL: <https://exolaunch.com/reliant#5> (дата обращения: 09.03.2024).

⁶ Exotrail. *exotrail.com: веб-сайт*. URL: <https://www.exotrail.com> (дата обращения: 09.03.2024).

Launchservices⁷ [14]. Отечественного МРБ в настоящее время не существует, и его создание является актуальной задачей в контексте планов по увеличению производства малых спутников.

При создании МРБ, имеющего стартовую массу (вместе с ПН) менее 500 кг и запас характеристической скорости ~ 500 м/с, возникают новые задачи научно обоснованного выбора проектных параметров ДУ. Исследования показали, что с технико-экономической точки зрения эффективно использовать в составе МРБ маршевую ДУ на химических компонентах топлива, имеющих относительно большую тягу, что позволяет осуществить транспортную операцию за малое время [4]. Традиционно в составе маневрирующих КА используются ДУ на жидких компонентах топлива с вытеснительной системой подачи (ВСП) [15–17]. Однако на малых КА могут быть использованы и ДУ с газообразными компонентами топлива [18, 19]. Выбор ДУ МРБ, основанный на анализе ее массы, требует дополнительных исследований, поскольку для малого КА отношение сухой массы к массе заправленного аппарата увеличивается [20]. При этом существенно изменяются численные значения относительных масс элементов, используемых в процессе массового анализа КА. В частности увеличиваются относительные массы агрегатов пневмогидросистемы (ПГС). Насколько позволяет судить проведенный анализ литературы, подобные исследования для МРБ еще не проводились.

Цель настоящей работы — сравнение по критерию минимума массы ДУ МРБ на химическом топливе, использующих самовытесняемые газообразные компоненты (ДУ ГК) и жидкие компоненты, вытесняемые газом наддува (ДУ ВСП).

Для достижения указанной цели строятся и анализируются упрощенные математические модели массы, учитывающие особенности рассматриваемых ДУ.

Материалы и методы решения задач, принятые допущения. Рассматривается МРБ с полной начальной массой M_0 в заправленном состоянии, имеющий суммарный запас характеристической скорости ΔV . Упрощенно считается, что масса МРБ определяется выражением

$$M_0 = M_P + M_C + M_D, \quad (1)$$

где M_P — масса ПН; M_C — масса систем МРБ, которая не зависит от типа используемой ДУ (в нее входят масса элементов конструкции, масса

⁷ SAB Launchservices. *sablaunchservices.com: веб-сайт.*

URL: <https://www.sablaunchservices.com> (дата обращения: 09.03.2024).

бортового оборудования, включающая в себя массы систем управления, обеспечения теплового режима, радиотехнических систем и др.); M_D — масса ДУ.

В настоящей работе M_0 и M_C считаются заданными и одинаковыми для всех рассматриваемых вариантов проектных параметров ДУ. Таким образом, масса ПН, как следует из (1), зависит только от M_D , которая в свою очередь зависит от проектных параметров ДУ и определяется суммой составляющих масс

$$M_D = M_T + M_B + M_A + M_V, \quad (2)$$

где M_T , M_B , M_A — массы топлива, баков и агрегатов ПГС ДУ;

$$M_V = M_S + M_g + M_r \quad (3)$$

— масса ВСП, M_S , M_g и M_r — массы шара-баллона, газа наддува, необходимого для вытеснения топлива из баков, и газа наддува, который остается в шаре-баллоне после вытеснения топлива из баков.

Масса топлива для ДУ с удельным импульсом J вычисляется по формуле Циолковского

$$M_T = M_0 Z, \quad (4)$$

где

$$Z(\Delta V, J) = 1 - \exp(-\Delta V / J). \quad (5)$$

По заданному стехиометрическому соотношению $K_m = M_O / M_G$ для ДУ можно вычислить массу горючего и окислителя:

$$M_G = M_T / (1 + K_m); \quad M_O = M_T / (1 + 1 / K_m). \quad (6)$$

Масса баков вычисляется на основе допущения о том, что в компоновке МРБ из условия рациональной центровки используется по два бака каждого компонента [21]:

$$M_B = 2(M_{BG} + M_{BO}), \quad (7)$$

где M_{BG} и M_{BO} — массы баков горючего и окислителя.

Допустим, что баки компонентов имеют сферическую форму. В этом случае радиус бака компонента топлива определяется как

$$R_k = \frac{1}{2} \left[K_p \frac{3}{\pi} \frac{M_k}{\rho_k} \right]^{1/3}, \quad (8)$$

где k — индекс компонента G или O ; K_p — коэффициент увеличения объема бака для формирования начальной газовой подушки ВСП [22–24];

M_k — масса компонента топлива; ρ_k — плотность компонента топлива. Если ДУ использует газообразные компоненты топлива, то плотность компонента определяется выражением

$$\rho_k = A P \mu_k, \quad (9)$$

где $A = (T R_g)^{-1}$ (T — начальная температура хранения газа, которая в силу сделанного допущения условно принята постоянной и одинаковой для всех газообразных компонентов и газов наддува; R_g — универсальная газовая постоянная 8,3145 Дж/(моль · К)); P — начальное давление газа при его хранении; μ_k — молярная масса газа.

На основе расчета на прочность сферической оболочки радиусом R_k , нагруженной внутренним давлением в баке

$$P_b = K_b P_0, \quad (10)$$

где K_b — заданный коэффициент; P_0 — давление в камере сгорания РДМТ (принято одинаковым для всех рассмотренных вариантов ДУ), определяется масса оболочки бака компонента топлива

$$M_{Bk} = \frac{\xi \pi P_b \rho_B R_k^3}{n[\sigma_B]}, \quad (11)$$

где ξ — коэффициент, учитывающий массу мембраны ВСП; ρ_B — плотность материала оболочки; n — коэффициент запаса прочности; $[\sigma_B]$ — допустимое напряжение материала оболочки. В настоящей работе принято допущение о том, что мембрана имеет массу, равную половине массы оболочки. В этом случае коэффициент $\xi = 3$.

Масса газа наддува, необходимого для вытеснения топлива из баков, вычисляется по формуле

$$M_g = K_p \left(\frac{M_G}{\rho_G} + \frac{M_O}{\rho_O} \right) A K_b P \mu_g, \quad (12)$$

где μ_g — молярная масса газа наддува.

Для определения параметров шара-баллона вводится номинальное начальное давление газа в нем P_S . Тогда объем, который займет масса газа (12) в шаре-баллоне при давлении P_S составит

$$V_S = \frac{M_g}{A P_S \mu_g}, \quad (13)$$

откуда легко найти радиус шара-баллона R_S .

Масса газа наддува, который остается в шаре-баллоне после вытеснения топлива из баков, определяется по известному объему баллона с учетом допущения о том, что остаточный газ хранится в объеме V_S при остаточном давлении $2K_b P$:

$$M_r = 2AK_b P \mu_g V_S. \quad (14)$$

С учетом остатка газа начальное давление в шаре-баллоне можно записать в виде

$$P_{S0} = \frac{M_g + M_r}{AV_S \mu_g}. \quad (15)$$

Масса оболочки шара-баллона M_S определяется по формуле, аналогичной (11), где $\xi = 2$ (в силу отсутствия мембраны), взят тот же самый запас прочности n , задано допустимое напряжение $[\sigma_S]$ и плотность материала оболочки ρ_S .

Масса агрегатов ПГС ДУ M_A задается для каждого ДУ. Эта масса включает в себя массы агрегатов, обеспечивающих подачу компонентов топлива в РДМТ, которые обеспечивают подачу газа вытеснения в баки, массу РДМТ, а также массу необходимых конструктивных элементов ДУ (кронштейнов и пр.).

На основе приведенных формул далее будет проведено сравнение масс ДУ ВСП и ДУ ГК. Масса ДУ ВСП с учетом формул (2)–(15) описывается выражением

$$M_D^v = M_A^v + M_0 Z^v \left[1 + \frac{1}{4} \frac{C^v}{D^v} \right], \quad (16)$$

где

$$Z^v = Z(\Delta V, J_v); \quad C^v = K_p K_b P_0 (K_m^v \rho_G^v + \rho_O^v) \times \\ \times ((2K_b P_0 + P_S)(6 \rho_S + 4A \mu_S n [\sigma_S]) [\sigma_B] + 9 \rho_B^v P_S [\sigma_S]);$$

$$D^v = (1 + K_m^v) P_S \rho_G^v \rho_O^v n [\sigma_S] [\sigma_B].$$

При выводе формулы массы ДУ ГК на основе (2)–(15) следует учесть, что газообразные компоненты являются самовытесняемыми и хранятся в шарах-баллонах под высоким начальным давлением. Далее принято, что значения начальных давлений газов в баллонах одинаковы и равны P_G , материал оболочек баллонов имеет плотность ρ_B^g и допустимое напряжение $[\sigma_B^g]$. Таким образом, для ДУ ГК в (2) следует принять

$M_V = 0$, а в (11) — $\xi = 2$ (поскольку отсутствует мембрана в баках).
Выражение для массы ДУ ГК имеет вид

$$M_D^g = M_A^g + M_0 Z^g \frac{C^g}{D^g}, \quad (17)$$

где

$$C^g = \left(2K_b \frac{P_0}{P_G} + 1 \right) \left(\mu_O^g \left(3\rho_B^g + 2A\mu_G^g n \left[\sigma_B^g \right] \right) + K_m^g \mu_G^g \left(3\rho_B^g + 2A\mu_O^g n \left[\sigma_B^g \right] \right) \right);$$

$$D^g = 2A \left(1 + K_m^g \right) \mu_G^g \mu_O^g n \left[\sigma_B^g \right]; \quad Z^g = Z(\Delta V, J_g).$$

В формулах (16) и (17) удельные импульсы ДУ ВСП и ДУ ГК записаны как J_v и J_g .

Сравнительный анализ масс ДУ. Рассмотрим отношение разности масс ДУ ВСП и ДУ ГК к полной массе МРБ:

$$\Delta\mu = \frac{M_D^v - M_D^g}{M_0}. \quad (18)$$

При анализе вводим дополнительное упрощающее предположение о том, что материалы шара-баллона газа вытеснения и шаров-баллонов газообразных компонентов одинаковы, т. е. равны плотности $\rho_B^g = \rho_S$ и допустимые напряжения $\left[\sigma_B^g \right] = \left[\sigma_S \right]$. Для упрощения аналитических выражений запасы прочности также приняты одинаковыми для всех баков и баллонов, а также введено обозначение $S = n \left[\sigma_S \right]$. Одинаковым считается давление, при котором хранятся газы во всех баллонах, $P_G = P_S$.

С учетом сделанных допущений, после подстановки в (18) выражений (16), (17) и преобразований получим

$$\Delta\mu = -\alpha + B, \quad (19)$$

где B — выигрыш по массе ДУ ГК по сравнению с ДУ ВСП;

$$\alpha = \frac{M_A^g - M_A^v}{M_0} \quad (20)$$

— относительная разность масс агрегатов ПГС.

Следует отметить, что наличие в составе ДУ ВСП компонентов, как правило, увеличивает массу агрегатов ПГС, что дает условие $\alpha < 0$.

В случае, когда ДУ ГК имеет выигрыш по массе по сравнению с ДУ ВСП, в (19) выполняется условие $\Delta\mu > 0$, тогда критерий преимущества ДУ ГК по массе

$$B > \alpha. \quad (21)$$

Коэффициент выигрыша по массе можно записать как функцию суммарного запаса характеристической скорости МРБ:

$$B(\Delta V) = W(1 - \exp(-\Delta V / J_v)) - G(1 - \exp(-\Delta V / J_g)), \quad (21)$$

где

$$W = 1 + \frac{K_p K_b P_0 (K_m^v \rho_G^v + \rho_O^v)}{4S(1 + K_m^v) \rho_G^v \rho_O^v} \left[\left(2K_b \frac{P_0}{P_S} + 1 \right) (6\rho_S + 4A\mu_S S) + 9\rho_B^v \frac{[\sigma_S]}{[\sigma_B]} \right];$$

$$G = \frac{\left(2K_b \frac{P_0}{P_G} + 1 \right) \left[3 \left(\frac{K_m^g}{\mu_O^g} + \frac{1}{\mu_G^g} \right) \rho_S + 2AS(1 + K_m^g) \right]}{2AS(1 + K_m^g)}.$$

Выражение (21) может быть преобразовано таким образом, чтобы показать зависимость выигрыша по массе от разности параметров сравниваемых ДУ $\delta = G - W$ и разности их удельных импульсов $\beta = 1 - J_v / J_g$:

$$B(\Delta V) = \exp\left(-\frac{\Delta V}{J_v}\right) \left(G \left(\exp\left(\beta \frac{\Delta V}{J_v}\right) - 1 \right) + \delta \right) - \delta. \quad (22)$$

Отметим, что $W > 0$ и $G > 0$, поскольку данные выражения содержат только суммы и произведения положительных по смыслу задачи проектных параметров. Очевидно также, что $B(0) = 0$. Производная функции (22) имеет вид

$$\frac{dB}{d(\Delta V)} = J_v^{-1} \exp\left(-\frac{\Delta V}{J_v}\right) \left(G + \exp\left(\beta \frac{\Delta V}{J_v}\right) G(\beta - 1) - \delta \right), \quad (23)$$

при $\Delta V = 0$:

$$\left. \frac{dB}{d(\Delta V)} \right|_{\Delta V = 0} = \frac{W}{J_v} - \frac{G}{J_g}. \quad (24)$$

Из (24) следует, что в зависимости от параметров ДУ и удельного импульса РДМТ производная функция может иметь разные знаки. Запишем условие положительности производной функции (23) при $\Delta V = 0$:

$$\beta > \beta^*, \quad (25)$$

где $\beta^* = 1 - W / G$. Функция (22) имеет максимум при

$$\Delta V_{\max} = \frac{J_v}{\beta} \ln \left[\frac{1-\beta}{1-\beta^*} \right] = \frac{J_g J_v}{J_g - J_v} \ln \left[\frac{J_g W}{J_v G} \right]. \quad (26)$$

Максимальное значение функции запишем так:

$$B_{\max} = W \left\{ 1 + \frac{\beta}{1-\beta} \left[\frac{1-\beta^*}{1-\beta} \right]^{-1/\beta} \right\} - G. \quad (27)$$

Разложение функции (22) в ряд Тейлора в окрестности нуля с удержанием квадратичных членов дает приближенное выражение:

$$B(\Delta V) \approx \left(\frac{\Delta V}{J_v} \right)^2 \left(\frac{G\beta(\beta-2)+\delta}{2} \right) + \left(\frac{\Delta V}{J_v} \right) (G\beta - \delta). \quad (28)$$

Результаты исследований. Для численных примеров рассмотрены следующие значения параметров модельных прототипов ДУ: $P_0 = 1,5$ МПа, $P_S = 35$ МПа, $K_b = 1,2$, $K_p = 1,15$, $T = 293$ К. При этом коэффициент в (9) $A = 0,00041$. Принято, что ДУ ВСП имеет баки для жидких компонентов из алюминиевого сплава с параметрами $\rho_B = 2640$ кг/м³, $[\sigma_B] = 200$ МПа, а все баллоны высокого давления выполнены из композиционного материала с параметрами эквивалентного изотропного материала $\rho_S = 1500$ кг/м³, $[\sigma_S] = 1000$ МПа. Для всех емкостей принят запас прочности $n = 2$, что дает $S = 1000$ МПа.

Первый этап исследований. В качестве газообразных компонентов топлива рассмотрена пара кислород–метан, для которой $\mu_O^g = 0,032$ кг/моль, $\mu_C^g = 0,016$ кг/моль, $K_m^g = 3,5$. Для данной ДУ ГК параметр $G = 1,2182$.

Для сравнения выбрана ДУ ВСП с высококипящими компонентами топлива АТ+НДМГ⁸ и параметрами $\rho_G^v = 793$ кг/м³, $\rho_O^v = 1440$ кг/м³, $K_m^v = 2,92$. Если в качестве газа вытеснения выбран азот с $\mu_N = 0,028$ кг/моль, то параметр ДУ ВСП равен $W = 1,0506$, в выражении (22) параметры $\delta = 0,1676$, $\beta^* = 0,1376$. Поскольку удельный импульс РДМТ зависит от многих факторов: используемых компонентов топлива, давления в камере сгорания, степени расширения сопла, то необходимо рассматривать раз-

⁸ АО «Научно-исследовательский институт машиностроения». Каталог продукции 2022.

URL: https://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf
(дата обращения: 09.03.2024)

личные отношения величин J_v и J_g . В частности, когда $J_v = J_g = J$ ($\beta = 0$), выражения (22) и (28) упрощаются:

$$B(\Delta V) = \delta \left(\exp \left(-\frac{\Delta V}{J} \right) - 1 \right); \quad (29)$$

$$B(\Delta V) \approx \delta \left(\frac{\Delta V}{J_v} \right) \left\{ \left(\frac{\Delta V}{J_v} \right) \cdot \frac{1}{2} + 1 \right\}. \quad (30)$$

Графики функции (29), приведенные на рис. 1 для диапазона удельных импульсов $2600 \leq J \leq 3200$ м/с, иллюстрируют тот факт, что выигрыш $B(\Delta V)$ в диапазоне запаса характеристической скорости, который актуален для МРБ, всегда отрицателен. Очевидно, что так как $\beta < \beta^*$, функция $B(\Delta V)$ не имеет максимума, однако разность масс двух ДУ без учета массы агрегатов ПГС составляет не более 6 %. Отметим, что ДУ ГК, как минимум, не хуже ДУ ВСП по данному параметру. Расчеты показывают, что погрешность приближенного выражения (30) по сравнению с (29) в данном случае не более 0,5 %.

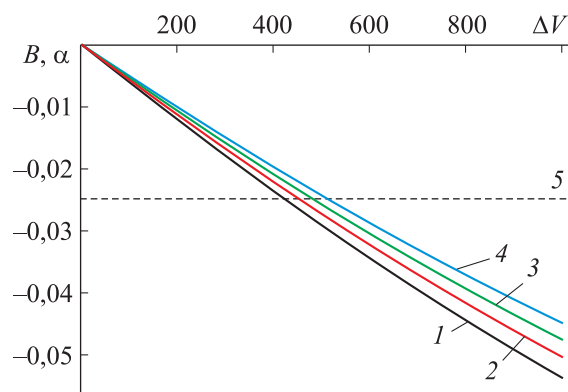


Рис. 1. Относительный выигрыш по массе ДУ ГК кислород–метан по сравнению с ДУ ВСП АТ+НДМГ при одинаковых удельных импульсах; $J = 2600$ (1), 2800 (2), 3000 (3), 3200 м/с (4); штриховая 5 — $\alpha_0 = -0,025$; выше штриховой выполняется условие (21)

Для заданной ненулевой относительной массы агрегатов α_0 можно найти значение ΔV_0 , соответствующее границе выигрыша по массе ДУ с газообразными компонентами, которая определяется условием (21). Из выражения (28) получим приближенное значение:

$$\Delta V_0 = J \left(1 - \sqrt{1 + \frac{2\alpha_0}{\delta}} \right). \quad (31)$$

Например, для $J = 2900$ м/с и $\alpha_0 = -0,025$ определим характеристическую скорость $\Delta V_0 = 470,87$ м/с. Этот результат означает, что для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг и разности масс агрегатов $M_A^v - M_A^g = 6,25$ кг ДУ ГК даст выигрыш по массе при $\Delta V < 470,87$. Для заданного ΔV_0 соответствующее значение α_0 приближенно находим из (28):

$$\alpha_0 = \left(\frac{\Delta V_0}{J} \right)^2 \frac{\delta}{2} + \left(\frac{\Delta V_0}{J} \right) \delta. \quad (32)$$

Например, для $\Delta V_0 = 500$ м/с и рассматриваемого диапазона J можно получить $-0,029 \leq \alpha_0 \leq -0,024$, для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг получим $6,04 \leq M_A^v - M_A^g \leq 7,28$ кг. Таким образом, выявлено, что для МРБ массой порядка 250 кг ДУ двух типов оказываются сопоставимы по массе, поскольку выигрыш и проигрыш по массе не превышают 5 % его полной массы, т. е. имеют фактически порядок погрешности инженерных расчетов. Для уточненного анализа эффективности ДУ необходимо сравнивать другие показатели, например, стоимость разработки и производства этих двух установок.

Случай, при котором РДМТ на жидких и газообразных компонентах топлива имеют разные удельные импульсы, т. е. $\beta \neq 0$, приведен на рис. 2. Для РДМТ на компонентах АТ+НДМГ выберем фиксированное значение удельного импульса $J_v = 2900$ м/с. Для ДУ с газообразными компонентами кислород–метан рассмотрим диапазон удельных импульсов РДМТ

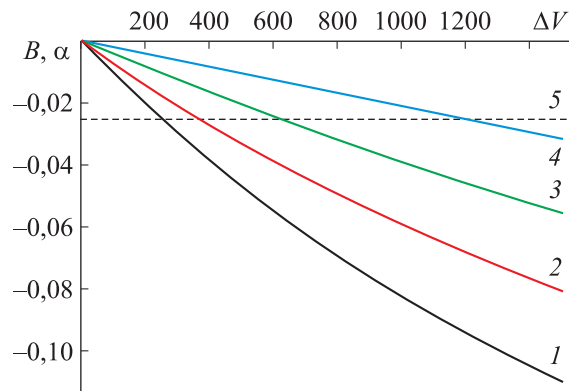


Рис. 2. Относительный выигрыш по массе ДУ ГК кислород–метан по сравнению с ДУ ВСП АТ+НДМГ ($J_v = 2900$ м/с) при различных удельных импульсах; $J_g = 2600$ (1), 2800 (2), 3000 (3), 3200 м/с (4); штриховая 5 — $\alpha_0 = -0,025$; выше штриховой выполняется условие (21)

$2600 \leq J_g \leq 3200$ м/с, что соответствует $-0,1154 \leq \beta \leq 0,0938$. Расчеты показывают, что приближенное выражение (28) можно использовать только для малых запасов характеристической скорости, поскольку при $\Delta V > 500$ м/с погрешность составляет уже порядка 1,5...2 %.

Как и в предыдущем случае, так как $\beta < \beta^*$, функция $B(\Delta V) < 0$ не имеет экстремума, однако из рис. 2 следует существенное влияние параметра β на значение выигрыша $B(\Delta V)$. Например, при $\Delta V = 500$ м/с и $\beta = 0,09$ ($J_g = 3200$ м/с) имеем $\alpha_0 = -0,0098$. Следовательно, для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг выигрыш по массе для ДУ с газообразными компонентами получается при $M_A^v - M_A^g > 2,45$ кг. При трехкратном уменьшении параметра до $\beta = 0,03$ (т. е. при уменьшении удельного импульса до $J_g = 3000$ м/с) относительная масса агрегатов изменяется практически в 2 раза, до $\alpha_0 = -0,0206$, т. е. выигрыш по массе для ДУ с газообразными компонентами будет при $M_A^v - M_A^g > 5,15$ кг. Таким образом, увеличение удельного импульса ДУ на газообразных компонентах увеличивает выигрыш по массе, однако величина выигрыша, как и в предыдущем случае, оказывается незначительной.

Для уменьшения массы ДУ ВСП в качестве газа вытеснения часто используют гелий, для которого формула (22) с параметрами $\mu_g = 0,004$ кг/моль и $W = 1,0315$, $\delta = 0,1867$ при $J_v = 2900$ м/с, $\alpha_0 = -0,025$, дает уменьшение на 11 % границы запаса характеристической скорости до $\Delta V_0 = 416,92$ м/с. Так, для стартовой массы $M_0 = 250$ кг и разности масс агрегатов $M_A^v - M_A^g = 6,25$ кг МРБ с ДУ ГК даст выигрыш по массе при запасе характеристической скорости $\Delta V < 416,92$ м/с. Для $\Delta V_0 = 500$ м/с и рассматриваемого диапазона J получаем $-0,033 \leq \alpha_0 \leq -0,027$, при массе МРБ $M_0 = 250$ кг — $6,75 \leq M_A^v - M_A^g \leq 8,25$ кг.

В случае когда $\beta = 0,09$ ($J_v = 2900$ м/с, $J_g = 3200$ м/с), при $\Delta V_0 = 500$ м/с и использовании гелия получаем $\alpha_0 = -0,0129$. Этот результат означает, что для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг выигрыш по массе для ДУ ГК будет иметь место при $M_A^v - M_A^g > 3,23$ кг. Так, при использовании в ДУ ВСП гелия изменение критической разности масс агрегатов составило меньше 1 кг по сравнению с использованием азота. При этом масса агрегатов ПГС для подачи газа вытеснения может увеличиться при переходе с азота на гелий больше чем на 1 кг в силу необходимости компенсации высокой текучести гелия.

Второй этап исследований. В качестве газообразных компонентов топлива рассмотрена пара кислород–водород, для которой $\mu_O^g = 0,032$ кг/моль, $\mu_G^g = 0,002$ кг/моль, $K_m^g = 5,5$. Сохранив значение $W = 1,0506$, для этого случая получаем $G = 1,4153$, $\delta = 0,3647$, $\beta^* = 0,2577$. На рис. 3 приведены графики функции $B(\Delta V)$ (22) при $J_v = 2900$ м/с для ДУ ВСП и в диапазоне удельного импульса $3600 \leq J_g \leq 4200$ м/с для ДУ ГК на компонентах кислород–водород, что соответствует $0,1944 \leq \beta \leq 0,3095$.

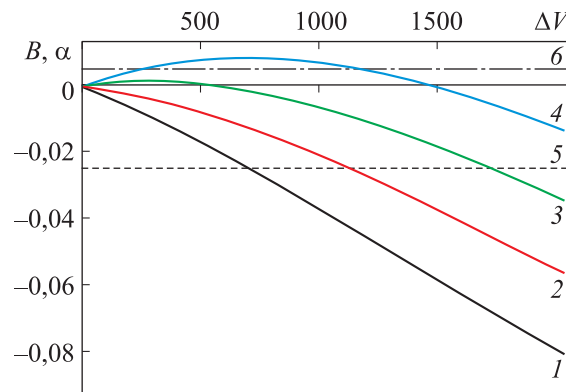


Рис. 3. Относительный выигрыш по массе ДУ ГК кислород–водород по сравнению с ДУ ВСП АТ+НДМГ ($J_v = 2900$ м/с); $J_g = 3600$ (1), 3800 (2), 4000 (3), 4200 м/с (4); штриховая 5 — $\alpha_0 = -0,025$; выше штриховой условие (21) выполняется в диапазоне $0 < \Delta V < \Delta V_0$; штрихпунктирная 6 — $\alpha_0 = 0,05$; выше штрихпунктирной условие (21) выполняется в диапазоне $\Delta V_1 < \Delta V < \Delta V_2$

Согласно зависимостям, приведенным на рис. 3, в диапазоне $0,2577 \leq \beta \leq 0,3095$ функция $B(\Delta V)$ при малых $0 < \Delta V < \Delta V_0$ принимает положительные значения и имеет максимум. Например, при $\beta = 0,3095$ ($J_g = 4200$ м/с) по формулам (26), (27) можно определить, что максимум будет достигнут при $\Delta V_{\max} = 678,6$ м/с и составит $B_{\max} = 0,008$. Для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг этот максимальный выигрыш составит всего 2 кг. Можно также определить, что до $\Delta V_0 = 1460,4$ м/с выигрыш ДУ с газообразными компонентами сохраняется при $M_A^v - M_A^g = 0$.

Следовательно, на рис. 3 видно, что хотя при использовании ДУ ГК с большим удельным импульсом выигрыш по массе оказывается незначительным, запас характеристической скорости МРБ, при котором сохраняется это небольшое преимущество, существенно увеличивается. Отметим, что наличие области положительных значений $B(\Delta V) > 0$ при-

водит к тому, что при $0 < \alpha < B_{\max}$ (т. е. при $M_A^v < M_A^g$) ДУ ВСП имеет выигрыш по массе для малых запасов характеристической скорости в диапазоне $0 < \Delta V < \Delta V_1$. Для запасов характеристической скорости в диапазоне $\Delta V_1 < \Delta V < \Delta V_2$ выгоднее ДУ ГК. Далее, для $\Delta V > \Delta V_2$ выгоднее снова ДУ с ВСП. Пример такого случая приведен на рис. 3 штрихпунктирной 6 при $\alpha_0 = 0,005$ (для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг это соответствует $M_A^g - M_A^v = 1,25$ кг). Здесь ДУ ГК имеет выигрыш в диапазоне $250,6 < \Delta V < 1145,4$ м/с.

Третий этап исследований. Рассмотрены ДУ ВСП с однокомпонентным топливом, для которых возможно выполнение условия $B(\Delta V) > 0$. В этом случае окислитель отсутствует, т. е. $K_m^v = 0$, $\rho_O^v = 0$ и в выражении (21):

$$W = 1 + \frac{K_p K_b P_0}{4S\rho_G^v} \left[\left(2K_b \frac{P_0}{P_S} + 1 \right) (6\rho_S + 4A\mu_S S) + 9\rho_B^v \frac{[\sigma_S]}{[\sigma_B]} \right]. \quad (33)$$

Для ДУ ВСП на гидразине ($\rho_G^v = 1010$ кг/м³) с удельным импульсом ДУ в диапазоне $J_v = 2300$ м/с [25], когда в качестве газа вытеснения используется азот ($\mu_S = 0,028$ кг/моль), параметр ДУ $W = 1,0597$. Рассматривая ДУ ГК на компонентах кислород–метан ($G = 1,2182$), в выражении (22) для этого случая $\delta = 0,1585$ и $\beta^* = 0,1301$. В диапазоне удельного импульса $2600 \leq J_g \leq 3200$ для газового РДМТ на компонентах кислород–метан найдем диапазон значений $0,1154 \leq \beta \leq 0,2813$. Как показано на рис. 4, функция $B(\Delta V)$ в диапазоне $0,1301 \leq \beta \leq 0,2813$ при $0 < \Delta V < \Delta V_0$ принимает положительные значения и имеет максимум.

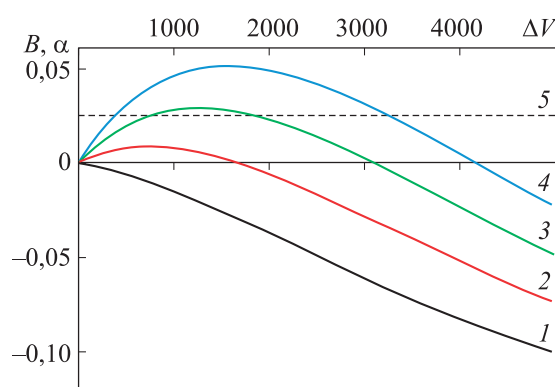


Рис. 4. Относительный выигрыш по массе ДУ ГК кислород–метан по сравнению с ДУ ВСП на гидразине ($J_v = 2300$ м/с); $J_g = 2600$ (1), 2800 (2), 3000 (3), 3200 м/с (4); штриховая 5 — $\alpha_0 = 0,025$; выше штриховой условия (21) выполняется в диапазоне $\Delta V_1 < \Delta V < \Delta V_2$

Например, при $\beta = 0,2813$ ($J_g = 3200$ м/с) по формулам (26), (27) можно найти, что максимум достигается при $\Delta V_{\max} = 1561,1$ м/с, т. е. $B_{\max} = 0,052$ (для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг это составит 13 кг). Можно также определить, что при $M_A^v - M_A^g = 0$ выигрыш ДУ с газообразными компонентами сохраняется до $\Delta V_0 = 4155,8$ м/с.

Двигательная установка ВСП на однокомпонентном топливе не имеет агрегатов ПГС для вытеснения окислителя и при подаче его в РДМТ весьма вероятно, что $\alpha > 0$, т. е. $M_A^v < M_A^g$. Подобный пример показан на рис. 4 штриховой 5 при $\alpha_0 = 0,025$ (для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг это соответствует $M_A^g - M_A^v = 6,25$ кг). В этом примере для малых запасов характеристической скорости $0 < \Delta V \leq 380,26$ м/с выгоднее использовать ДУ ВСП, в диапазоне $380,26 < \Delta V < 3242,27$ м/с выгоднее ДУ ГК. Далее, при $\Delta V \geq 3242,27$ м/с выгоднее снова ДУ ВСП.

Для ДУ ГК на компонентах кислород–метан и ДУ ВСП, использующей в качестве газа вытеснения азот ($\mu_s = 0,028$ кг/моль), а в качестве однокомпонентного топлива — пероксид водорода, имеющий большую плотность ($\rho_G^v = 1340$ кг/м³), с малым удельным импульсом ДУ $J_v = 1500$ м/с [25] параметры в формуле (22) равны $W = 1,045$, $G = 1,21182$, $\delta = 0,1732$, $\beta^* = 0,1422$. В диапазоне удельного импульса для газового РДМТ на компонентах кислород–метан $2600 \leq J_g \leq 3200$ м/с получим диапазон значений параметра $0,4231 \leq \beta \leq 0,5312$. Как следует из рис. 5, функция $B(\Delta V)$ аналогична функции, приведенной на рис. 4, но принимает большие максималь-

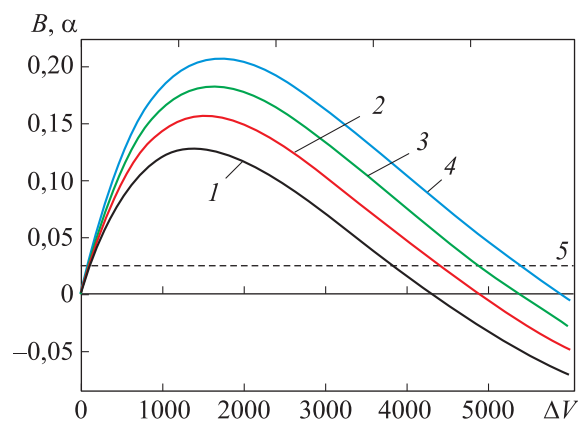


Рис. 5. Относительный выигрыш по массе ДУ ГК кислород–метан по сравнению с ДУ ВСП на пероксиде водорода ($J_v = 1500$ м/с) (обозначения см. рис. 4)

ные значения. Например, при $\beta = 0,5312$ ($J_g = 3200$ м/с) по формулам (26), (27) можно найти, что максимум достигается при $\Delta V_{\max} = 1706,4$ м/с, т. е. $B_{\max} = 0,207$ (для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг это составит 51,8 кг). Можно также найти, что при $M_A^v - M_A^g = 0$ выигрыш ДУ с газообразными компонентами сохраняется до $\Delta V_0 = 5881,1$ м/с.

Штриховой прямой на рис. 5 показан пример при $\alpha_0 = 0,025$ (для МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг это соответствует $M_A^g - M_A^v = 6,25$ кг). В этом примере для $0 < \Delta V \leq 82,78$ м/с выгоднее использовать ДУ ВСП, для $82,78 < \Delta V < 5373,2$ м/с выгоднее ДУ ГК. Далее при $\Delta V \geq 5373,2$ м/с снова выгоднее ДУ ВСП.

Обсуждение полученных результатов. Для наглядного представления результатов, полученных с использованием приведенной методики, в таблице указаны проектные параметры шести МРБ стартовой массой $M_0 = 250$ кг (варианты I–VI) для транспортной операции с запасом характеристической скорости $\Delta V = 500$ м/с. Массы систем всех МРБ одинаковые, $M_C = 30$ кг, не зависят от типа используемой ДУ. Принято допущение, что массы агрегатов ПГС ДУ

$$M_A^g = \gamma_A^g M_0; \quad M_A^v = \gamma_A^v M_0. \quad (34)$$

Здесь для ДУ ГК принято $\gamma_A^g = 0,05$, для двухкомпонентной ДУ ВСП — $\gamma_A^v = 0,075$, для однокомпонентной ДУ ВСП — $\gamma_A^v = 0,03$.

Оценка габаритных размеров МРБ выполнена по упрощенной модели: считаем, что МРБ вписан в цилиндр, диаметр которого равен удвоенному диаметру максимального по размерам бака (для горючего или окислителя)

$$D = 4 \max(R_G, R_O), \quad (35)$$

а высота составляет полтора диаметра этого же бака

$$H = 3 \max(R_G, R_O). \quad (36)$$

В таблице МРБ вариантов I, II, V, VI с ДУ ВСП сравниваются с МРБ варианта III с ДУ на газообразных компонентах кислород–метан. Дополнительно в таблице приведено сравнение проектных параметров МРБ с ДУ на газообразных компонентах кислород–водород (вариант II) и МРБ с ДУ ВСП (вариант I, параметры этого варианта помечены звездочкой).

Малые разгонные блоки вариантов I–V имеют ДУ с высоким удельным импульсом $J = 3550 \pm 650$ м/с, а МРБ варианта VI имеет ДУ с почти вдвое меньшим удельным импульсом. Закономерно, что МРБ варианта VI позво-

ляет транспортировать в 1,5 раза меньшую ПН, чем другие МРБ, поскольку для осуществления транспортной операции требуется значительная масса топлива. Однако из-за высокой плотности топлива габаритные размеры МРБ варианта VI сопоставимы с остальными МРБ (отметим, что для однокомпонентной ДУ принятая модель расчета габаритных размеров может давать завышенные значения D и H). Таким образом, масса заправленной однокомпонентной ДУ ВСП МРБ варианта IV оказывается на 19 % больше массы ДУ на газообразных компонентах МРБ варианта III.

Масса ПН МРБ вариантов I–V $M_{ПН} = 155,5 \pm 7,5$ кг. Наибольшая масса ПН у МРБ варианта IV с ДУ с наибольшим удельным импульсом. Однако разность масс ПН МРБ вариантов III и IV составляет менее 5 %.

Сравнивая массы ДУ МРБ вариантов I–V, выявили, что ДУ на газообразных компонентах имеют выигрыш по массе по сравнению с ДУ с ВСП. При использовании ДУ с наибольшим удельным импульсом выигрыш может составлять порядка 15 % (МРБ вариантов I и IV). Однако в абсолютном выражении этот выигрыш не более 11 кг, т. е. 5 % стартовой массы МРБ. Следует также отметить, что МРБ с ДУ на газообразных компонентах кислород–водород имеет наибольшие габаритные размеры. Наиболее компактным оказывается МРБ на высококипящих компонентах (варианты I и II).

Варианты проектных параметров МРБ

Проектный параметр	Номер варианта					
	I	II	III	IV	V	VI
Запас характеристической скорости, м/с	500					
Горючее	НДМГ	НДМГ	GO ₂	GO ₂	Гидразин	H ₂ O ₂
Окислитель	АТ	АТ	GNH ₄	GN ₂	–	–
Газ вытеснения	Азот	Гелий	–	–	Азот	Азот
Удельный импульс РДМТ, м/с	2900	2900	3200	4200	2300	1500
Давление газа в баллонах, МПа	38,6					
Толщина стенки, мм:						
шара-баллона	0,805	0,805	–	–	0,926	0,991
бака (для горючего)	0,291	0,291	1,65	2,65	0,461	0,493
бака (для окислителя)	0,341	0,341	1,99	1,86	–	–
Диаметр, м:						
шара-баллона	0,165	0,165	–	–	0,189	0,203
бака (для горючего)	0,255	0,255	0,337	0,542	0,404	0,433
бака (для окислителя)	0,299	0,299	0,407	0,38	–	–

Проектный параметр	Номер варианта					
	I	II	III	IV	V	VI
МРБ	0,598	0,598	0,814	1,08	0,808	0,866
Диаметр МРБ, м	0,448	0,448	0,61	0,813	0,606	0,649
Масса, кг:						
топлива	47	47	42,3	31,6	60,7	98,9
горючего	12	12	9,4	4,86	60,7	98,9
окислителя	35	35	32,9	26,7	–	–
газа вытеснения						
в шаре-баллоне	1,05	0,15	–	–	1,60	1,96
бака (для горючего)	0,236	0,236	0,885	3,670	0,936	1,150
бака (для окислителя)	0,379	0,379	1,55	1,26	–	–
шара-баллона	0,103	0,103	–	–	0,156	0,192
баков	1,23	1,23	4,88	9,87	1,87	2,30
агрегатов ПГС	18,8	18,8	12,5	12,5	7,5	7,5
сухой ДУ	21,1	20,2	21,7	25,6	11,1	12
заправленной ДУ	68,2	67,3	64	57,2	71,8	111
оборудования МРБ	30	30	30	30	30	30
ПН	152	153	156	163	148	109
заправленного МРБ	98,2	97,3	94,0	87,2	102	141
сухого МРБ без ПН	51,1	50,2	51,7	55,6	41,1	42
стартовая, МРБ с ПН	250	250	250	250	250	250
Разность масс ДУ и ДУ варианта III, кг	4,17	3,27	–	10,9*	7,83	46,9
$M_A^v - M_A^g$, кг	6,25	6,25	–	6,25*	–5	–5
B	–0,008	–0,012	–	0,019*	0,051	0,207
α	–0,025	–0,025	–	–0,025*	0,02	0,02
$B - \alpha$	0,017	0,013	–	0,044*	0,031	0,187
<i>Примечание.</i> * — вариант сравнивается с вариантом I.						

Заклучение. Проведенное исследование позволяет сделать вывод о том, что выигрыш по массе ДУ на газообразных компонентах по сравнению с ДУ ВСП определяется соотношением значений удельного импульса используемых РДМТ и разностью масс агрегатов ПГС.

Использование на МРБ ДУ на газообразных компонентах при небольших запасах характеристической скорости оправдано с точки зрения массового анализа, поскольку обеспечивает выигрыш по массе ДУ. Для малых запасов характеристической скорости ДУ ВСП на однокомпонентном топливе могут иметь выигрыш по массе, что согласуется с тем фактом, что подобные ДУ широко используются на малых КА.

В абсолютном выражении выигрыш по массе оказывается незначительным, порядка 5 % стартовой массы МРБ, что фактически совпадает с погрешностью инженерных расчетов. Таким образом, для более корректного сравнения вариантов МРБ необходимо, кроме массы, учитывать и другие характеристики ДУ: экологичность компонентов топлива, стоимость разработки и эксплуатации, надежность и пр.

Полученные результаты планируется использовать в проекте МРБ «БОТ», разрабатываемом в МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники».

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kulu E. In-space economy in 2023 — statistical overview and trends. *IAC*, 2023, paper IAC-23-D3.3.10.
- [2] Лопота В.А., Ермаков П.Н., Фролов И.В. Перспективы развития автоматических космических систем и космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1 (82), с. 5–16.
- [3] Williams C., Doncaster B., Shulman J. Nano/microsatellite market forecast. Atlanta, SpaceWorks Enterprises, 2018.
- [4] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 8. DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [5] Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, № 5. DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>
- [6] Pelton J.N., Madry S. Handbook of small satellites. Cham, Springer Nature, 2020.
- [7] Carlson R., Fram B., Buckley S. SHERPA: a responsive multi-mission space tug. *IEEE Aerospace Conf. Proc.*, 2004, vol. 1, p. 579. DOI: <https://doi.org/10.1109/AERO.2004.1367643>
- [8] Mori P., Bartolini M., Guerrieri P. In-orbit transportation: the key service for commercial space missions. *IAC*, 2023, paper 76653.
- [9] Fikes A., Gdoutos E., Klezenberg M., et al. The Caltech space solar power demonstration one mission. *IEEE WiSEE*, 2022, pp. 18–22. DOI: <https://doi.org/10.1109/WiSEE49342.2022.9926883>
- [10] Blondel-Canepari L., Ordonez-Vallesd L., Jasjukevicsb A., et al. Roadmap towards a greener kick-stage propulsion system. *IAC*, 2022, paper IAC-22-9-D6.2.
- [11] Kulu E. Small launchers–2023 industry survey and market analysis. *IAC*, 2023, paper ID IAC-23-D2.IP.7.

- [12] Singh A.K., Nagabhushan S., Gowda S. Conceptual design of a space tug module for small satellites in low earth orbit. *IAC*, 2022, paper IAC-22,B6,IP,11,x69461.
- [13] Najjara A., Devilleb G., Taillandierc J. Prospects for the small satellite market — focus on access to space. *IAC*, 2022, paper IAC-22,B4,5,7,x74193.
- [14] Рыжикова Т.Н., Старожук Е.А., Шаповалов А.В. и др. Анализ эффективности периферийных пусковых услуг выведения полезных нагрузок малым разгонным блоком «БОТ». *Экономика космоса*, 2022, т. 1, № 1, с. 46–56. EDN: MQDGWM
- [15] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1989.
- [16] Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17, № 4, с. 115–128. DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128>
- [17] Яковлев А.Б. К вопросу о выборе схемы двигательной установки летательного аппарата. *Омский научный вестник*, 2013, № 1, с. 109–113. EDN: QJIPMT
- [18] Воронецкий А.В., Арефьев К.Ю. Анализ области эффективного применения закиси азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2012, № 9. URL: <http://engineering-science.ru/doc/450400.html>
- [19] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Численное исследование влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкции ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород-метан при работе в импульсном режиме. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 1. DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1570>
- [20] Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., et al. Specifics of small satellite propulsion: part 1. *Proc. of 15th AIAA/USU Conf. Small Satellites*, 2001, paper SSC01-XI-6.
- [21] Шаповалов А.В., Щеглов Г.А. Синтез рациональной компоновки малого разгонного блока на газообразных компонентах топлива. *Вестник МАИ*, 2023, т. 30, № 2, с. 70–77. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=174935>
- [22] Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьёв Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М., Машиностроение, 1988.
- [23] Бершадский В.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н. Моделирование тепломассообмена в топливном баке при автономных испытаниях системы наддува ракетной двигательной установки. *Известия РАН. Энергетика*, 2016, № 5, с. 91–97. EDN: WRJCLN
- [24] Бордаков В.Н. Теория и расчет рабочего процесса в пневмогидравлических системах. *Вестник МАИ*, 2009, т. 16, № 1, с. 15–26.
- [25] Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1976.

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Шаповалов Анатолий Витальевич — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Сравнительный анализ масс двигательных установок для малого разгонного блока. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 2 (149), с. 134–157. EDN: TJLHSA

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE PROPULSION SYSTEM MASS FOR A SMALL SPACE TUG

G.A. Shcheglov

shcheglov_ga@bmstu.ru

A.V. Shapovalov

shapovalovav@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper considers a problem in designing a small space tug for provision of peripheral launch services during a cluster launch of satellites using a medium or heavy class launch vehicle. Objective of this work is to compare, according to the minimum mass criterion, two types of the chemical propellant propulsion systems for a small space tug. They include those using the self-displacing gaseous components and the liquid components displaced by the boost gas. Mass simplified analytical mathematical models are considered, they are taking into account features of the propulsion system under consideration. Difference in the system mass related to the space tug total mass was studied. Various combinations of the propellant components and various values of the rocket engine specific impulse were analyzed. The paper shows that using an engine on the gaseous components in a small space tug with small reserves of the space tug characteristic velocity provides a gain in the propulsion system mass. In the absolute terms, the mass gain turns out to be insignificant, i.e., approximately 5 % of the space tug starting mass. Thus, when selecting an engine for a

Keywords

Small space tug, propulsion system, pressure feed system, gaseous propellant components, mass analysis, design parameter analysis

small space tug, it is necessary to take into account the following propulsion system characteristics: ecological friendliness of the fuel components, development and operation costs, reliability

Received 18.03.2024

Accepted 08.04.2024

© Author(s), 2024

The work was carried out as part of the Development program for the advanced engineering school “System Engineering in Rocket and Space Technology” at the Bauman Moscow State Technical University

REFERENCES

- [1] Kulu E. In-space economy in 2023 — statistical overview and trends. *IAC*, 2023, paper IAC-23-D3.3.10.
- [2] Lopota V.A., Ermakov P.N., Frolov I.V. Prospects of development of automatic space systems and spacecrafts. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 1 (82), pp. 5–16 (in Russ.).
- [3] Williams C., Doncaster B., Shulman J. Nano/microsatellite market forecast. Atlanta, SpaceWorks Enterprises, 2018.
- [4] Shcheglov G.A., Shapovalov A.V. The selection of the propulsion system of an advanced small space tug. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2022, no. 8 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [5] Bechasnov P.M., Ilin A.M. Presumable principles in constructing a low budget ultralight launch vehicle. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2023, no. 5 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>
- [6] Pelton J.N., Madry S. Handbook of small satellites. Cham, Springer Nature, 2020.
- [7] Carlson R., Fram B., Buckley S. SHERPA: a responsive multi-mission space tug. *IEEE Aerospace Conf. Proc.*, 2004, vol. 1, p. 579.
DOI: <https://doi.org/10.1109/AERO.2004.1367643>
- [8] Mori P., Bartolini M., Guerrieri P. In-orbit transportation: the key service for commercial space missions. *IAC*, 2023, paper 76653.
- [9] Fikes A., Gdoutos E., Klezenberg M., et al. The Caltech space solar power demonstration one mission. *IEEE WiSEE*, 2022, pp. 18–22.
DOI: <https://doi.org/10.1109/WiSEE49342.2022.9926883>
- [10] Blondel-Canepari L., Ordonez-Vallesd L., Jasjukevicsb A., et al. Roadmap towards a greener kick-stage propulsion system. *IAC*, 2022, paper IAC-22-9-D6.2.
- [11] Kulu E. Small launchers–2023 industry survey and market analysis. *IAC*, 2023, paper ID IAC-23-D2.IP.7.
- [12] Singh A.K., Nagabhushan S., Gowda S. Conceptual design of a space tug module for small satellites in low earth orbit. *IAC*, 2022, paper IAC-22,B6,IP,11,x69461.

- [13] Najjara A., Devilleb G., Taillandierc J. Prospects for the small satellite market — focus on access to space. *IAC*, 2022, paper IAC-22,B4,5,7,x74193.
- [14] Ryzhikova T.N., Starozhuk E.A., Shapovalov A.V., et al. Efficiency analysis of peripheral launch services using “BOT” small upper stage. *Ekonomika kosmosa*, 2022, vol. 1, no. 1, pp. 46–56 (in Russ.). EDN: MQDGWM
- [15] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley*. [Theory of rocket engines]. M., Mashinostroenie, 1989.
- [16] Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2018, vol. 17, no. 4, pp. 115–128 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128>
- [17] Yakovlev A.B. To a question of a choice of the scheme of the propulsion system of the aircraft. *Omskiy nauchnyy vestnik* [Omsk Scientific Bulletin], 2013, no. 1, pp. 109–113 (in Russ.). EDN: QJIPMT
- [18] Voronetskiy A.V., Arefyev K.Yu. Analysis of effective use of nitrous oxide as a fuel component for propulsion systems of small spacecrafts. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Bauman* [Science and Education: Scientific Publication], 2012, no. 9 (in Russ.). Available at: <http://engineering-science.ru/doc/450400.html>
- [19] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Numerical study of the operating condition effect on the thermal state of the structure of low thruster on oxygen-methane propellant operating in pulsed mode. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 1 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1570>
- [20] Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., et al. Specifics of small satellite propulsion: part 1. *Proc. of 15th AIAA/USU Conf. Small Satellites*, 2001, paper SSC01-XI-6.
- [21] Shapovalov A.V., Shcheglov G.A. Rational layout synthesis of the upper stage running on gaseous components. *Vestnik MAI* [MAI Aerospace Journal], 2023, vol. 30, no. 2, pp. 70–77 (in Russ.). Available at: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=174935>
- [22] Kozlov A.A., Novikov V.N., Solovyev E.V. *Sistemy pitaniya i upravleniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelnykh ustanovok*. [Power and control systems for liquid rocket propulsion systems]. M., Mashinostroenie, 1988.
- [23] Bershadskiy V.A., Sokolov B.A., Tumanin E.N. Modeling of the heat transfer in the fuel tank during autonomous tests of pressurization device of rocket propulsion systems. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2016, no. 5, pp. 91–97 (in Russ.). EDN: WRJCLN
- [24] Bordakov V.N. Working process theory and computation for pneumohydraulic systems. *Vestnik MAI* [MAI Aerospace Journal], 2009, vol. 16, no. 1, pp. 15–26 (in Russ.).
- [25] Stekher M.S. *Topliva i rabochie tela raketnykh dvigateley* [Fuels and working bodies of rocket engines]. M., Mashinostroenie, 1976.

Shcheglov G.A. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Shapovalov A.V. — Post-Graduate Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Shcheglov G.A., Shapovalov A.V. Comparative analysis of the propulsion system mass for a small space tug. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 2 (149), pp. 134–157 (in Russ.). EDN: TJLHSA