

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.784

doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59

Анализ основных проектных параметров малого разгонного блока*

Д.А. Малых, Р.А. Пешков, М.А. Шалашов

Политехнический институт Южно-Уральского государственного университета

Analysis of the Basic Design Parameters of a Small Upper Stage

D.A. Malyh, R.A. Peshkov, M.A. Shalashov

South Ural State University, Institute of Engineering and Technology

Современный космический рынок испытывает потребность в малых разгонных блоках для доставки малых космических аппаратов на рабочую орбиту и для решения других задач межорбитальных операций. Дан обзор (по материалам, опубликованным в открытой печати) разгонных блоков космических аппаратов, в том числе концепций малых разгонных блоков, находящихся на стадии исследования. Проведен анализ проектных параметров малого разгонного блока, задачами которого являются доставка полезной нагрузки массой 500 кг на геостационарную орбиту с низкой околоземной орбитой, заправка топливом и возврат на низкую околоземную орбиту. Выполнено сравнение полученных результатов с параметрами действующих разгонных блоков. Проектирование и разработка малых разгонных блоков находится на стадии развития и является перспективным направлением исследования, а использование многоразового разгонного блока позволит возвращать его на Землю с помощью многоразовых ракет-носителей.

Ключевые слова: малый разгонный блок, космический аппарат, основные проектные параметры

The contemporary space market is in need of small upper stages for performing operations for the delivery of small spacecraft to a working orbit and for solving other problems of interorbital operations. Based on materials that are publicly available, an overview of upper stages of spacecraft is given, including the concepts of small upper stages that are under study. An analysis of the design parameters of a small upper stage was carried out, the tasks of which are to deliver a payload of 500 kg to a geostationary orbit from a low Earth orbit, refuel and return to low Earth orbit. The obtained results are compared with the parameters of the operating upper stages. The design and development of small upper stages is at the development stage and is a promising area of research. The application of a reusable upper stage will allow it to be returned to Earth employing reusable launch vehicles.

Keywords: small upper stage, spacecraft, basic design parameters

* Исследование проведено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области.

Применение автоматических космических аппаратов (КА) позволяет выполнять на околоземных орбитах стыковку/расстыковку КА, дозаправку, захват космического мусора и другие работы. Для их проведения КА необходимо доставить на рабочую орбиту. Ракета-носитель (РН) выводит КА на промежуточную (опорную) орбиту, стартуя с которой КА переходит на рабочую орбиту.

Задачу выведения КА на рабочую орбиту без увеличения его массы решают с помощью разгонного блока (РБ). Классификация РБ [1] приведена на рис. 1, где введены следующие обозначения: ПН — полезная нагрузка; ГСО — геостационарная орбита; НОО — низкая опорная орбита; ВО — высокая орбита; ДУ — двигательная установка, ЖРД — жидкостный ракетный двигатель, РДТТ — ракетный двигатель твердого топлива, ЭРД — электрореактивный двигатель, ЯД — ядерный двигатель.

Цель статьи — анализ проектных параметров многоразового малого разгонного блока (МРБ) и разработка методики для их выбора.

Для достижения указанной цели необходимо провести обзор существующих конструкций РБ КА и исследовать методику выбора проектных характеристик многоразового МРБ.

В России разработкой и производством РБ занимаются РКК «Энергия» (РБ типа ДМ для РН «Протон-М»), ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (РБ «Бриз-М» и «Бриз-КМ» для РН «Протон-М» и «Рокот», кислородно-водородные блоки КВРБ и УКВБ для РН «Ангара»), НПО им. С.А. Лавочкина (РБ типа «Фрегат» для РН семейства «Союз») [1].

Основные характеристики РБ приведены в табл. 1 [1], где введены следующие обозначения: ГПО — геопереходная орбита; ВЭО — высокоэллиптическая орбита.

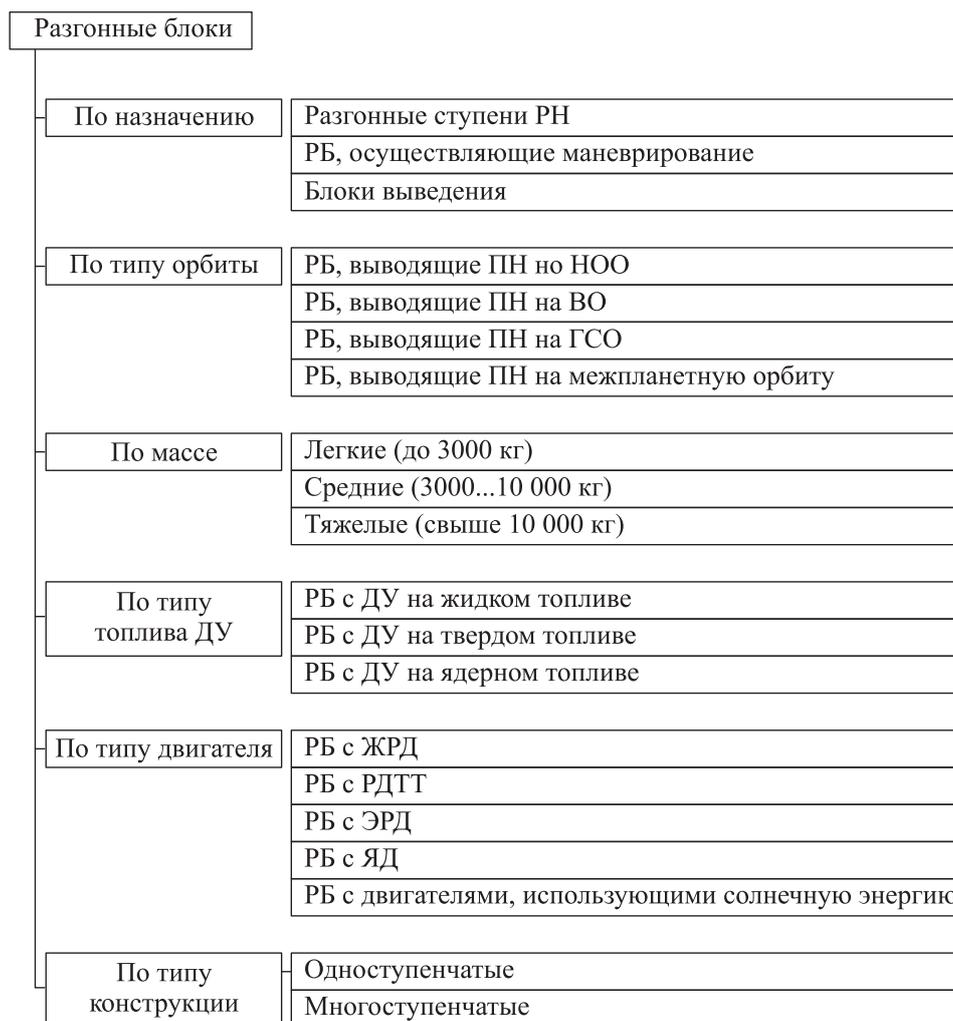


Рис. 1. Классификация РБ

Таблица 1

Основные характеристики РБ

Тип РБ	РН	Топливо	Вид орбиты	Число включений ДУ	Модель двигателя
Д, ДМ	Протон, Зенит	$O_{2ж} + PГ-1$	ГСО, ГПО	–	11Д58М
Бриз-М	Протон-К, Протон-КМ, Ангара	АТ + НДМГ	ГСО, ГПО	5	14Д30
Бриз-КМ	Рокот, Циклон-3	АТ + НДМГ	ГПО	До 8	С5.98
КВРБ	Протон-КМ, Зенит, Ангара	$O_{2ж} + H_{2ж}$	ГСО, ГПО, НОО, ВЭО	До 5	КВД1-М3
Фрегат	Русь (Союз-2)	$O_{2ж} + H_{2ж}$	ГПО	20	–

В настоящее время малые КА доставляются на орбиту вместе с большими КА, причем на рабочую орбиту основного КА. Вследствие большой массы существующие РБ почти не применяют для перевода малых КА на их рабочую орбиту. Подобная операция является энергетически невыгодной [2, 3]. Для перевода малого КА на его рабочую орбиту необходимы МРБ, однако в настоящий момент их не существует.

В 2020 г. сотрудники, студенты и аспиранты Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова представили проект орбитального буксира Aegis [4] (рис. 2). Его основная задача — перемещение двух спутников класса «СФЕРА» общей массой 150 кг с опорной орбиты высотой 500 км на орбиты 800 и 1500 км [4–6].

Компактность конструкции обеспечивает ЖРД с кольцевой камерой сгорания и необыч-

ным соплом (соплом Засухина). В качестве альтернативы предлагается более традиционный ЖРД «Якайтис» малой тяги, конструкция которого будет выполнена полностью методами 3D-печати.

Также проработан буксир с ЭРД, состоящий преимущественно из изделий, производимых предприятиями государственной корпорации «Роскосмос».

Сотрудники Воронежского государственного технического университета при участии студенческого конструкторского бюро и специалистов научно-производственного предприятия «Интерполярис» разработали для РН легкого класса макет космического буксира — блока орбитального размещения искусственных спутников (БОРИС) [7, 8] (рис. 3). Масса буксира — 80 кг. Топливо — этиловый спирт и кислород. Максимальная ПН в составе РН — 250 кг.

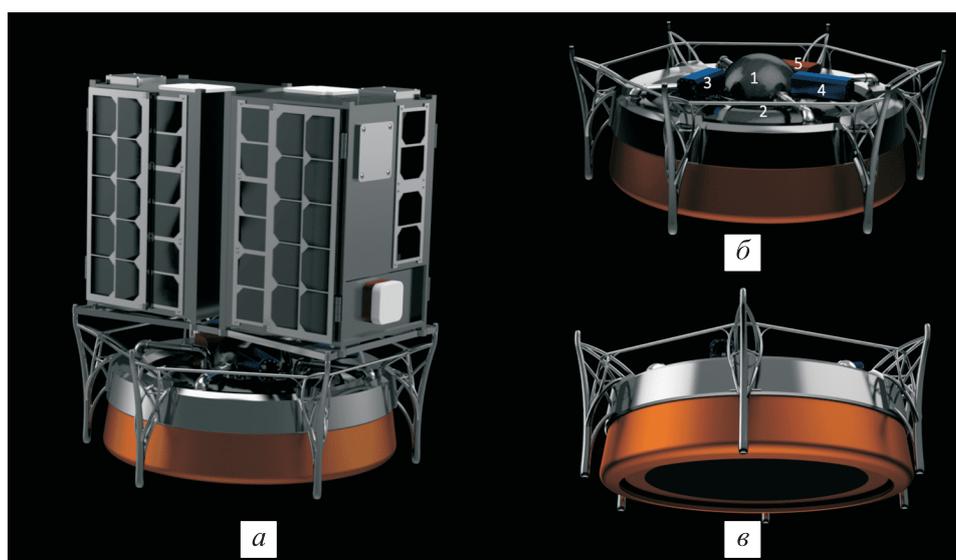


Рис. 2. Модель орбитального буксира Aegis:

a — МРБ с двумя спутниками СФЕРА; *б* — МРБ второго этапа с ЖРД на ацетате (1, 2 — баки; 3, 4, — электронасосы; 5 — цифровой индикатор уровня сигнала); *в* — ЖРД с кольцевой камерой сгорания и соплом Засухина

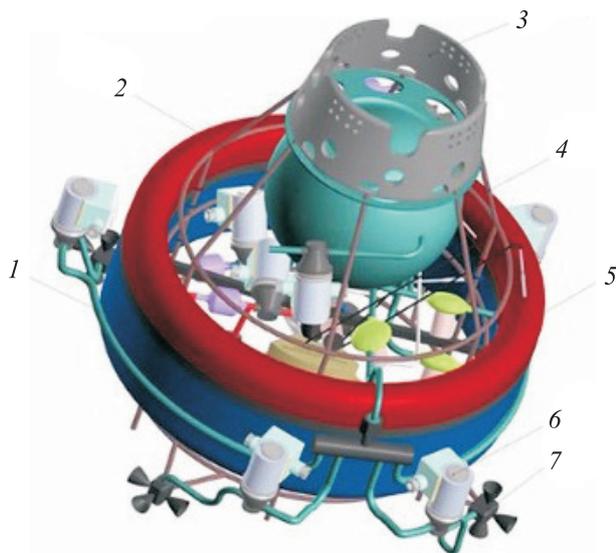


Рис. 3. Внешний вид космического буксира «БОРИС»:

- 1 — бак окислителя; 2 — шар-баллон системы;
 3 — узел крепления ПН; 4 — рамная ферма; 5 — бак горючего; 6 — отсечные клапаны с электроприводом;
 7 — блоки газовых рулей

Космический буксир «БОРИС» оснащен маршевым ЖРД. Имеющегося на его борту топлива достаточно, чтобы сообщить ПН массой 150 кг необходимое и достаточное приращение характеристической скорости. Малые линейные габаритные размеры обеспечивают минимальные потери полезного объема внутри головного обтекателя [9].

Разработанный РБ включает в себя постоянную составляющую — ДУ с системой управления и регулирования (платформу) и переменную составляющую, которую можно адаптировать к выполняемой миссии, — систему хранения и подачи компонентов топлива и каркас (раму) блока.

Проект Orbital Express предлагает запускать малые спутники и ПН с помощью МРБ SATKO (рис. 4) собственной разработки, который отправляется в космос на существующих попутных РН [10]. МРБ SATKO способен нести как транспортно-пусковые контейнеры CubeSat, так и малые КА индивидуальной конструкции. МРБ SATKO также может быть использован как носитель (платформа) постоянной ПН и выполнять задачи самостоятельного КА.

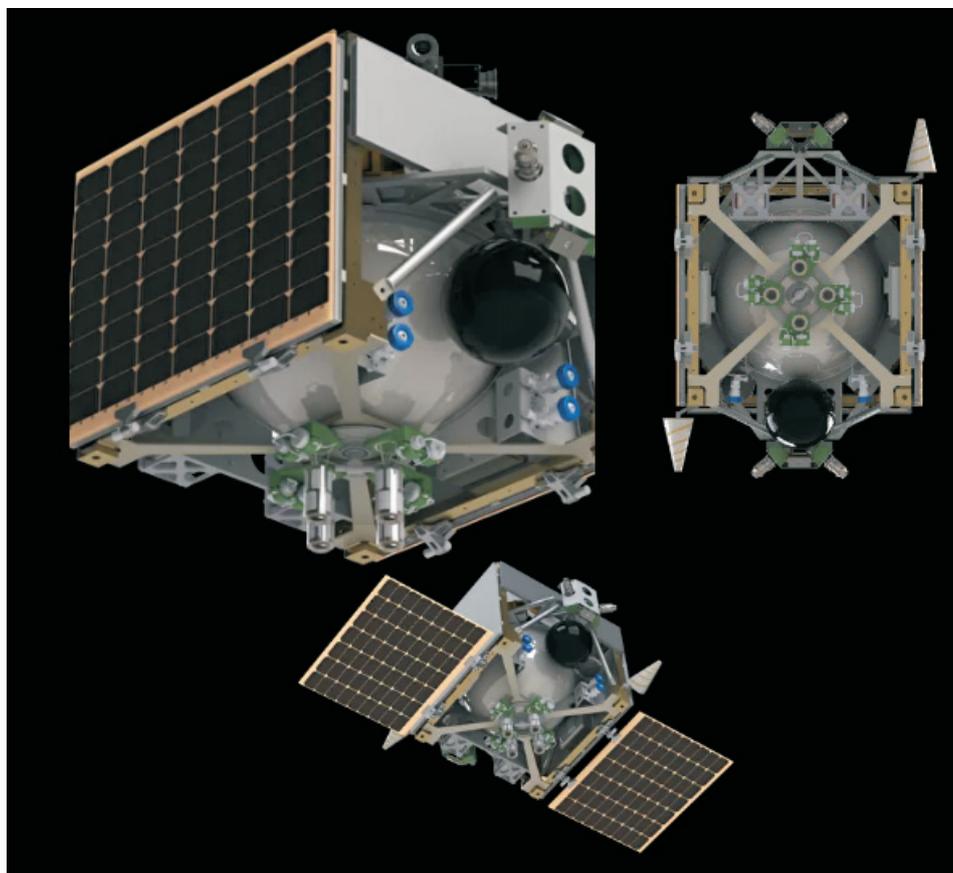


Рис. 4. Модель МРБ SATKO

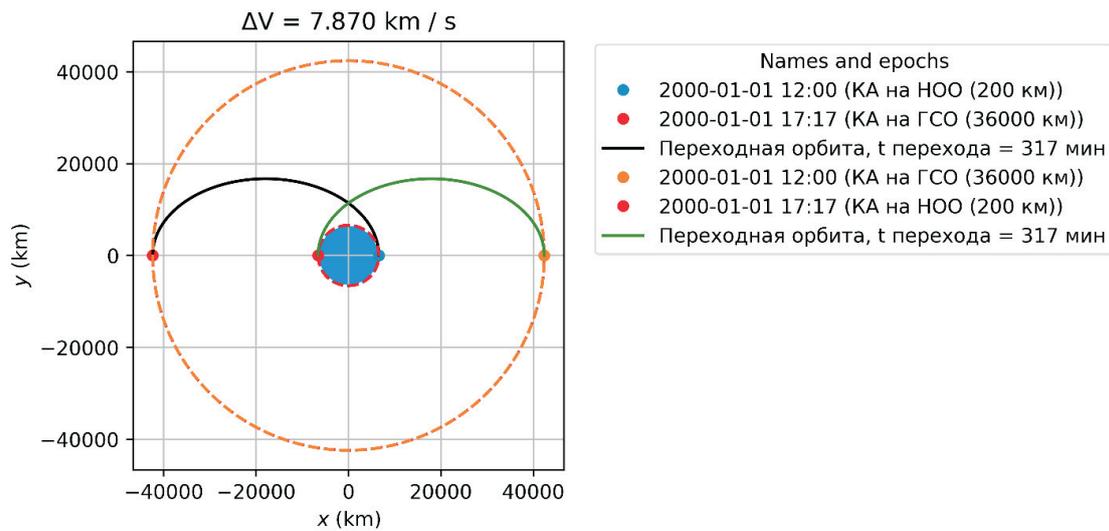


Рис. 5. Схема перехода МРБ между орбитами (Names and epochs — орбитальный маневр и время маневра)

Таблица 2

Значения скоростей на разных межорбитальных операциях

Вид межорбитальной операции	Скорость, м/с		
	$\Delta v_{\text{имп}}$	$\Delta v_{\text{хар}}$	$\Delta v_{\text{хар}\Sigma}$
Доставка ПН	2452/1475	2529,4/1528,0	4057,4
Возврат МРБ	1471/2486	2563,4/1524,0	4087,4

Примечание. В числителе дроби указаны значения для первого импульса, в знаменателе — для второго.

Проведен расчет массогабаритных характеристик МРБ для доставки ПН массой 500 кг с НОО на ГСО с дозаправкой МРБ на ГСО и возвратом на НОО.

Конечная масса МРБ в значительной степени зависит от маршрута. Переход при транспортировании ПН в одну сторону с НОО (высота 200 км) на ГСО (высота 36 000 км) происходит с одним активным участком посредством двух импульсов (двукратных включений ДУ).

После доставки ПН на заданную орбиту МРБ должен провести дозаправку и возврат на исходную орбиту. Переход с ГСО на НОО происходит также посредством двух импульсов, но в обратном порядке.

Следовательно, переход между орбитами с доставкой ПН и возвратом МРБ будет проведен через четыре импульса (рис. 5).

После расчета скорости каждого импульса $\Delta v_{\text{имп}}$ и, соответственно, характеристической скорости $\Delta v_{\text{хар}}$ для каждого из них определена суммарная характеристическая скорость $\Delta v_{\text{хар}\Sigma}$ [11, 12]. Расчет проведен отдельно для доставки

ПН и возврата МРБ. Результаты расчета приведены в табл. 2.

Суммарные характеристические скорости доставки ПН и возврата МРБ практически одинаковые. Следовательно, дальнейший расчет массогабаритных характеристик выполнен для большего значения суммарной характеристической скорости, так как после доставки ПН на ГСО будет проведена дозаправка МРБ.

Получены следующие массовые характеристики МРБ, кг:

Стартовая масса	3290,73
Масса ПН	500
Рабочий запас топлива	2369
Масса окислителя	1729
Масса горючего	640
Масса топливного отсека	118,45
Масса двигателя	225,36
Масса оборудования системы управления	34,38
Масса прочих неучтенных элементов	34,38
Заправляемая масса	1731,74

Расчетные параметры МРБ и параметры существующих РБ ДМ-SL, КВТК [13], «Бриз-М» [14], «Фрегат-МТ» [15] приведены в табл. 3.

Таблица 3

Параметры различных РБ

Тип РБ	Тяга ДУ, Н	Стартовая масса, кг	Масса ПН, т	Рабочий запас топлива, кг	Масса двигателя, кг
МРБ	1150,0	3290,73	0,5	2369	225,36
ДМ-SL	8000,0	18 600,00	3,4...3,8	–	310,00
Бриз-М	19 613,3	До 22 500,00	3,3 (ГСО), более 6,0 (ГПО)	До 20 000	–
КВТК	7500,0	23 730,00	4,6 (ГСО), 7,5 (ГПО)	–	242,00
Фрегат-МТ	2037,0	6415,00...6535,00	До 8,0	5250	75,00

Выводы

1. Современные РБ, используемые для выведения спутников на рабочую орбиту, разработаны для вывода большой массы ПН. В настоящее время проектирование и разработка МРБ находится на стадии развития и является перспективным направлением исследования.

2. Почти все массовые характеристики, упомянутые при расчете, могут быть достаточно

точно определены на дальнейших этапах исследования с учетом особенностей систем МРБ (в первую очередь ДУ) и компоновочной схемы топливных баков.

3. В отличие от существующих концепций по созданию РБ, многоразовый МРБ будет обладать возможностью дозаправки на орбите посредством специальных топливных станций и возврата на Землю с помощью использования многоразовых РН.

Литература

- [1] Евтифьев М.Д., Ковригин Л.А., Кольга В.В. и др. *Современные отечественные ракеты-носители*. Красноярск, СибГАУ. им. М.Ф. Решетнева, 2005. 142 с.
- [2] Студников П.Е. Особенности развертывания орбитальной группировки малых космических аппаратов. *Инновации и инвестиции*, 2020, № 3, с. 240–242.
- [3] Сахитжанова А.С. *Комплексный анализ отечественных разгонных блоков для ракет-носителей тяжелого класса. Сб. ст. II Всерос. науч.-исслед. конкурса*. Пенза, Наука и просвещение, 2020, с. 38–41.
- [4] ВОЕНМЕХ победил в конкурсе инженерных записок на концепции ракеты-носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока. *voenmeh.ru: веб-сайт*. URL: <https://www.voenmeh.ru/news/achievements/voenmeh-won-competition> (дата обращения: 20.04.2021 г.).
- [5] Кислицкий М.И. Концепция коммерческого малого космического разгонного блока с электроракетным двигателем. *XLV Академические чтения по космонавтике*, т. 1. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 78–80.
- [6] Кислицкий М.И. Малый космический разгонный блок с электроракетным двигателем. *Научные чтения памяти К.Э. Циолковского*. Калуга, Эйдос, 2020, с. 223–226.
- [7] *Воронежский государственный технический университет*: веб-сайт. URL: <https://cchgeu.ru/> (дата обращения: 20.04.2021).
- [8] Башарина Т.А., Гончаров М.Г., Лымич С.Н. и др. Конструктивный облик разгонного блока в составе сверхлегкой ракеты носителя. *XLV Академические чтения по космонавтике*, т. 4. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 327–329.
- [9] Башарина Т.А., Гончаров М.Г., Меньших В.В. и др. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги для ракет сверхлегкого класса. *Восьмые Уткинские чтения. Тр. общерос. науч.-техн. конф.* Санкт-Петербург, Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2019, с. 26–29.
- [10] *Orbital express: веб-сайт*. URL: <https://orbital.express/> (дата обращения: 20.04.2021).

- [11] Черноглазов Г.С. *Выбор проектных параметров межорбитальных транспортных аппаратов*. Челябинск, Изд-во ЮУрГУ, 2015. 43 с.
- [12] Блинов В.Н., Лукьянчик А.И., Шалай В.В. Методика выбора основных проектных параметров малого разгонного блока методом случайного поиска. *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*, 2019, т. 3, № 2, с. 95–102, doi: <https://doi.org/10.25206/2588-0373-2019-3-2-95-102>
- [13] Гуштин В.Н. *Основы устройства космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2003. 272 с.
- [14] Разгонные блоки типа «Бриз». *roscosmos.ru: веб-сайт*. URL: <https://www.roscosmos.ru/450/> (дата обращения: 20.04.2021).
- [15] Асюшкин В.А., Викуленков В.П. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров серии «Фрегат». *Вестник НПО им. Лавочкина*, 2014, № 1, с. 3–9.

References

- [1] Evtifyev M.D., Kovrigin L.A., Kol'ga V.V. et al. *Sovremennyye otechestvennyye rakety-nositeli* [Modern domestic launch vehicles]. Krasnoyarsk, SibGAU im. M.F. Reshetneva Publ., 2005. 142 p. (In Russ.).
- [2] Studnikov P.E. Features of the deployment of the orbital constellation of small spacecraft. *Innovatsii i investitsii*, 2020, no. 3, pp. 240–242. (In Russ.).
- [3] Sakhitzhanova A.S. [Comprehensive analysis of domestic upper stages for heavy-class launch vehicles]. *Sb. st. II Vseros. nauch.-issled. Konkursa* [Proc. II Russ. Sci.-Research Competition]. Penza, Nauka i prosveshchenie Publ., 2020, pp. 38–41. (In Russ.).
- [4] VOENMEKKh *pobedil v konkurse inzhenernykh zapisok na kontseptsii rakety-nositelya sverkhlegkogo klassa i mezhorbital'nogo malogo razgonnogo bloka* [VOENMEKKh won in an engineering notes competition for small-lift launch vehicle and interorbital small upper stage]. *voenmeh.ru: website*. URL: <https://www.voenmeh.ru/news/achievements/voenmeh-won-competition> (accessed: 20.04.2021). (In Russ.).
- [5] Kislitskiy M.I. [The concept of a commercial small space booster with an electric rocket engine]. *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike*. T. 1 [XLV Academic Readings on Cosmonautics. Vol. 1]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021, pp. 78–80. (In Russ.).
- [6] Kislitskiy M.I. [Small upper stage with electric propulsion]. *Nauchnye chteniya pamyati K.E. Tsiolkovskogo* [Scientific Readings in Memoriam of Tsiolkovsky K.E.]. Kaluga, Eydos Publ., 2020, pp. 223–226. (In Russ.).
- [7] *Voronezhskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet* [Voronezh State Technical University]: website. URL: <https://cchgeu.ru/> (accessed: 20.04.2021). (In Russ.).
- [8] Basharina T.A., Goncharov M.G., Lymich S.N. et al. [Design of upper stage for ultralight launch vehicles]. *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike*. T. 4 [XLV Academic Readings on Cosmonautics. Vol. 4]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021, pp. 327–329. (In Russ.).
- [9] Basharina T.A., Goncharov M.G., Men'shikh V.V. et al. [Development of a low-thrust liquid rocket engine for ultralight class rockets]. *Vos'myye Utkinskiye chteniya. Tr. obshcheros. nauch.-tekhn. konf.* [The eighth Utkin readings. Proceedings of the All-Russian Scientific and Technical Conference]. Sankt-Petersburg, Baltiyskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet «Voyenmekh» Publ., 2019, pp. 26–29. (In Russ.).
- [10] *Orbital express*: website. URL: <https://orbital.express/> (accessed: 20.04.2021).
- [11] Chernoglazov G.S. *Vybor proektnykh parametrov mezhorbital'nykh transportnykh apparatov* [Choice of design parameters of interorbital launch vehicle]. Chelyabinsk, Izd-vo YuUrGU Publ., 2015. 43 p. (In Russ.).
- [12] Blinov V.N., Luk'yanchik A.I., Shalay V.V. The method of investigation of basic project parameters of microsatellite by random search. *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie* [Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering], 2019, vol. 3, no. 2, pp. 95–102, doi: <https://doi.org/10.25206/2588-0373-2019-3-2-95-102> (in Russ.).

- [13] Gushchin V.N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov* [Design basics of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003. 272 p. (In Russ.).
- [14] Razgonnye bloki tipa «Briz» [Microsatellites of “Briz” type]. *roscosmos.ru: website*. URL: <https://www.roscosmos.ru/450/> (accessed: 20.04.2021). (In Russ.).
- [15] Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P. Outcome of development and operation initial phases of versatile space tugs of “Fregat” type. *Vestnik NPO im. Lavochkina*, 2014, no. 1, pp. 3–9. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 20.12.2021

Информация об авторах

МАЛЫХ Дарья Андреевна — инженер-конструктор лаборатории «Ракеты-носители, космические и беспилотные летательные аппараты». Политехнический институт Южно-Уральского государственного университета (454080, Челябинск, Российская Федерация, пр. Ленина, д. 76, e-mail: malyhda@susu.ru).

ПЕШКОВ Руслан Александрович — кандидат технических наук, доцент, заведующий лаборатории «Ракеты-носители, космические и беспилотные летательные аппараты». Политехнический институт Южно-Уральского государственного университета (454080, Челябинск, Российская Федерация, пр. Ленина, д. 76, e-mail: peshkovra@susu.ru).

ШАЛАШОВ Михаил Андреевич — инженер-конструктор лаборатории «Ракеты-носители, космические и беспилотные летательные аппараты». Политехнический институт Южно-Уральского государственного университета (454080, Челябинск, Российская Федерация, пр. Ленина, д. 76, e-mail: shalashovma@susu.ru).

Information about the authors

MALYH Daria Andreevna — Design Engineer, Laboratory of Launch Vehicles, Spacecraft and Unmanned Aerial Vehicles. South Ural State University, Institute of Engineering and Technology (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenin Ave., Bldg. 76, e-mail: malyhda@susu.ru).

PESHKOV Ruslan Alexandrovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Head of the Laboratory of Launch Vehicles, Spacecraft and Unmanned Aerial Vehicles. South Ural State University, Institute of Engineering and Technology (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenin Ave., Bldg. 76, e-mail: peshkovra@susu.ru).

SHALASHOV Mikhail Andreevich — Design Engineer, Laboratory of Launch Vehicles, Spacecraft and Unmanned Aerial Vehicles. South Ural State University, Institute of Engineering and Technology (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenin Ave., Bldg. 76, e-mail: shalashovma@susu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Малых Д.А., Пешков Р.А., Шалашов М.А. Анализ основных проектных параметров малого разгонного блока. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 4, с. 52–59, doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59

Please cite this article in English as:

Malyh D.A., Peshkov R.A., Shalashov M.A. Analysis of the Basic Design Parameters of a Small Upper Stage. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 4, pp. 52–59, doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59