

Проектирование модельной ракеты с активной стабилизацией и ориентацией в плоскости стрельбы на пассивном и активном участках траектории

© П.Ю. Павленко¹, Д.И. Побережный¹, З.С. Гарбузов², И.С. Удовик¹,
М.В. Лысенко¹, А.М. Колчин¹, А.С. Васильев¹, Д.Р. Рахимов¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²РТУ МИРЭА, Москва, 119454, Россия

В рамках коллективного технического проекта по созданию ракеты-носителя сверхлегкого класса рассмотрены вопросы разработки конструкции модельной ракеты с системой автоматического управления, предназначенной для отработки систем активной стабилизации и ориентации ракеты в плоскости стрельбы на пассивном и активном участках траектории ее движения. Представлены несколько вариантов компоновки ракеты и ее конструкция, а также результаты проектирования и изготовления. Изложены вопросы проектирования системы ориентации и стабилизации модельной ракеты. Приведен предварительный прочностной расчет конструкции органов управления ракеты. Проанализирована конструкция и показана эргономичность стабилизаторов. Сделано заключение о соответствии изготовленной ракеты техническим требованиям, установленным в техническом задании на нее. Отмечена перспективность применения в настоящее время сверхлегких ракет-носителей для запусков малых космических аппаратов.

Ключевые слова: ракета-носитель сверхлегкого класса, модельная ракета, испытательный стенд, система автоматического управления, система активной стабилизации, система активной ориентации, решетчатый стабилизатор

Введение. В настоящее время возрастает потребность в ракетах-носителях (РН) сверхлегкого класса, получающих как государственное, так и частное финансирование [1, 2]. Это обусловлено главным образом высокими темпами развития коммерческого сектора малых космических аппаратов (КА), таких как микро- (массой менее 100 кг) и наноспутников (массой менее 10 кг), а также расширением рынка и сферы применения этих аппаратов. Как следствие, актуальной становится задача снижения стоимости их запуска [3–5].

Так, частная американская компания Rocket Lab разработала проект сверхлегкой РН Electron, способной выводить на низкую околоземную орбиту аппарат массой 110 кг, и уже в 2017 г. провела ее первый испытательный полет [6]. С помощью данного носителя компания планирует производить ежеквартальные запуски КА формата CubeSat на солнечно-синхронную орбиту. Также известны проекты сверхлегких носителей, разрабатываемых в США, Китае, Японии и Норвегии. К примеру, для запуска группировки спутников мобильной связи OneWeb планируется применять сверхлегкую РН Launcher

One производства Virgin Galactic (США) [7]. В России недавно появились частные компании, занимающие данную нишу на рынке: «Лин Индастриал» [8] и «НСТР Ракетные технологии» [9].

Сейчас Студенческое конструкторское бюро Учебно-научного молодежного космического центра МГТУ им. Н.Э. Баумана также ведет разработку коллективного технического проекта сверхлегкой РН. Для реализации поставленной задачи требуется проводить поэтапную отработку базовых технологий будущего изделия, необходимых для управления, стабилизации, ориентации в полете и т. д. С этой целью разработан проект испытательного летного стенда № 3 (ЛСЗ) для отработки системы активной стабилизации и ориентации ракеты на пассивном и на активном участке траектории ее полета.

Цель настоящей работы — выбор оптимальной конфигурации данного летного стенда, описание его конструкции, разработка технологии его изготовления.

Исходные данные. Основные тактико-технические характеристики ЛСЗ, определенные в техническом задании, приведены ниже:

Высота полета, м	До 400
Стартовая масса, кг	До 1,5
Масса полезной нагрузки, г	До 350
Число ступеней	1
Длина, мм	До 1000
Максимальный диаметр, мм	До 100
Маршевый двигатель	Твердотопливный

В основу разрабатываемой конструкции ЛСЗ на основе опыта и данных, полученных из результатов предыдущих запусков, легли следующие требования: компактность; дешевизна; рациональность; активная стабилизация ракеты во время полета; модульность; возможность сборки ракеты в полевых условиях.

Описание конструкции модельной ракеты. Проектирование ЛСЗ проходило в пять стадий, начиная от разработки технического задания и заканчивая созданием опытного образца [10]. При этом на каждой из пяти стадий было рассмотрено несколько вариантов компоновки ракеты, в том числе пять видов двигательных установок, шесть разных систем спасения, четыре схемы системы управления и два вида стабилизаторов.

Конструкция ЛСЗ состоит из трех независимых составных частей:

1) главной ступени (ГС), содержащей приборный отсек (ПО) и головную часть (ГЧ), являющуюся полезной нагрузкой, которая установлена на ПО;

2) двигательного отсека (ДО).

Следовательно, ракета базируется на модульном принципе: в зависимости от требований одна из составных частей независимо от остальных может быть заменена на другую.

Общий вид ЛСЗ и его конструктивно-компоновочная схема приведены на рис. 1 и 2 соответственно.

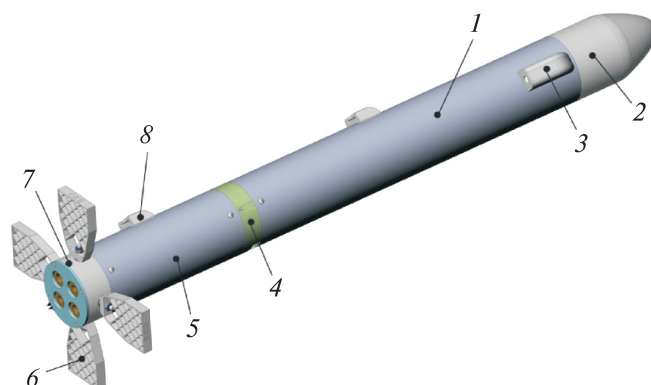


Рис. 1. Общий вид летного стенда № 3:

1 — ПО; 2 — ГЧ; 3 — кожух бортовой камеры; 4 — верхний переходник; 5 — ДО; 6 — решетчатые стабилизаторы; 7 — нижний переходник в подшипниковые узлы; 8 — направляющие

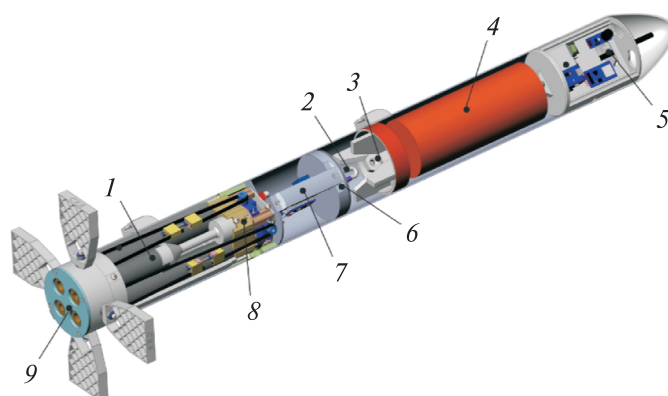


Рис. 2. Конструктивно-компоновочная схема летного стенда № 3:

1 — твердотопливные ракетные двигатели; 2 — карбин системы крепления строп; 3 — пыж; 4 — парашют; 5 — бортовая аппаратура с системой управления; 6 — бортовой генератор давления; 7 — приборный отсек ступени; 8 — механика исполнительных органов управления; 9 — нижняя защитная крышка

Головная часть (рис. 3, а) состоит из съемного головного обтекателя (ГО) и контейнера с бортовой аппаратурой, представляющей собой систему автоматического управления (САУ). С помощью САУ решаются следующие задачи: обеспечивается управляемый полет ЛСЗ, собираются данные в процессе полета (высота, траектория полета и др.) и активируется система поиска по его окончании.

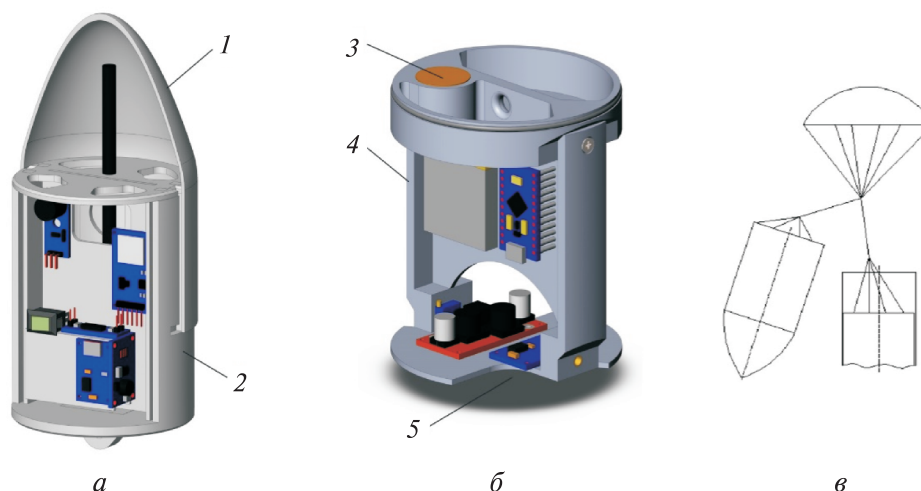


Рис. 3. Компоненты главной ступени (вид головной части (а) и приборного отсека (б)) и схема парашютной системы с перцепкой (в):

1 — съемный ГО; 2 — разъемный контейнер с бортовой аппаратурой; 3 — пороховой заряд; 4 — несущая конструкция с аппаратурой; 5 — вырез для доступа бортовой кабельной сети

В приборном отсеке расположены парашютная система спасения (СС), приборный отсек ступени (ПОС) и информационная бортовая кабельная сеть (БКС-И), представляющая собой систему кабелей, передающей различную информацию.

В верхней части ПОС (рис. 3, б) расположен бортовой генератор давления (БГД), исполнительным органом которого выступает воспламенитель с пороховым зарядом. БГД предназначен для создания требуемого избыточного давления во внутреннем объеме ГС, обеспечивающего отделение ГЧ от ПО и выброс парашюта с дальнейшим его раскрытием.

Парашютная СС позволяет вернуть ступени на Землю в работоспособном состоянии, что дает возможность многократного использования ЛСЗ. Система спасения состоит из одного парашюта и нескольких строп, закрепленных на ГЧ и ПО (рис. 3, в). Согласно требованиям система спасения проектируется с тем условием, чтобы она могла обеспечивать снижение ракеты и ГЧ со скоростью 4 м/с при радиусе удаления до места посадки в пределах 700 м.

Двигательный отсек (рис. 4, а) состоит из двигательной установки (ДУ), блока сервоприводов, ременных передач, подшипниковых узлов, стабилизаторов, корпуса и бортовой кабельной сети (БКС-Д), представляющей собой систему силовых кабелей, используемых для запуска ДУ.

В полете сигналы от САУ по бортовой кабельной сети поступают на четыре блока сервоприводов (рис. 4, б), которые осуществляют позиционирование органов управления ракеты (решетчатых стабили-

затов) относительно набегающего потока во время полета через передаточный механизм — ременную передачу. Точность позиционирования при этом составляет $0,2 \dots 0,3^\circ$ угла поворота стабилизатора вокруг собственной оси, передаточное отношение — 3:1.

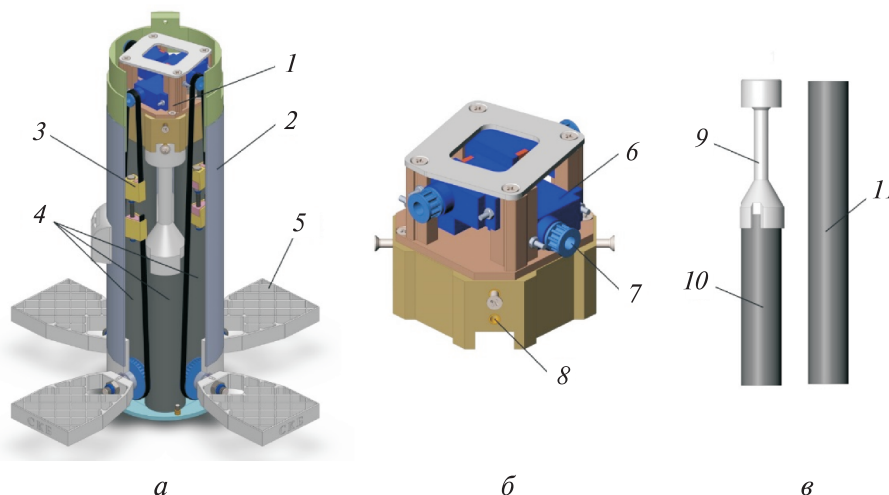


Рис. 4. Общий вид двигательного отсека (а), блока сервоприводов (б) и двигательной установки (в):

1 — блок сервоприводов; 2 — корпус; 3 — ременная передача; 4 — двигатели; 5 — стабилизаторы; 6 — сервоприводы SG90; 7 — верхние шкивы; 8 — гайки латунные впаляемые; 9 — костыль; 10 — двигатель РД1-50; 11 — двигатель РД1-100

Двигательная установка состоит из четырех (одного) двигателей разных типов: РД1-50-5М, РД1-100-7М и РД1-300-0 (рис. 4, в). Используя различные комбинации этих двигателей, можно выбирать наиболее рациональный вариант ДУ: четыре двигателя РД1-50; два двигателя РД1-50 и два двигателя РД1-100; один двигатель РД1-300. Такой подход позволяет быть не привязанным к одному типу ДУ, проводить запуски ЛСЗ на различные высоты и дает большие возможности по дальнейшей модернизации ракеты с наименьшими затратами.

Для натяжения ремня в ременной передаче применяется натяжное устройство, состоящее из двух зажимов, в которых закреплены концы ремня и которые соединены между собой шпилькой с помощью самоконтращихся гаек (рис. 5, а). С их помощью можно регулировать силу натяжения ремня. Устройство крепления стабилизатора к ракете (подшипникового узла) приведено на рис. 5, б.

Главным несущим элементом механизма является металлический болт 4 диаметром 6 мм, на котором закреплены (рис. 5):

- шкив 5, передающий момент с ремня на болт и стабилизатор;
- подшипник 6, обеспечивающий крепление подшипникового узла к корпусу ракеты и вращение стабилизаторов;

- впаиваемая гайка 7, закрепляющая стабилизатор на болте (валу);
- самоконтрящаяся гайка 8, фиксирующая все элементы на валу.

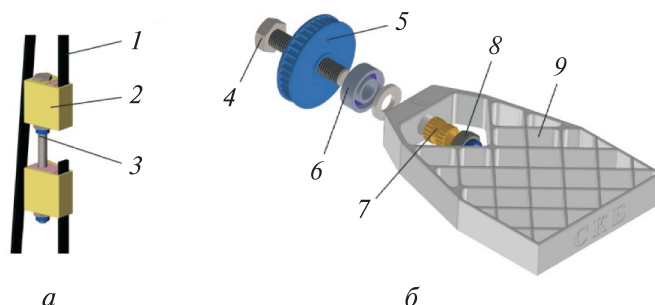


Рис. 5. Общий вид механизма натяжения ремня (а) и стабилизатора с подшипниковым узлом (б):

- 1 — ремень резинокордный; 2 — зажимы; 3, 8 — гайки самоконтрящиеся;
4 — впаиваемый болт; 5 — нижний шкив; 6 — подшипник скольжения;
7 — гайка латунная впаиваемая; 9 — стабилизатор

Проектирование системы ориентации и стабилизации. Было рассмотрено два типа аэродинамических стабилизаторов: решетчатые и типа «крыло». Анализ достоинств и недостатков каждого типа в приложении к конструкции ЛСЗ позволил выбрать решетчатые стабилизаторы, которые по сравнению со стабилизаторами типа «крыло» обладают рядом преимуществ, а именно, у них меньший шарнирный момент, они относительно компактны и просты в изготовлении.

Поскольку решетчатые рули используются с конца XIX в. на самолетах и с середины XX в. на ракетной технике, мы обратились к опыту советских конструкторов [11]. После того как несколько боевых ракет (рис. 6, а) были исследованы в Дмитровском филиале МГТУ им. Н.Э. Баумана, первоначально была выбрана форма решетчатого руля (рис. 6, б), имеющего толщину стенки 1 мм, шаг между секциями 10 мм.

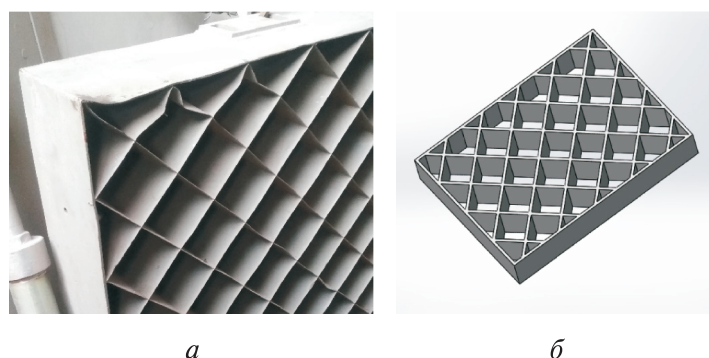


Рис. 6. Общий вид решетчатого руля баллистической ракеты (а) и ЛСЗ (б)

Было предложено два варианта передачи момента от сервопривода к органам управления: через рычажную (рис. 7, а) и ременную (рис. 7, б) передачи.

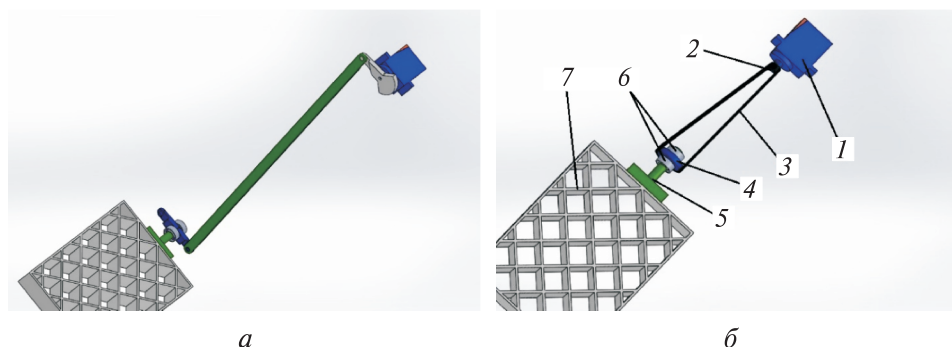


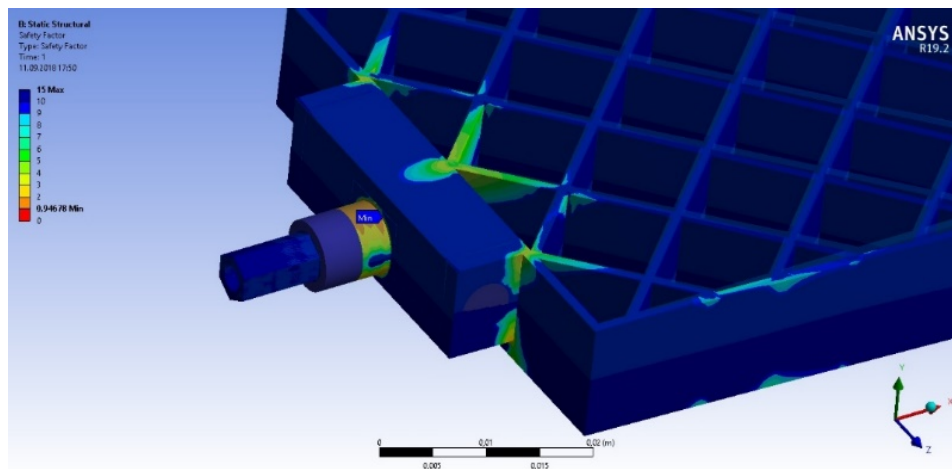
Рис. 7. Вариант исполнения системы ориентации и стабилизации с рычажной (а) и ременной (б) передачами:

1 — сервопривод; 2 — малый шкив; 3 — ремень; 4 — большой шкив; 5 — вал;
6 — подшипники; 7 — стабилизатор

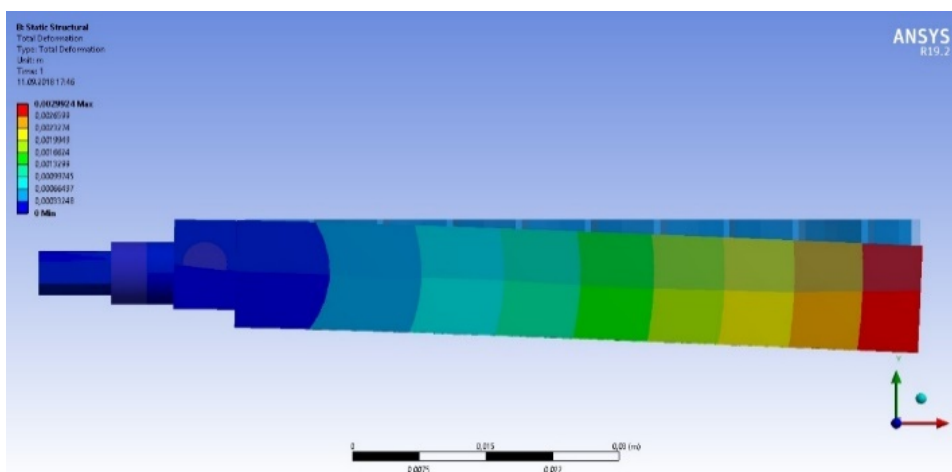
Вследствие дефицита внутреннего пространства ракеты и ограничений по требованиям к СУ было решено остановиться на варианте с ременной передачей. Для простоты изготовления и уменьшения количества покупных изделий в ракете повсеместно применяется FDM-печать. Подшипниковый узел также первоначально создавался из печатаемых элементов. Он состоял из сложных малоразмерных деталей, размер элементов которых достигал 4 мм.

Для того чтобы удостовериться в правильности выбора проектных параметров подшипникового узла, был проведен предварительный прочностной расчет его конструкции в программном комплексе ANSYS 2019. Напряженно-деформированное состояние узла представлено на рис. 8.

Расчетный случай — момент действия на ракету максимальной суммарной силы от сил лобового сопротивления и инерции. При моделировании внешних воздействий на собранные вал и стабилизатор к наветренной поверхности стабилизатора была приложена распределенная нагрузка в 2,5 кг со стороны сил аэродинамического сопротивления и сил инерции. Поскольку не учитывалась слоистость пластика, из которого изготовлен стабилизатор, нагрузка была дополнительно увеличена до 3 кг. Это обеспечило запас прочности конструкции на неучтенные конструктивные и технологические факторы. В результате расчета был выявлен прогиб конструкции максимально на 4 мм. Минимальный коэффициент запаса статической прочности составил 0,94. Обнаружены концентраторы напряжений в конструкции стабилизатора.



а



б

Рис. 8. Напряженное (а) и деформированное (б) состояния модели решетчатого стабилизатора и подшипникового узла

С учетом отмеченных недостатков конструкции было осуществлено перепроектирование подшипникового узла и стабилизатора. В результате исследовательских работ была разработана конструкция из подшипникового узла и стабилизатора (см. рис. 5, б).

Был проведен повторный прочностной анализ, который показал, что минимальный коэффициент запаса статической прочности равен 3,17. В дальнейшем планируется уточнить аэродинамические характеристики стабилизатора в аэродинамической трубе.

Технология изготовления модельной ракеты. Корпус ракеты изготовлен из композитного материала методом выкладки [12]. В качестве наполнителя была выбрана стеклоткань, в качестве матрицы —

смесь отвердителя и эпоксидной смолы. Толщина стенки корпуса составляет 1,5 мм, внутренний диаметр — 80 мм. Применение композитного материала для изготовления корпуса позволяет достичь максимальной прочности при минимальной массе изделия.

Большинство деталей изготавливаются с применением аддитивной технологии FDM-печати. Это позволяет существенно снизить стоимость всего изделия и сократить время его изготовления, в том числе за счет уменьшения времени на постобработку (необходимы только небольшие правки, связанные с улучшением качества поверхности деталей и удалением поддержек). При этом обеспечиваются необходимая прочность и жесткость каждой детали и изделия в целом.

Для обеспечения модульности конструкции необходимо компактное однотипное разъемное соединение. Таким требованиям удовлетворяет резьбовое соединение (см. рис. 4), образованное винтом и латунной гайкой, вплавляемой в изготовленные пластиковые детали.

Заключение. По результатам проектирования и изготовления ЛСЗ получен опытный образец (рис. 9).

Выполненный коллективный технический проект ЛСЗ удовлетворяет всем требованиям технического задания и обладает модульностью и компактностью, а также предусмотрена возможность его сборки в полевых условиях. Применение современных методов FDM-печати для получения большинства деталей, а также использование композитного корпуса делают ЛСЗ относительно дешевым изделием с минимальной массой.



a



б

Рис. 9. Вид спереди (*a*) и вид сзади (*б*) опытного образца ЛСЗ

Испытательный ЛСЗ позволит успешно проводить комплекс испытаний для отработки системы стабилизации и следования заданной траектории ракеты, проводимых в рамках реализации общего проекта ракеты-носителя сверхлегкого класса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3 (100), с. 58–71.
<http://dx.doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71>
- [2] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 4, с. 64–75. <http://dx.doi.org/10.30981/2587-7992-2019-101-4-64-75>
- [3] Ключников В.Ю. Lean-носитель — основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса. *Воздушно-космическая сфера*, 2018, № 3 (96), с. 38–51.
<http://dx.doi.org/10.30981/2587-7992-2018-96-3-38-51>
- [4] Micro-launchers: what is the market? Quick and flexible delivery of small payloads, 2017. URL: https://www.pwc.fr/fr/assets/files/pdf/2017/02/micro-lanceurs_dec2016.pdf (дата обращения 17.02.2020).
- [5] *The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017*. Federal Aviation Administration, Washington, 2017, 255 p. URL: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/FAA_AST_2017_Commercial_Space_Transportation_Compendium.pdf (дата обращения 17.02.2020).
- [6] Beck P., Tulp J. *Rocket Lab: Liberating the Small Satellite Market*, 2017. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/91/> (дата обращения 18.02.2020).
- [7] Charania A.C., Isakowitz S., Matsumori B., Pomerantz W., Vaughn M., Kubiak H., Caponio D. *LauncherOne: Virgin Galactic's Dedicated Launch Vehicle for Small Satellites*, 2016. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2016/TS2Launch/2/> (дата обращения 18.02.2020).
- [8] *Сверхлегкая ракета-носитель «Таймыр» («ЛАРОС-РН2»)*. URL: <https://spacelin.ru/osnovnye-proekty/raketa-nositel-taumur/> (дата обращения 17.02.2020).
- [9] *В космос из гаража: почему стартапы делают ставку на сверхлегкие ракеты*. URL: <https://www.rbc.ru/magazine/2018/05/5ad738949a7947e8995fa043> (дата обращения 17.02.2020).
- [10] Эльштейн П. *Конструктору моделей ракет*. Москва, Мир, 1978, 315 с.
- [11] Белоцерковский С.М., Камнев П.И., Коновалов Н.Е. *Решетчатые крылья в ракетостроении, космонавтике, авиации*. Москва, Новый Центр, 2007, 407 с.
- [12] Борисова Е.М., Пряничников Р.А., Руденко М.С. Разработка технологии изготовления корпуса модели ракеты. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2017, т. 1, № 13, с. 55–57.

Статья поступила в редакцию 25.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Павленко П.Ю., Побережный Д.И., Гарбузов З.С., Удовик И.С., Лысенко М.В., Колчин А.М., Васильев А.С., Рахимов Д.Р. Проектирование модельной ракеты с активной стабилизацией и ориентацией в плоскости стрельбы на пассивном и активном участках траектории. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-11-2031>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства «Королёвские чтения – 2020», Москва, 29–31 января 2020 г.

Павленко Павел Юрьевич — студент VI курса кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 14 публикаций в области ракетно-космической техники и аддитивных технологий. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Побережный Дмитрий Игоревич — выпускник кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 7 публикаций в области ракетно-космической техники. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Гарбузов Захар Сергеевич, — студент IV курса кафедры «Проблемы управления» РТУ-МИРЭА. Автор 7 научных работ в области алгоритмизации систем управления летательными аппаратами. e-mail: cpd@mirea.ru

Удовик Илья Сергеевич — студент VI курса кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 14 публикаций в области ракетно-космической техники. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Лысенко Максим Владимирович — студент III курса кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 6 публикаций в области ракетно-космической техники. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Колчин Александр Михайлович — студент III курса кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 10 научных работ в области современных подходов и решений при проектировании изделий ракетно-космической техники. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Васильев Александр Сергеевич — студент III курса кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Рахимов Даниэль Рустамович — студент VI курса кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор пяти публикаций в области проектирования конструкций из композиционных материалов. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Designing a model rocket with active stabilization and orientation in the guidance plane on the post-boost and boost-phase trajectory

© P.Yu. Pavlenko¹, D.I. Poberezhny¹, Z.S. Garbuzov², I.S. Udovik¹,
M.V. Lysenko¹, A.M. Kolchin¹, A.S. Vasilyev¹, D.R. Rakhimov¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²MIREA — Russian Technological University, Moscow, 119454, Russia

Within the framework of a collective technical project for the creation of a small-lift class launch vehicle, this paper discusses the development of a model rocket design with an automatic control system designed to test active stabilization and orientation systems of the rocket in the guidance plane on the post-boost and boost-phase trajectory. The paper introduces several variants of the rocket layout and its design, presents the results of design and manufacture. Furthermore, the study emphasizes the issues of designing the orientation and stabilization system of a model rocket. Within the study, we carried out a preliminary strength calculation of the design of the rocket controls, analyzed the design and ergonomics of the stabilizers. The study shows that the rocket made complies with the technical requirements specified in the technical task for it, and stresses the prospects of using small-lift launch vehicles for launching small spacecraft.

Keywords: *small-lift launch vehicle, model rocket, test bench, automatic control system, active stabilization system, active orientation system, grid fin*

REFERENCES

- [1] Klyushnikov V.Y. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera — Aerospace sphere journal*, 2019, no. 3, pp. 58–71.
<http://dx.doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71>
- [2] Klyushnikov V.Y. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera — Aerospace sphere journal*, 2019, no. 4, pp. 64–75.
<http://dx.doi.org/10.30981/2587-7992-2019-101-4-64-75>
- [3] Klyushnikov V.Y. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera — Aerospace sphere journal*, 2018, no. 3, pp. 38–51.
<http://dx.doi.org/10.30981/2587-7992-2018-96-3-38-51>
- [4] *Micro-launchers: what is the market? Quick and flexible delivery of small payloads*, 2017. Available at:
https://www.pwc.fr/fr/assets/files/pdf/2017/02/micro-lanceurs_dec2016.pdf (accessed February 17, 2020).
- [5] *The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017*. Federal Aviation Administration, Washington, 2017, 255 p. Available at:
https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/FAA_AST_2017_Commercial_Space_Transportation_Compendium.pdf (accessed February 17, 2020).
- [6] Beck P., Tulp J. *Rocket Lab: Liberating the Small Satellite Market*, 2017. Available at: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/91/> (accessed February 18, 2020).
- [7] Charania A.C., Isakowitz S., Matsumori B., Pomerantz W., Vaughn M., Kubiak H., Caponio D. *LauncherOne: Virgin Galactic's Dedicated Launch Vehicle for Small Satellites*, 2016. Available at:

- <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2016/TS2Launch/2/> (accessed February 18, 2020).
- [8] *Sverhlegkaya raketa-nositel «Taymyr» («LAROS-RN2»)* [Taymyr microsat launch vehicle]. Available at: <https://en.spacelin.ru/projects/taymyr-microsat-launch-vehicle/> (accessed February 17, 2020).
- [9] *V kosmos iz garazha: pochemu startapy delayut stavku na sverhlegkie rakety* [Into space from garage: why startups are betting on small-lift launch vehicles]. Available at: <https://www.rbc.ru/magazine/2018/05/5ad738949a7947e8995fa043> (accessed February 17, 2020).
- [10] Elsztein P. *Mlody modelarz raket*. Inne, 1981, 268 p. [In Russ.: Elsztein P. *Konstruktoru modeley raket*. Moscow, Mir Publ., 1978, 315 p.].
- [11] Belotserkovskiy S.M., Kamnev P.I., Konovalov N.E. *Reshchatye krylya v raketostroenii, kosmonavtike, aviatsii* [Fin wings in rocketry, astronautics, aviation]. Moscow, Novy Tsent Publ., 2007, 407 p. ISBN 978-5-89117-179-4
- [12] Borisova E.M., Pryanichnikov R.A., Rydenko M.S. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavtiki (Actual problems of aviation and aerospace systems)*, 2017, vol. 1, no. 13, pp. 55–57.

Pavlenko P.Yu., sixth year student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. Author of 14 publications in the field of rocket and space technology and additive technologies. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Poberezhny D.I., graduate, Department of Rocket Launch Complexes, Bauman Moscow State Technical University. Author of 7 publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Garbuzov Z.S., fourth year student, Department of Control problems, MIREA — Russian Technological University. Author of 7 publications in the field of algorithmization of aircraft control systems. e-mail: cpd@mirea.ru

Udovik I.S., sixth year student, Department of Rocket Launch Complexes, Bauman Moscow State Technical University. Author of 14 publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm8@bmstu.ru

Lysenko M.V., third year student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. Author of 6 publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Kolchin A.M., third year student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. Author of 6 publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Vasilyev A.S., third year student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. Author of 6 publications in the field of rocket and space technology. e-mail: kafsm1@bmstu.ru

Rakhimov D.R., sixth year student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University. Author of 5 publications in the field of design structures made of composite materials. e-mail: kafsm1@bmstu.ru