

Научная статья
УДК 629.7.018.72
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179108>

АНАЛИЗ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ИСПОЛНЕНИЯ ОСНОВНЫХ НЕСУЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЕМОНСТРАТОРА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Дарья Андреевна Малых¹ ✉, Руслан Александрович Пешков², Демид Владимирович Куплевацкий³,
Виталий Владимирович Варкентин⁴

^{1, 2, 3, 4} Южно-Уральский государственный университет,

Челябинск, Россия

¹ malyhda@susu.ru ✉

² peshkovra@susu.ru

³ kuplevatskiidv@susu.ru

⁴ varkentinvv@susu.ru

Аннотация. Описана конструкция демонстратора вертикального взлета и посадки, предназначенного для отработки основных алгоритмов системы управления. Проведен обзор конструкции существующих летных стендов. Основными элементами демонстратора являются – неподвижная цилиндрическая мачта с площадкой для обслуживания, подвижная стрела с расположенной на её конце платформой для закрепления объекта испытаний, а на другом конце противовесом для компенсации массы элементов, не входящих в объект испытаний. Разработанные поворотные механизмы стенда позволяют осуществлять движение объекта по вертикали и горизонтали с минимальным сопротивлением. Предусмотрена система экстренного торможения и система трубопроводов для подачи компонентов топлива, а также воды в качестве охлаждающей жидкости. Проведен прочностной расчет различных вариантов ферм для двух случаев: равновесного состояния и аварийной ситуации. Сделан вывод о том, что применение разработанной конструкции демонстратора системы вертикального взлета и посадки позволило получить новые результаты по отработке навигационных систем при осуществлении плавного вертикального взлёта, перемещения и плавной вертикальной посадки исследуемого объекта, оснащенного демонстратором двигательной установки, в заданную точку.

Ключевые слова: испытания ракетно-космической техники, отработка алгоритмов системы управления, демонстратор системы посадки, вертикальный взлет и посадка, прочностной расчет ферменной конструкции

Финансирование: работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022.

Для цитирования: Малых Д.А., Пешков Р.А., Куплевацкий Д.В., Варкентин В.В. Анализ прочностных характеристик различных вариантов исполнения основных несущих элементов демонстратора вертикального взлета и посадки // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 67–74.
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179108>

Original article

STRENGTH CHARACTERISTICS ANALYSIS OF VARIOUS IMPLEMENTATION OPTIONS OF THE VERTICAL TAKEOFF AND LANDING DEMONSTRATOR BASIC LOAD-BEARING ELEMENTS

Dar'ya A. Malyh¹ ✉, Ruslan A. Peshkov², Demid V. Kuplevatskii³, Vitalii V. Varkentin⁴

^{1, 2, 3, 4} South Ural State University,

Chelyabinsk, Russia

¹ malyhda@susu.ru ✉

² peshkovra@susu.ru

³ kuplevatskiidv@susu.ru

⁴ varkentinvv@susu.ru

Abstract

The necessity to confirm or rebut the obtained information or the selected approach effectiveness for studying certain technologies emerges while theoretical of computational studies conducting of new prospective space-rocket structures. For such problems solving, special demonstrators are being developed in modern practice. One of the best-known test benches is the Lunar Landing Research Facility (LLRF) dynamic flight test bench, which structure is being accomplished according to the gantry bridge scheme with three A-frames. The FROG test bench of a reusable vertical takeoff, in which the testing object is being attached to the truss structure by the cables, is of a similar design. The main disadvantages of these test benches are the structure size and possible hardships while extra systems arranging. The article proposes a vertical takeoff and landing demonstrator intended for the control system algorithms try-out. Its basic structural elements are fixed cylindrical mast with the gallery for maintenance, and a moving boom, with the platform with the tested object at one end, while at the other end a counter weight to compensate the weight of structural elements not being elements of the tested object is located. The rotating mechanisms provided in the design allow performing both vertical and horizontal motion of the object with minimal resistance. The emergency braking system and a pipeline system for feeding fuel components as well as water as a coolant are additionally provided. The authors performed strength computation of the three versions of truss design for the two cases such as equilibrium state and emergency situation. The following assumptions were accepted for the computation: the slanted struts are reliably welded to the longitudinal elements, i.e. they are able to take up the required shear forces, and they are of a significantly lower mass compared to the longitudinal elements. The supporting element of the mast structure is a pipe. Computation of several options of steel pipes for realizing in the demonstrator structure was performed. Application of the developed vertical takeoff and landing demonstrator structure allowed obtaining new results on the navigation systems try-out while smooth vertical takeoff execution, movement and smooth landing to the target point of the tested object, equipped with the propulsion system demonstrator.

Application of the developed design of the vertical takeoff and landing system demonstrator allowed obtaining new results on the navigation systems development in the smooth vertical takeoff, movement and smoothing vertical landing of the investigated object equipped with the propulsion system demonstrator to a given point.

Keywords: space-rocket technology testing, control system algorithm development, landing system demonstrator, vertical take-off and landing, strength calculation of a truss structure

Funding: the research was financed by the Ministry of Education and Science of the Chelyabinsk Region under Agreement No. 558 dated August 25, 2022

For citation: Malyh D.A., Peshkov R.A., Kuplevatskii D.V., Varkentin V.V. Strength Characteristics Analysis of Various Implementation Options of the Vertical Takeoff and Landing Demonstrator Basic Load-Bearing Elements. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 67-74. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179108>

Введение

При проведении теоретических и расчётных исследований новых перспективных ракетно-космических конструкций возникает необходимость подтвердить либо опровергнуть полученную информацию или эффективность выбранного подхода для изучения конкретных технологий [1, 2]. Для решения подобных задач в современной практике разрабатываются специальные демонстраторы [3–6]. В настоящее время одним из главных векторов развития средств выведения в России и мире является снижение стоимости запуска [7] и разработки за счет применения новейших конструкторских решений, связанных как с созданием новых типов двигательных установок (ДУ), так и с внедрением многоразовых систем [8, 9]. Демонстратор вертикального взлета и посадки (далее демонстратор) ориентирован на решение задач по отработке алгоритмов системы управления (СУ) и способов создания управляющих усилий для летательного аппарата (ЛА) на этапе вертикально взлета, посадки и перемещения с использованием различных типов ДУ.

Целью проекта является разработка конструкции демонстратора для отработки основных алгоритмов СУ изделий ракетно-космической техники (РКТ).

Согласно техническому заданию демонстратор должен обладать следующими характеристиками:

- высота вертикального подъема объекта испытаний не менее 10 м;
- минимальное расстояние объекта испытаний от вертикальной оси вращения 6 м;
- горизонтальное перемещение объекта испытаний не более 3,2 м;
- поворот объекта испытаний вокруг вертикальной оси не более 70° в две стороны относительно среднего положения.

Обзор летных испытательных стендов

Одним из самых известных испытательных стендов является динамический летный стенд Lunar Landing Research Facility (LLRF), спроектированный Национальным управлением по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА) США в рамках лунной программы в 60-х годах для выбора параметров системы управления и отработки технологии посадки на поверхность небесного тела [10, 11]. Конструкция стенда выполнена из стали по порталной мостовой схеме с тремя А-образными рамами (рис. 1).

Гравитация имитировалась за счет смещения троса подвески с системой сервоприводов относительно вертикали на угол, соответствующий необходимому углу наклона кабины (рис. 2).

Схожую конструкцию имеет испытательный стенд демонстратора многоразового вертикального взлета FROG [12, 13], в котором к ферменной конструкции с помощью тросов крепится объект испытаний, чем обеспечивается мягкая посадка аппарата в случае нештатной ситуации во время испытаний (рис. 3).

Как видно из рис. 1 и 3, LLRF и FROG напоминают конструкции подъемных кранов. Испытательный стенд LLRF выполнен по козловому типу, а FROG – по мостовому. К основным недостаткам кранов мостового и козлового типов можно отнести габариты конструкции и возможные трудности при прокладывании каких-либо дополнительных систем. Такими же недостатками, как и рассмотренные выше конструкции, обладают краны кабельного типа (две башни с натянутым

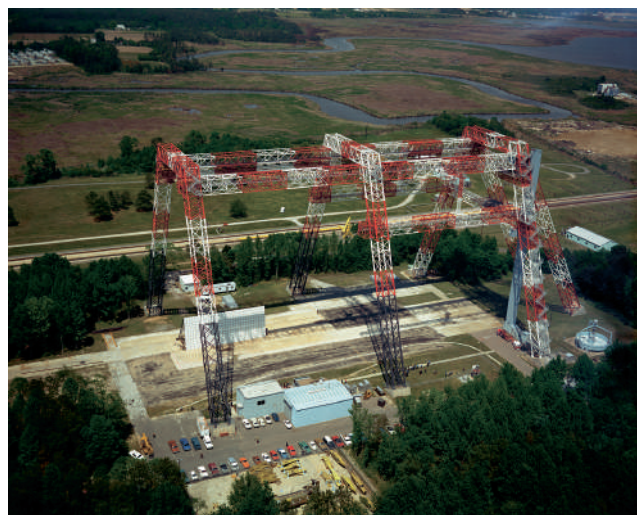


Рис. 1. Конструкция летного стенда Lunar Landing Research Facility



Рис. 2. Тросовая подвеска спускаемого аппарата летного стенда LLRF

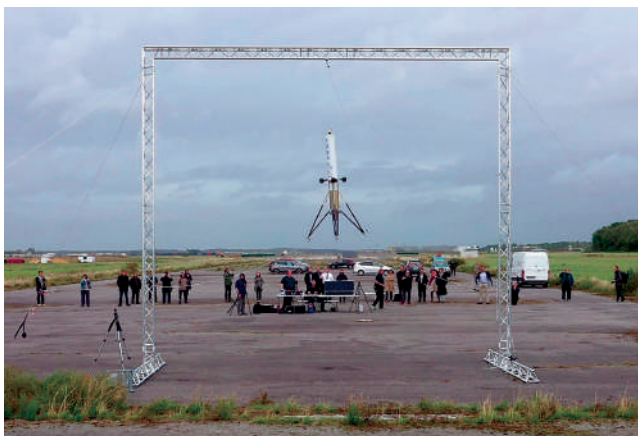


Рис. 3. Демонстратор для тестирования вертикальной посадки ракетной ступени FROG

между ними несущим канатом) [14]. В конструкции стрелового крана перемещение поворотной части относительно неповоротной осуществляется за счет опорно-поворотного устройства, передающего нагрузки от вращающейся части на статичную часть [15]. Использование грузовой тележки в таких кранах приводит к увеличению устойчивости и уменьшению общего веса крана. Предпочтение в пользу изготовления основной мачты из трубного проката отдается в конструкциях консольных кранов, где возникает необходимость обеспечить ограниченный угол поворота (рис. 4) [16].

В работе [17] представлена конструкция для координированного перемещения трех объединенных дисплеев весом до 6,5 т с шестью степенями свободы (рис. 5). Робот содержит три одинаковые руки, расположенные параллельно на одинаковом расстоянии. Каждая рука робота содержит колонну, вытягиваемую руку, первую, вторую и третью



Рис. 4. Консольный кран

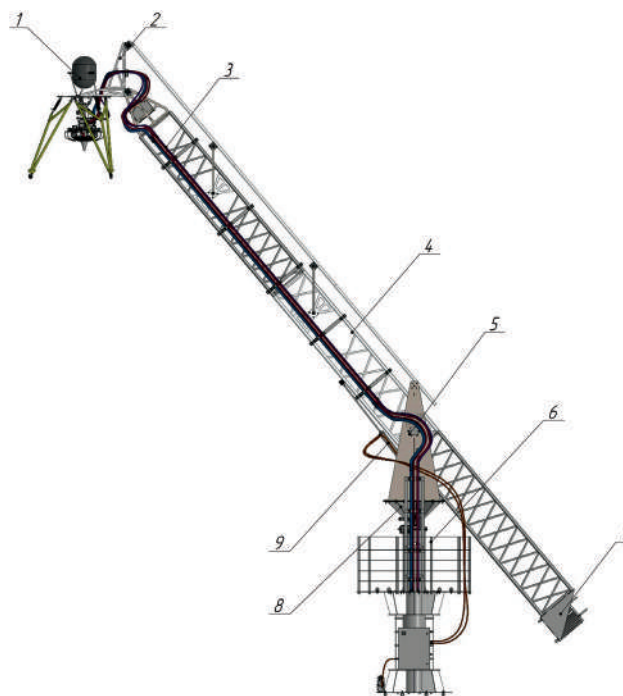


Рис. 5. 3D-модель демонстратора:

- 1 – объект испытаний; 2 – кронштейн угловой;
- 3 – система трубопроводов; 4 – стрела;
- 5 – измерительная система; 6 – мачта;
- 7 – противовес; 8 – поворотный механизм;
- 9 – система торможения

вращаемые руки и центральный контроллер, выполненный с возможностью обеспечения точного координирующего действия трех рук робота.

Таким образом, наиболее простым решением для выполнения поставленной задачи является разработка двух отдельных испытательных установок: первая применяется для отработки вертикального движения, вторая – для горизонтального движения.

Однако использование такой концепции имеет ряд недостатков:

- демонтаж объекта испытаний с одной из установок и их последующий монтаж на другую, а также подготовка к проведению испытаний занимает значительное время (от 4 до 10 часов);
- смонтированные установки, вместе с дополнительными системами (система подачи топлива и охлаждающей жидкости к объектам испытаний, шкаф системы управления полетом и др.) территориально будет занимать достаточно большое пространство (более 700 кв. м);
- для каждой установки необходим отдельный подвод топлива и охлаждающей жидкости, который не должен зависеть от аналогичного для другой установки.

Для устранения этих недостатков было принято решение о разработке одного демонстратора,

который обеспечит одновременно вертикальное и горизонтальное движение объектов испытаний.

Описание состава демонстратора

Основными элементами демонстратора являются: неподвижная цилиндрическая мачта с площадкой для обслуживания, подвижная стрела с расположенными на одном ее конце платформой для закрепления объекта испытаний, а на другом конце противовесом для компенсации массы элементов, не входящих в объект испытаний. Разработанные поворотные механизмы стенда позволяют осуществлять движение объекта по вертикали и горизонтали с минимальным сопротивлением. Также предусмотрена система экстренного торможения на базе пневмоцилиндра с демпфером и система трубопроводов для подачи компонентов топлива, а также воды в качестве охлаждающей жидкости с гибкими металлорукавами и резиновыми рукавами, армированными нитью, для обеспечения свободы вращательного движения в четырех шарнирных группах.

В ходе выполнения эскизного проектирования были разработаны облик демонстратора, показанный на рис. 5, и эскизная конструкторская документация (ЭКД).

В состав демонстратора включены следующие компоненты:

- мачта – неподвижная часть демонстратора. Основные элементы: лестница, опорная мачта, перила;
- стрела – подвижная часть демонстратора, обеспечивающая его вертикальное и горизонтальное движение;
- поворотный механизм – узел, обеспечивающий возможность вращения демонстратора, относительно вертикальной оси;
- кронштейн угловой – узел, предназначенный для закрепления объекта испытаний на подвижной части демонстратора;
- система трубопроводов – узел, предназначенный для подвода компонентов топлива и охлаждающей жидкости к демонстратору;
- система торможения – узел, предназначенный для ограничения скорости вертикального движения демонстраторов около критических углов;
- система измерительная предназначена для измерения углового положения и угловой скорости вращения стрелы демонстратора;
- противовес – узел, предназначенный компенсировать массу, не относящуюся к исследуемому объекту (стрелы, поворотного механизма, системы трубопроводов и систему торможения).

На основании разработанной ЭКД демонстратор был изготовлен и установлен на испытательной площадке (рис. 6).



Рис. 6. Демонстратор на испытательной площадке

Анализ основных несущих элементов

При расчете нескольких вариантов ферм на прочность были приняты следующие допущения: раскосы надежно приварены к продольным элементам (штангам), то есть способны воспринимать требуемые поперечные силы, а также имеют значительно меньшую массу по сравнению с продольными элементами.

Для расчета были выбраны три варианта конструкции фермы. На рис. 7 представлены варианты расположения продольных штанг этих ферм (размеры изменяются в зависимости от модели фермы).

Первый расчет проведен с учетом того, что стрела находится в равновесном состоянии, штанги находятся в горизонтальном положении, то есть противовес уравновешивает кронштейн угловой, объект испытаний, а также трубопроводы подвода

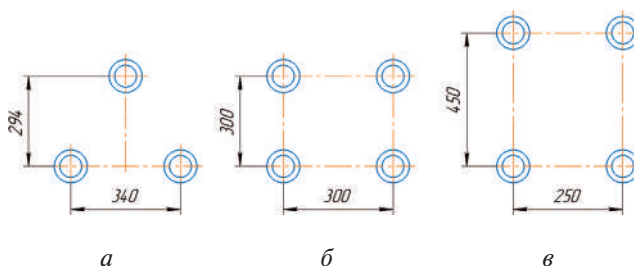


Рис. 7. Варианты конструкции фермы:
а – три продольных штанги;
б, в – четыре продольных штанги

топлива и охлаждения массой 100 кг относительно оси вращения шарнира.

Изгибающий момент [18] определяется формулой:

$$M = gL_1 \left(M_1 + N\rho \frac{L_1}{2} + \frac{M_3}{2} \right), \quad (1)$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения.

Момент инерции сечения [19] фермы определяется по формуле:

$$I = N \cdot S \cdot \left(\frac{H_1}{2} \right)^2. \quad (2)$$

Напряжение в штангах определяется выражением (3), а запас прочности – выражением (4) [16]:

$$\sigma = \frac{M}{I} \cdot \frac{H_1}{2}; \quad (3)$$

$$n = \frac{\sigma_{0.2}}{\sigma}. \quad (4)$$

По результатам расчета запас прочности треугольной фермы равен 1,08, квадратной фермы – 1,70, а прямоугольной фермы – 2,55.

Далее выполнен расчет запаса прочности ферм в аварийной ситуации [20]. Система статически уравновешена, старт вертикального взлета осуществляется на максимальной тяге. ДУ поднимается на максимальную высоту $H_2 = 10 \text{ м}$ и совершает удар кронштейном об ограничитель поворота. Для определения запаса прочности необходимо определить несколько параметров.

Работа, совершаемая двигателем при подъеме на заданную высоту, которая расходуется на создание упругой энергии в штангах, определяется выражением:

$$A = F_T \cdot H_2. \quad (5)$$

Энергия $A - \Delta U$ переходит в изменение потенциальной энергии (если противовес не полностью уравновешивает ДУ) и кинетическую энергию системы. Здесь ΔU – это энергия, поглощаемая демпфером.

Изменение потенциальной энергии ΔE_{Π} определяется выражением:

$$\Delta E_{\Pi} = gH_2 \left[M_1 + \frac{M_3}{2} + M_2 \frac{L_1}{L_2} + \frac{N\rho S}{2} \left(L_1 - \frac{L_2^2}{2L_1} \right) \right]. \quad (6)$$

Угловая скорость ω (непосредственно перед ударом) определяется по формуле:

$$\omega = \sqrt{\frac{A - \Delta U - \Delta E_{\Pi}}{\frac{M_1 L_1^2}{2} + \frac{N\rho S L_1^3}{6} + \frac{M_2 L_2^2}{2} + \frac{N\rho S L_2^3}{6} + \frac{M_3 L_2^2}{2}}}. \quad (7)$$

Моменты на границах участков определяются из условия, что кинетическая энергия переходит в энергию демпфирования:

$$\omega^2 \left(\frac{M_1 L_1^2}{2} + \frac{M_3 L_1^2}{6} + \frac{N\rho S L_1^3}{6} \right) = \frac{M_{\max}^2 L}{6EI}. \quad (8)$$

Тогда моменты M_{\max}^1 и M_{\max}^2 определяют из выражений:

$$M_{\max}^1 = \sqrt{\omega^2 \left(\frac{M_1 L_1^2}{2} + \frac{M_3 L_1^2}{6} + \frac{N\rho S L_1^3}{6} \right) \frac{6EI}{L_1}}; \quad (9)$$

$$M_{\max}^2 = \sqrt{\omega^2 \left(\frac{M_2 L_2^2}{2} + \frac{N\rho S L_2^3}{6} \right) \frac{6EI}{L_2}}. \quad (10)$$

Если демпфирование велико, то максимальный тормозящий момент может возникать при работе демпфера. При этом перемещение ДУ на этапе срабатывания демпфера за счет поворота демпфируемой стрелы значительно больше перемещения за счет изгиба фермы, а характеристика «сила-перемещение» демпфера является линейной:

$$M_{\max}^3 = \frac{\Delta U}{2\varphi}, \quad (11)$$

где φ – это угол срабатывания демпфера.

Тогда напряжение $\sigma_{\text{дин}}$ определяется по следующей формуле:

$$\sigma_{\text{дин}} = \frac{\max(M_{\max}^1, M_{\max}^2, M_{\max}^3)}{2I}, \quad (12)$$

а запас прочности ферм из выражения

$$n = \frac{\sigma_{\text{дин}}}{\sigma}. \quad (13)$$

По результатам расчета запас прочности при аварийной ситуации треугольной фермы равен 0,423, квадратной фермы и прямоугольной фермы – 0,533.

Если выполнить расчет ферм с учетом демпфирования, то удастся повысить запас прочности. Для треугольной фермы он стал равным 0,633, для квадратной – 0,928, а для прямоугольной – 1,189.

По результатам проведенных расчетов для конструкции стрелы демонстратора была выбрана прямоугольная ферма с использованием демпфера.

Опорным элементом конструкции мачты является труба. В расчете рассмотрены несколько вари-

антов стальных труб для применения в конструкции демонстратора. В этом случае нагрузкой является масса уравновешенной конструкции «ДУ – противовес», масса механизма поворотного и масса полезной нагрузки (250 кг) [21]. Для изготовления узла мачты была выбрана труба размером 450x14 мм с запасом прочности 196,9 в статическом режиме и 3,187 в аварийном.

Выводы

С использованием разработанной конструкции демонстратора проведены исследовательские испытания по отработке навигационных систем для определения положения объекта на различных этапах движения и передачи команд на органы управления для осуществления корректировки с точки зрения обеспечения посадки в заданную точку.

Исследуемый объект состоял из платформы, необходимой для его соединения со стрелой через кронштейн угловой и демонстратора ДУ для создания тяги с целью обеспечения движения.

Научная новизна работы состоит в том, что разработанная конструкция демонстратора системы вертикального взлета и посадки изделий ракетно-космической техники позволяет обеспечивать отработку различных элементов при одновременном вертикальном и горизонтальном движении исследуемого объекта с минимальным сопротивлением.

Применение разработанной конструкции демонстратора системы вертикального взлета и посадки позволило получить новые результаты по отработке навигационных систем при осуществлении плавного вертикального взлёта, перемещения и плавной вертикальной посадки исследуемого объекта, оснащенного демонстратором ДУ, в заданную точку.

Список источников

1. *Доронин В.В.* Проблемы оценки качества отработки опытных образцов ракетной техники в натурных экспериментах этапа конструкторских испытаний и пути их преодоления // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2018. № 2(25). С. 35–52.
2. *Кубрак М.В., Леонов С.Н.* Современные системы испытаний ракетно-космической техники // Решетневские чтения: сборник XXI Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева (08–11 ноября 2017, г. Красноярск). – Красноярск: СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2017. Т. 1. С. 343–345.
3. *Клюшников В.Ю.* Малые космические аппараты-демонстраторы перспективных космических технологий // К.Э. Циолковский и прогресс науки и техники в XXI веке: Сборник тезисов докладов 56-х научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (21–23 сентября 2021; Калуга). – Калуга: Эйдос, 2021. С. 37–39.
4. *Малых Д.А.* Использование модульного принципа построения для проектирования различных вариантов исполнения универсальной космической платформы // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 64–75. DOI: 10.34759/vst-2023-1-64-75
5. *Козлов А.А., Аврашков В.Н., Боровик И.Н., Чудина Ю.С., Козлов О.А.* Демонстратор двухступенчатой многоуровневой транспортной космической системы с использованием жидкостных ракетных двигателей и гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 62–70.
6. *Садов В.Б., Чернецкий В.О., Алешин Е.А.* Анализ системы управления демонстратора одного типа // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». 2022. Т. 22. № 2. С. 81–92. DOI: 10.14529/engin220208
7. *Badikov G.A., Mazurin E.B., Goncharov K.N.* Reduced launch costs using reusable heavy and superheavy launch vehicles // XLIV Academic Space Conference: dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists – Pioneers of space exploration (28–31 January 2020; Moscow, Russia). Moscow, 2021. Vol. 2318. No. 1. DOI: 10.1063/5.0036008
8. *Стельмах С.Ф., Ляшевский А.В., Слатов В.Л.* Оценка научно-технического задела по созданию средств выведения сверхлегкого класса // Известия ТулГУ. Технические науки. 2022. № 5. С. 265–275. DOI: 10.24412/2071-6168-2022-5-265-276
9. *Плохих В.П., Милованов А.Г.* Развитие многоуровневых аэрокосмических систем // Идеи и новации. 2022. Т. 10. № 1–2. С. 28–33. DOI 10.48023/2411-7943_2022_10_1-2_28
10. *Крючков Б.И., Бурдин Б.В., Солодников А.В.* Опыт СССР и США в подготовке космонавтов и астронавтов к осуществлению посадки на Луну // Пилотируемые полеты в космос. 2020. № 1(34). С. 86–103. DOI 10.34131/MSF.20.1.86-103
11. *Jackson K.E., Fasanella E.L.* A Survey of Research Performed at NASA Langley Research Center's Impact Dynamics Research Facility // 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (07–10 April 2003; Norfolk, Virginia). DOI: 10.2514/6.2003-1896
12. Демонстратор FROG прошел ряд тестов // Все о космосе. 10.10.2019. URL: <https://aboutspacejournal.net/2019/10/10/демонстратор-frog-прошел-ряд-тестов/>
13. *Vila J., Hassin J.* Technology acceleration process for the THEMIS low cost and reusable prototype // 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS; 01–04 July 2019; Madrid, Spain). DOI: 10.13009/EUCASS2019-97
14. *Александров М.П., Колобов Л.Н., Лобов Н.А.* и др. Грузоподъемные машины: Учебник. – М.: Машиностроение, 1986. – 400 с.

15. Якубов Ш.А., Багилов Х.О., Багилов Г.О. Башенный стреловой кран. Патент RU 2290362 С1. Бюл. № 36, 27.12.2006.
16. Балашов В.П. Грузоподъемные и транспортирующие машины на заводах строительных материалов: Учебник. – М.: Машиностроение, 1987. – 384 с.
17. Лай Ц., Ван Ю. Оборудование координирования большого экрана с шестью степенями свободы. Патент RU 2531071 С2. Бюл. № 18, 27.06.2014.
18. Беляева З.В., Кудрявцев С.В. Расчет и проектирование элементов металлических конструкций: Учебно-методическое пособие. – Екатеринбург: Изд-во Уральского университета, 2019. – 136 с.
19. Чирков В.П., Раздубев М.А. Прочностные свойства многоэлементной арматуры // Строительство и реконструкция. 2013. № 3(47). С. 17–22.
20. Бергер М.П. Устойчивость поврежденной большепролетной фермы в составе пространственного каркаса // Вестник БГТУ им. В.Г. Шухова. 2018. № 2. С. 27–33. DOI: 10.12737/article_5a816bdb256560.02611152
21. Семенов В.С., Каримова Р.Х. Расчет и конструирование соединений стальных строительных конструкций: Учебно-метод. пособие. – Бишкек: Изд-во КРСУ, 2008. – 80 с.

References

1. Doronin V.V. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz – Antei"*, 2018, no. 2(25), pp. 35–52.
2. Kubrak M.V., Leonov S.N. *Materialy XXI Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Reshetnevskie chteniya" (08–11 November 2017, Krasnoyarsk)*. Krasnoyarsk, SiBGU im. M.F. Reshetneva, 2017, vol. 1, pp. 343–345.
3. Klyushnikov V.Yu. *Materialy 56 nauchnykh chtenii "K.E. Tsiolkovskii i progress nauki i tekhniki v XXI veke" (21–23 September 2021; Kaluga)*. Kaluga, Ehidos, 2021, pp. 37–39.
4. Malyh D.A. Modular structuring principle application for developing various options of the universal space platform layout. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 64–75. DOI: 10.34759/vst-2023-1-64-75
5. Kozlov A.A., Avrashkov V.N., Borovik I.N., Chudina Y.S., Kozlov O.A. Two-stage reusable space transportation system implementing liquid rocket engine and scramjet demonstrator. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 2, pp. 62–70.
6. Sadv V.B., Chernetskii V.O., Aleshin E.A. *Vestnik SUSU. Seriya "Mashinostroenie"*. 2022, vol. 22, no. 2, pp. 81–92. DOI: 10.14529/engin220208
7. Badikov G.A., Mazurin E.B., Goncharov K.N. Reduced launch costs using reusable heavy and superheavy launch vehicles. *XLIV Academic Space Conference: dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists – Pioneers of space exploration (28–31 January 2020; Moscow, Russia)*. Moscow, 2021, vol. 2318, no. 1. DOI: 10.1063/5.0036008
8. Stel'makh S.F., Lyashevskii A.V., Slatov V.L. *Izvestiya TuLGU. Tekhnicheskie nauki*, 2022, no. 5, pp. 265–275. DOI: 10.24412/2071-6168-2022-5-265-276
9. Plokhikh V.P., Milovanov A.G. *Idei i novatsii*, 2022, vol. 10, no. 1-2, pp. 28–33. DOI 10.48023/2411-7943_2022_10_1-2_28
10. Kryuchkov B.I., Burdin B.V., Solodnikov A.V. *Pilotiruemye polety v kosmos*, 2020, no. 1(34), pp. 86–103. DOI 10.34131/MSF.20.1.86–103
11. Jackson K.E., Fasanella E.L. A Survey of Research Performed at NASA Langley Research Center's Impact Dynamics Research Facility. *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (07-10 April 2003; Norfolk, Virginia)*. DOI: 10.2514/6.2003-1896
12. *Demonstrator FROG proshel ryad testov*. 10.10.2019. URL: <https://aboutspacejournal.net/2019/10/10/демонстратор-frog-прошел-ряд-тестов/>
13. Vila J., Hassin J. Technology acceleration process for the THEMIS low cost and reusable prototype. *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS; 01-04 July 2019; Madrid, Spain)*. DOI: 10.13009/EUCASS2019-97
14. Aleksandrov M.P., Kolobov L.N., Lobov N.A. et al. *Gruzopod'emnye mashiny* (Lifting machines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 400 p.
15. Yakubov Sh.A., Bagilov Kh.O., Bagilov G.O. *Patent RU 2290362 C1*, 27.12.2006.
16. Balashov V.P. *Gruzopod'emnye i transportiruyushchie mashiny na zavodakh stroitel'nykh materialov* (Lifting and transporting machines at factories of building materials), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 384 p.
17. Lai Ts., Wang Yu. *Patent RU 2531071 C2*, 27.06.2014.
18. Belyaeva Z.V., Kudryavtsev S.V. *Raschet i proektirovanie ehlementov metallicheskih konstruksii* (Calculation and design of elements of metal structures), Ekaterinburg, Ural'skii universitet, 2019, 136 p.
19. Chirkov V.P., Razdubev M.A. *Stroitel'stvo i rekonstruktsiya*, 2013, no. 3(47), pp. 17–22.
20. Berger M.P. *Vestnik BGTU im. V.G. Shukhova*, 2018, no. 2, pp. 27–33. DOI: 10.12737/article_5a816bdb256560.02611152
21. Semenov V.S., Karimova R.KH. *Raschet i konstruirovaniye soedinenii stal'nykh stroitel'nykh konstruksii* (Calculation and design of joints of steel building structures). Bishkek, KRSU, 2008, 80 p.

Статья поступила в редакцию 28.12.2023; одобрена после рецензирования 12.01.2024; принята к публикации 15.01.2024.

The article was submitted on 28.12.2023; approved after reviewing on 12.01.2024; accepted for publication on 15.01.2024