

Научная статья
УДК 629.785
DOI: 10.34759/vst-2023-1-64-75

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДУЛЬНОГО ПРИНЦИПА ПОСТРОЕНИЯ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ИСПОЛНЕНИЯ УНИВЕРСАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

Дарья Андреевна Малых

Южно-Уральский государственный университет,
Челябинск, Россия
malyhda@susu.ru

Аннотация. Предложена концепция демонстратора универсальной космической платформы (УКП), состоящего из трех основных модулей (в зависимости от назначения): модуль служебных систем, модуль полезной нагрузки и модуль многоразового разгонного блока. Проведен анализ состава и характеристик универсальных космических платформ, рассмотрены характеристики существующих разгонных блоков в сравнении с расчетными характеристиками модуля многоразового разгонного блока. Модуль многоразового разгонного блока представлен в двух исполнениях для доставки полезной нагрузки разной массы. Проработаны четыре варианта исполнения демонстратора УКП, а также рассмотрен вариант использования электролизной установки в составе демонстратора УКП. Сделан вывод о том, что использование модульного принципа позволит существенно сократить время разработки и изготовления космических аппаратов.

Ключевые слова: универсальная космическая платформа, электролиз, модульный принцип построения космического аппарата, малый космический аппарат, демонстратор

Для цитирования: 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

Original article

MODULAR STRUCTURING PRINCIPLE APPLICATION FOR DEVELOPING VARIOUS OPTIONS OF THE UNIVERSAL SPACE PLATFORM LAYOUT

Dar'ya A. Malyh

South Ural State University,
Chelyabinsk, Russia
malyhda@susu.ru

Abstract. As of now, space exploration is accompanied by the decrease in mass and an increase in the number of artificial satellites. To create and employ a huge number of satellites, it is necessary to change the principles of development, production and operation of space technology. The article proposes using the modular principle of universal space platforms (USP) building. As applied to the design, it consists in assembling the product from standard multi-functional modules of complete readiness. The modular principle application in the USP design consists in creating a certain standard communication interface, somewhat erector kit, which allows assembling an apparatus for the concrete mission.

As evidence of the feasibility and effectiveness of such an approach application, the USP demonstrator layout has been developed, which includes three modules (depending on its purpose): a service systems module, a payload module and a reusable upper stage module. The reusable upper stage module is presented in two options for delivering the payload of various masses of 250 kg and of 500 kg. The authors propose four versions of the upper stage demonstrator for different missions: a spacecraft to deliver equipment to a body with a low gravity field, a spacecraft for landing and takeoff from the surface of small planets of the solar system or satellites of small bodies, satellites for LEO and GEO. The article considered an option of electrolytic propulsion unit application as a part of USP demonstrator. The presented design omnitude lies primarily in the possibility for creating options of satellites, and spacecraft at the request of the customer at short notice by employing unified design solutions based on the USP. The module principle application will allow significant reduction in time of the spacecraft development and manufacturing.

Keywords: universal space platform, electrolysis, modular spacecraft structuring principle, small spacecraft, demonstrator

For citation: 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

Введение

Актуальной проблемой развития космических аппаратов (КА) для межпланетных перелетов, орбитальных обсерваторий, спутников связи Земли в настоящее время становится стоимость запуска и обслуживания, сравнительно небольшой срок эксплуатации, увеличенное время проектирования, производства и подготовки КА к запуску [1]. Одним из направлений решения этих проблем может стать разработка универсальных космических платформ (УКП), на базе которых возможно создание ряда космических систем под конкретные задачи заказчика.

Исследование малых тел Солнечной системы, таких как астероиды и кометы, является одной из важнейших задач в рамках создания противоастероидной защиты Земли. Изучение астероидов и комет возможно не только посредством телескопов, размещенных на орбите Земли, но и путем проведения более детальных физических исследований как вблизи, так и на поверхности тела малой массы. К таким исследованиям можно отнести спектральный анализ грунта, исследование внутреннего строения методами сейсморазведки и детальное исследование рельефа для оценки возможности разрушения или изменения траекто-

рии движения астероида. Проведение комплекса исследований возможно при использовании специальных КА, доставляющих на поверхность малого космического объекта все необходимое научное и мониторинговое оборудование, а также оснащенных специальными средствами для обеспечения надежной посадки и закрепления на поверхности астероида, извлечения воды, переработки воды в топливо [2].

Существуют сформировавшиеся подходы к созданию УКП. Для создания системы спутниковых созвездий связи, таких как Starlink (компания SpaceX), чаще всего применяется принцип физического разделения аппарата на некоторое количество микроспутников, с отдельными модулями на борту и беспроводной связью между ними [3].

Модульный принцип проектирования нашел широкое применение в разработке электронных устройств [4]. В приложении к конструированию он заключается в сборке изделия из типовых разнофункциональных модулей полной степени готовности [5]. Использование модульного принципа в проектировании УКП заключается в создании некоторого стандартного интерфейса связи, являющегося аналогом конструктора, ко-

торый позволяет собрать аппарат под конкретную миссию.

Благодаря достижениям в микроэлектронике, появились предпосылки использования модульного принципа для космических систем. В результате миниатюризации КА удалось снизить массу некоторых тяжелых и больших КА и создать новые аппараты аналогичного назначения с массой в несколько сот килограммов. В связи с этим и в США, и в России существенно изменились приоритеты — на орбиту в основном запускаются средние (масса до 2,5 т) и малые (масса до 1000 кг) КА [6].

В процессе освоения космоса наблюдается тенденция к уменьшению массы и увеличению количества искусственных спутников. Если в существующей российской системе связи «Гонец» используется 12 аппаратов, то в перспективной системе «Сфера» их будет уже от 300 до 600 [7]. Численность группировки в проекте Starlink составит 12 тыс. искусственных спутников Земли [8]. Чтобы создавать и использовать такие рои спутников, нужно менять принципы разработки, производства и эксплуатации космической техники. КА начинают выпускать серийно, как автомобили или компьютеры.

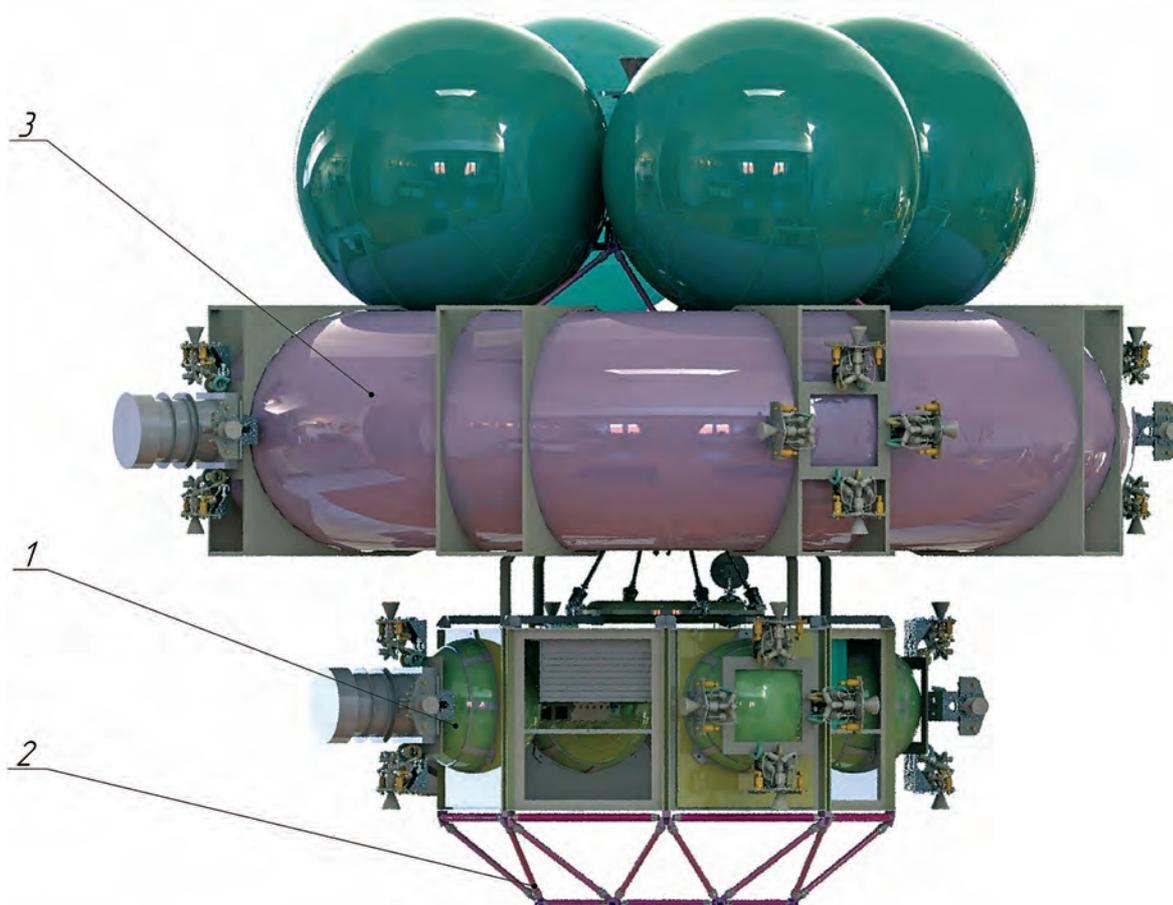


Рис. 1. Базовый вариант УКП: 1 — модуль СС; 2 — модуль ПН; 3 — модуль МРБ

Создание демонстраторов технологий дает возможность показать основные функциональные компоненты изделий, оценить уровень их системной готовности, провести ряд исследовательских испытаний, проверить работоспособность и эффективность предложенной технологии [9, 10].

В качестве подтверждения целесообразности и эффективности использования модульного принципа при проектировании изделий космической техники разработан облик демонстратора УКП (рис. 1), включающего в свой состав три модуля (в зависимости от назначения): модуль служебных систем (СС), модуль полезной нагрузки (ПН) и модуль многоразового разгонного блока (МРБ).

Анализ космических платформ и разгонных блоков

Космическая платформа понимается как унифицированная модель для построения КА, в которую входят только служебные системы (модуль СС). В некоторых случаях, в зависимости от типа КА, сюда включается конструкция модуля ПН, но без аппаратуры [11].

Проектирование космических платформ может существенно сократить время производства (до 18–36 месяцев) в сравнении с изготовлением единичного КА. За счет распределения стоимости проектирования между различными спутниками есть возможность уменьшить расходы на разработку, к тому же многократная отработка систем всех спутников позволит увеличить их надежность [12].

В общем случае, когда платформа рассматривается как модуль СС, она содержит: систему управления (СУ) движением, ориентации и стабилизации; двигатели коррекции; бортовой комплекс управления (БКУ) с системой передачи информации; систему терморегулирования, предназначенную для отвода тепла от СС и систем модуля ПН; систему энергоснабжения (включая солнечные батареи (СБ) и аккумуляторы). В табл. 1 представлены основные характеристики УКП [11, 13, 14].

Любая платформа является универсальной в пределах определенного класса КА. Для каждого модуля ПН требуется определенный модуль обеспечения. Его размеры зависят от массы полезной нагрузки.

Исходя из этого, многие компании, реализующие на рынке услуги связи, останавливают свой выбор на созвездиях малых УКП, таких как серия SSTL, которые производит компания Surrey Satellite Technology Limited в Англии, или Proteus, разработанной компанией Thales Alenia Space по заказу Французского космического агентства, ввиду малой массы полезной нагрузки, характерной целевой орбиты порядка 500–800 км и малой потребляемой мощности ПН.

Современные разгонные блоки (РБ), используемые для выведения космических аппаратов на рабочую орбиту, разработаны в основном для вывода большой массы полезной нагрузки. В настоящее время проектирование и разработка малых РБ находятся на стадии развития и являются перспективным направлением исследования [15].

Таблица 1

Основные характеристики зарубежных УКП

Характеристики	SSTL Cube	SSTL Micro	SSTL Mini	ARROW	ICEYE	BSP-100	BSS-702	A2100
Целевая орбита, км	500–800	500–800	500–800	500–1500	570	400–850	36000	36000
Масса, кг	12	95	200	150	85	180	5250	6741
Масса ПН, кг	–	до 65	до 140	до 100	–	70	3097	3812
Габариты, см	8U–12U	45×34×34	–	48×52×52	–	60,9×71,1×96,5	–	300×250×600
Срок службы платформы, лет	3	7	7	5 (1200 км) 7 (500 км)	7 (500 км) 5 (200 км)	5	15	15

Таблица 2

Основные характеристики различных РБ [4]

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

В рамках работы над проектом разработаны два варианта исполнения модуля МРБ. Сравнительная характеристика расчетных параметров модуля МРБ и существующих РБ представлена в табл. 2.

Описание вариантов модуля МРБ

В составе МРБ возможны два основных варианта комбинации топливных баков блока,

обеспечивающие различные энергетические возможности:

- двухкомпонентного торового бака — для выполнения миссий вблизи Земли и выведения полезного груза на геостационарную орбиту до 250 кг (рис. 2);
- торового бака с окислителем в сочетании со сферическими баками для горючего — это поз-

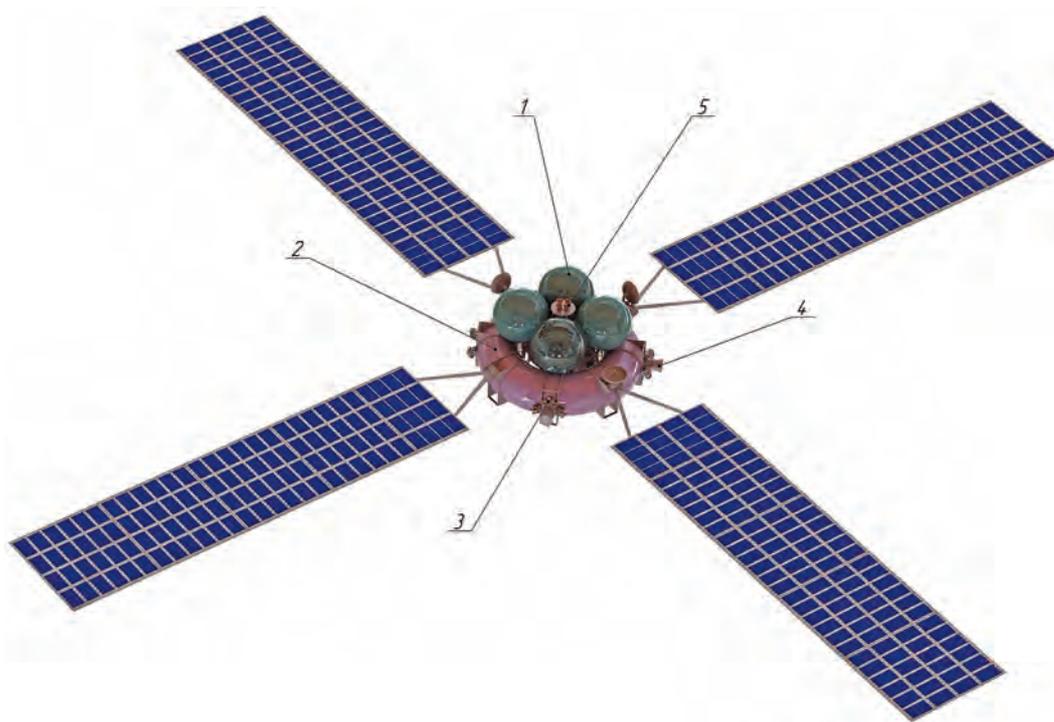


Рис. 2. Внешний облик модуля РБ, 1-й вариант: 1 — сферические баки; 2 — торовый бак; 3 — двигатели ориентации и стабилизации, газовые двигатели точной коррекции; 4 — астродатчики; 5 — двигатели орбитального маневрирования

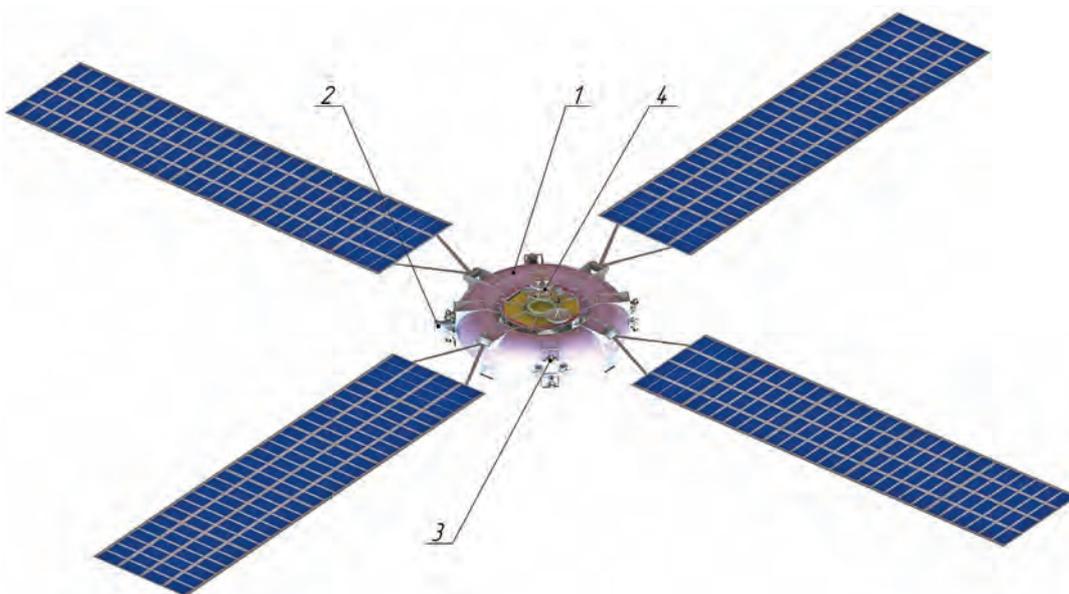


Рис. 3. Внешний облик модуля РБ, 2-й вариант: 1 — торовый двухкомпонентный бак; 2 — астродатчики; 3 — двигатели ориентации и стабилизации, газовые двигатели точной коррекции; 4 — двигатели орбитального маневрирования

волит расширить энергетические возможности МРБ — для выполнения миссий в поясе астероидов и выведения полезного груза на геостационарную орбиту до 500 кг (рис. 3).

Корпус модуля МРБ выполнен в виде конструкции, состоящей из рамы, элементов энергообеспечения, элементов БКУ, баков с компонентами топлива, жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) ориентации и стабилизации, газовых двигателей точной коррекции. На двух перпендикулярно расположенных кронштейнах находятся астродатчики.

В состав двигательной установки (ДУ) входят четыре двигателя орбитального маневрирования. Маршевые двигатели собраны на раме и сцеплены с шестигранной фермой через неподвижные опоры. Панель системы управления крепится внутри восьмигранной рамы.

Описание вариантов исполнения УКП

Для демонстрации уникальности создаваемой УКП проработаны четыре варианта её исполнения (демонстраторы):

- КА для доставки оборудования на тело с малым гравитационным полем, который включает в свой состав аппарат-доставщик и аппарат, спускаемый на поверхность астероида;
- КА для посадки и взлета с поверхности малых планет Солнечной системы или спутников малых тел;
- спутник для низкой околоземной орбиты (НОО);
- спутник для геостационарной околоземной орбиты (ГСО).

Первый вариант представляет собой КА, который включает в свой состав аппарат, спускаемый

на поверхность астероида. Сам космический аппарат-доставщик создан на базе модуля МРБ, а спускаемый аппарат — на базе модуля СС и модуля ПН (рис. 4).

В результате оценки энергетических возможностей космического аппарата-доставщика был сделан вывод о необходимости использования СБ и аккумуляторов для питания энергопотребителей. СБ состоит из четырех складываемых панелей, которые крепятся при помощи кронштейна, позволяющего осуществлять вращение в двух перпендикулярных плоскостях.

Так как происходит отделение спускаемого аппарата, без последующей стыковки и заправки, возможно использование простейшего механизма отделения при помощи пневмотолкателей и стыковочной схемы «штырь–конус», где в качестве конуса выступает сопло двигателя.

Для посадки в состав УКП входят четыре посадочные опоры, которые предназначены для поглощения кинетической энергии. Они расположены на спускаемом аппарате. Для миссии посадки космической платформы на астероид необходимы две СУ: СУ модуля МРБ и СУ отделяемого аппарата.

СУ блока доставщика основана на работе СБ, которые, в свою очередь, соединены с контроллером заряда (разряда) и аккумулятором. СУ отделения аппарата основана на работе химических источников энергии, таким образом, система никак не зависит от Солнца. Каждая СУ блоков резервирована, имеются резервные контроллеры, аккумуляторы, блоки СУ и DC/DC-преобразователи на каждую ветку, что обеспечит бесперебойную работу космической платформы.

Список потенциальных энергопотребителей, размещаемых на борту космического аппарата-



Рис. 4. Внешний облик демонстратора УКП, 1-е исполнение: 1 — аппарат-доставщик; 2 — спускаемый аппарат

доставщика, приведены в табл. 3, на борту спускаемого аппарата — в табл. 4.

Таблица 3

Список приборов-потребителей космического аппарата-доставщика

№ п/п	Приборы	Напряжение, В	Мощность, Вт	Ток, А
1	БОКЗ-МФ	27	11	0,4
2	СДП-1	27	0,85	0,04
3	БЦВМ	27	30	1,15
4	БСА	27	35	1,3
6	АИСТ-350	12	1	0,5
7	ТИУС-200	5	5	1,6
8	Привод СБ	—	60	—
9	Антенны	—	60	—
10	ЭВТИ + тепловые трубы	—	68	—
11	Электрообогреватель	—	500 Вт	—

Таблица 4

Список приборов-потребителей спускаемого аппарата

№ п/п	Приборы	Напряжение, В	Мощность, Вт	Ток, А
1	БОКЗ-МФ	27	11	0,4
2	СДП-1	27	0,85	0,04
3	БЦВМ	27	30	1,15
4	БСА	27	35	1,3
5	ШТК	27	8	0,3
6	АИСТ-350	12	1	0,5
7	ЛСДК	12	25	2
8	УТК	12	8	0,7
9	ТИУС-200	5	5	1,6
10	ЭВТИ + тепловые трубы	—	68	—
11	Электрообогреватель	—	500	—

На модуле МРБ в качестве двигательной установки используются: 16 двигателей ориентации и стабилизации, 4 двигателя орбитального маневрирования, 32 двигателя точной коррекции.

На спускаемом аппарате используются те же двигатели ориентации и стабилизации и точной коррекции, но один двигатель орбитального маневрирования.

Второй вариант исполнения УКП предусматривает посадку на космическое тело с наличием гравитации.

В данном случае в качестве места для посадки выбрана карликовая планета Церера (экваториальный радиус 481,5 км), которая расположена в поясе астероидов. Особенностью миссии является то, что аппарату необходимо долететь до Цереры, осуществить посадку на неё, затем взлет и возвращение на Землю. Согласно предварительным расчетам, продолжительность миссии составит 1415 дней. При конструировании КА для осуществления текущей миссии возможно использование только модуля МРБ и модуля ПН, так как процесс разделения не предусмотрен. Посадочное устройство расположено на модуле МРБ.

Для миссии посадки и взлета на планету УКП необходима одна СУ (отделяемые блоки отсутствуют). Такая СУ основана на работе СБ, которые, в свою очередь, соединены с контроллером заряда (разряда) и аккумулятором (рис. 5). Список потенциальных энергопотребителей, размещаемых на борту КА, представлен в табл. 5.

Осуществление подобной миссии позволяет снизить общую массу УКП за счет исключения модуля СС, аппаратуры СУ и двигательной установки, размещаемой на нем. Таким образом, уменьшается общая масса топлива и возможна замена торового бака окислителя и сферических баков горючего модуля МРБ двухкомпонентным торовым баком. В качестве ДУ используются: 16 двигателей ориентации и стабилизации, 4 двигателя орбитального маневрирования, 32 двигателя точной коррекции.



Рис. 5. Внешний облик демонстратора УКП, 2-е исполнение

Таблица 5

Список приборов-потребителей космического аппарата

№ п/п	Приборы	Напряжение, В	Мощность, Вт	Ток, А
1	БОКЗ-МФ	27	11	0,4
2	СДП-1	27	0,85	0,04
3	БЦВМ	27	30	1,15
4	БСА	27	35	1,3
5	ШТК	27	8	0,3
6	АИСТ-350	12	1	0,5
7	ЛСДК	12	25	2
8	УТК	12	8	0,7
9	ТИУС-200	5	5	1,6
10	Привод СБ	—	60	—
11	Антенны	—	60	—
12	ЭВТИ + тепловые трубы	—	68	—
13	Электрообогреватель	—	500	—

Третий вариант исполнения предполагает создание на базе УКП спутников различного назначения. В этом случае возможно использование только модуля СС и модуля ПН для создания спутника, а также модуля МРБ для дозаправки созданного спутника либо возвращения его обратно на Землю с применением многоразовой ракеты-носителя (рис. 6).

Следует отметить, что в связи с тем, что спутник, в отличие от космического аппарата-доставщика в первом варианте исполнения УКП и КА во втором варианте исполнения УКП, будет в большей степени находиться на солнечной стороне, то площадь солнечных батарей уменьшится в 1,5–2 раза. В табл. 6 приведен список приборов-потребителей космического аппарата-спутника.

Миссия спутника на околоземной орбите требует использования двух систем управление: СУ блока СС и СУ блока ПН. В качестве ДУ используются: 12 двигателей ориентации и стабилизации, 24 двигателя точной коррекции.

Четвертый вариант исполнения подразумевает использование УКП для выведения и создания

спутников (например, спутников связи) на ГСО. В этом случае необходимо использование всех трех блоков УКП, при этом модуль РБ должен быть многоразовым, т.е. обеспечивать не только доставку спутника с НОО на ГСО, но его возвращение (рис. 7).

Таблица 6

Список приборов-потребителей космического аппарата-спутника (с ПН)

Приборы	Напряжение, В	Мощность, Вт
БОКЗ-МФ	27	11
СДП-1	27	0,85
БЦВМ	27	30
БСА	27	35
АИСТ-350	12	1
ТИУС-200	5	5
Приводы СБ	—	60
Антенны	—	60
ЭВТИ, тепловые трубы	—	68
Электрообогреватель	—	500
Маховики, блок автоматики	—	90
Панхроматическая камера	—	60
Многоспектральная камера	—	60
Радиочастотный анализатор РЧА	—	3,4
Низкочастотный анализатор ОНЧ/КНЧ	—	5
Двухчастотный передатчик 150/400 «Маяк»	—	6
GPS-приемник аппаратуры спутниковой навигации (АСН)	—	3
Детектор радиации и ультрафиолета ДРФ	—	3

При этом разгонный блок должен быть также снабжен устройствами для возможной дозаправки спутника на ГСО. Таким образом, для осуществления подобных операций необходимо включить в состав модуля МРБ, помимо устройства стыковки «штырь–конус», манипуляторы для создания плотного зацепления с кольцом адаптера запуска спутника и универсальный клапан на конце манипулятора-заправщика [16].

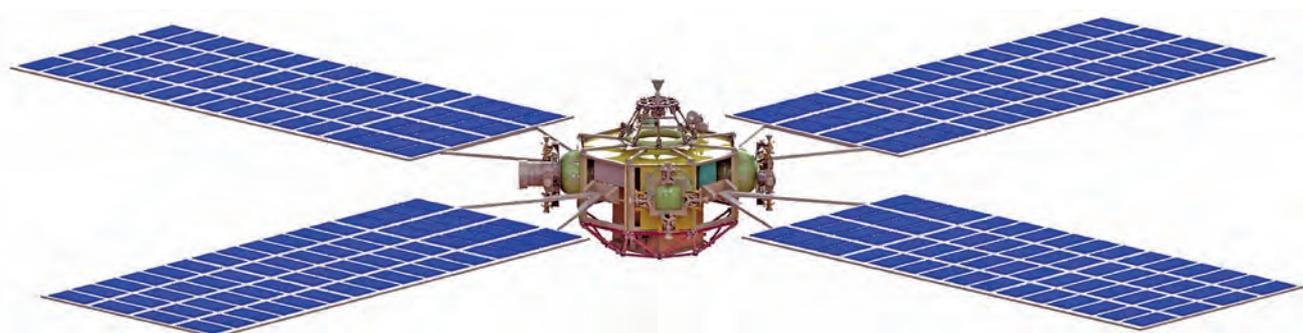


Рис. 6. Внешний облик демонстратора УКП, 3-е исполнение

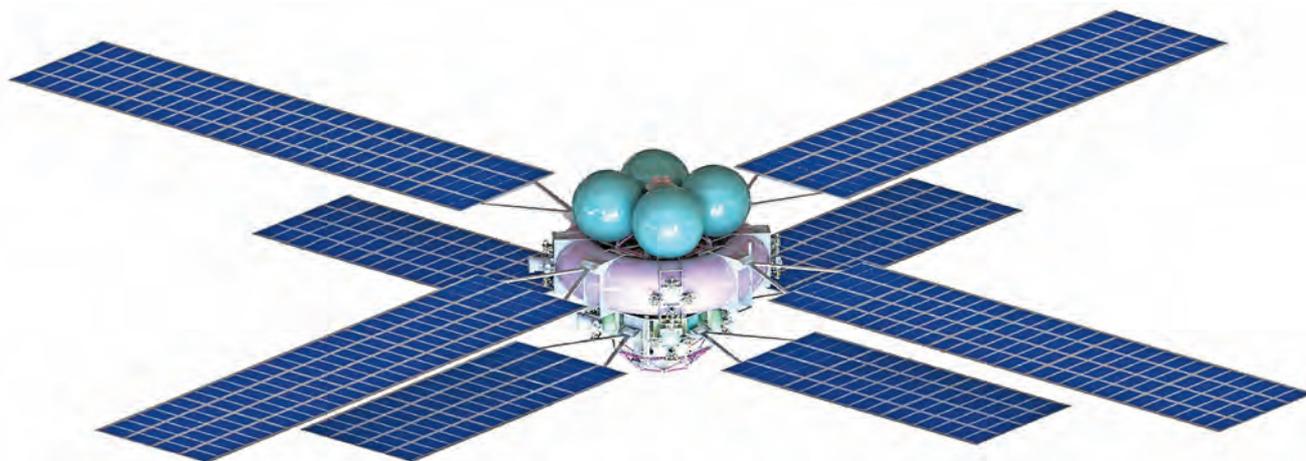


Рис. 7. Внешний облик демонстратора УКП, 4-е исполнение

**Список приборов-потребителей
космического аппарата-спутника связи (с ПН)**

Приборы	Напряжение, В	Мощность, Вт
БОКЗ-МФ	27	11
СДП-1	27	0,85
БЦВМ	27	30
БСА	27	35
АИСТ-350	12	1
ТИУС-200	5	5
Приводы СБ	—	60
Антенны	—	60
ЭВТИ, тепловые трубы	—	68
Электрообогреватель	—	500
Маховики, блок автоматики	—	90
БРК	—	900–2000

Таблица 7

контроллеров заряда (разряда) батарей и аккумуляторов. В табл. 7 приведен список приборов-потребителей космического аппарата-спутника связи, в табл. 8 — список приборов-потребителей модуля МРБ.

В качестве ДУ используются: 16 двигателей ориентации и стабилизации, 4 двигателя орбитального маневрирования, 32 двигателя точной коррекции, на модуле СС двигательной установки нет.

Система снабжения топливом ДУ в составе УКП

Электролизная ДУ была предложена в качестве возможной концепции космического двигателя несколько десятилетий назад — еще в 1985 [17], 1987 [18] и 1997 [19] годах.

Учитывая требования к УКП и необходимость дозаправки на орбите, можно считать водно-электролизные ДУ наиболее приемлемым вариантом для удовлетворения этих требований. Предлагается использование комбинации ДУ на основе эффекта Холла и химической ДУ на основе электролиза воды на одном КА, что предоставляет интересную возможность создания комбинированной химико-электрической ДУ с общим баком.

КА, обладающий как химической, так и электрической силовой установкой, может выполнять ряд сложных траекторий, что невозможно при использовании только одной ДУ. Например, КА может выполнить межпланетный полет, используя химический двигатель с высокой тягой, чтобы уйти от гравитации Земли, затем выполнить высокоимпульсный электрический перелет в межпланетном пространстве, прежде чем использовать химическую ДУ для маневра торможения или выхода на орбиту. Такая конструкция позволяет КА использовать химическую ДУ для вывода на

Список приборов-потребителей модуля МРБ

Приборы	Напряжение, В	Мощность, Вт
БОКЗ-МФ	27	11
СДП-1	27	0,85
БЦВМ	27	30
БСА	27	35
АИСТ-350	12	1
ТИУС-200	5	5
Приводы СБ	—	60
Антенны	—	60
ЭВТИ+тепловые трубы	—	68
Электрообогреватель	—	500
БОКЗ-МФ	27	11
СДП-1	27	0,85

Таблица 8

Миссия спутника на околоземной орбите требует использования двух систем управления: СУ модуля СС и СУ модуля МРБ. Обе СУ основаны на использовании СБ с аналогичным применением

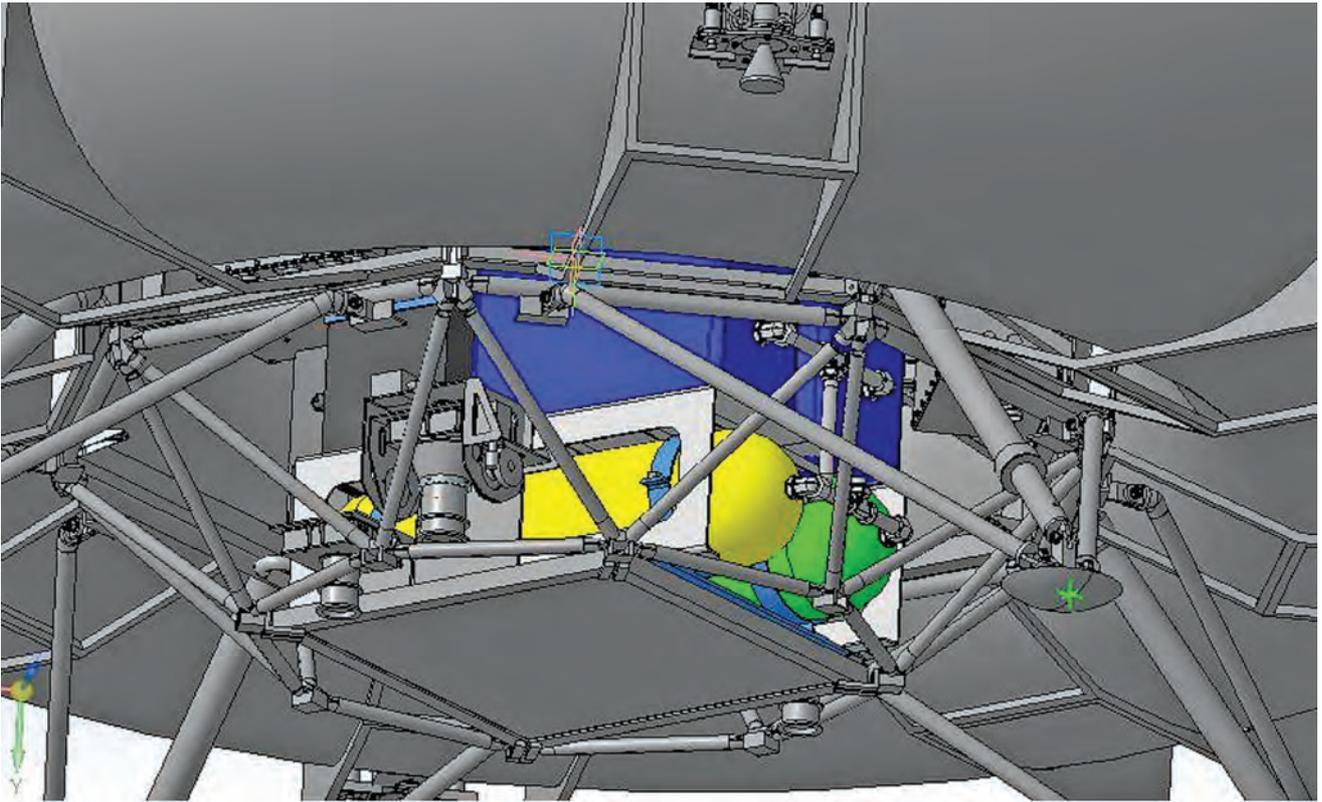


Рис. 8. Расположение электролизной установки в модуле ПН

траекторию отлета к астероиду, взлета и посадки, а электрическую силовую установку — для коррекции и удержания орбиты.

Для системы ориентации и стабилизации КА предлагается применить комбинированную кислородно-водородную ДУ на основе использования электролиза воды и ракетного двигателя малой тяги на компонентах $H_{2r} + O_{2r}$ [20].

Решением проблемы малого времени хранения $H_{2r} + O_{2r}$ в баках КА можно считать получение этих компонентов из воды по мере необходимости с помощью электролиза воды, в тот момент, когда КА уже находится на орбите. Данный подход открывает возможности для многоразового применения КА и их дозаправки.

На базе исполнения УКП разработан внешний облик орбитальной системы снабжения топливом ДУ. В месте размещения полезного груза расположен генератор водорода и кислорода, буферные емкости для временного хранения продуктов электролиза (рис. 8).

Выводы

Универсальность представленной конструкции заключается прежде всего в том, что на базе УКП возможно создание множества вариантов спутников, КА и т.д. по желанию заказчика в короткие

сроки путем использования унифицированных конструктивных решений, несмотря на то что подобная унификация может привести к избыточной массе отдельных элементов при определенных вариантах исполнения УКП. Это характерно и для ракет-носителей, которые создаются по модульному принципу, однако в настоящее время такой подход является наиболее распространенным и эффективным.

Для всех вариантов исполнения общими являются:

- конструкция корпусов (рам и узлов крепления) модулей;
- состав БКУ;
- механизм создания управляющих усилий.

В составе системы энергообеспечения возможны два варианта (при использовании только бортовых источников питания либо при использовании совместно с СБ, при этом использование ядерных и радиоизотопных источников энергии не допускается).

Основные различия будут состоять:

- в комбинации научных приборов, а следовательно, и в компонентном составе элементов системы энергообеспечения и площади СБ (при необходимости);
- в комбинации модулей (СС, ПН и МРБ);

— в использовании различных систем ориентации и стабилизации (механизма создания управляющих усилий), в зависимости от времени активного существования КА или спутника, создаваемого на базе УКП: при помощи двигателей малой тяги или двигателей-маховиков;

— в комбинации топливных баков в составе МРБ.

Несмотря на указанные различия, это не повлияет на время изготовления КА или спутника на базе УКП, так как они основаны на использовании существующих конструкторских решений, т.е. использования модульного принципа.

Список источников

1. Wang X., Zhang S. Cost Analysis for Mass Customized Production of Satellites Based on Modularity // IEEE Access. 2021. Vol. 9, pp. 13754–13760. DOI: 10.1109/access.2020.3048845
2. Петров А.В., Белов Н.М., Клепач Д.П. и др. Разработка космического аппарата для доставки оборудования на космическое тело с малым гравитационным полем (астероид) // «Орбита молодежи» и перспективы развития Российской космонавтики: Материалы VI Всероссийской молодежной научно-практической конференции (28–30 сентября 2020; Пермь). Пермь: Изд-во Пермского национального исследовательского политехнического университета, 2020. С. 348–352.
3. Alandihallaj M.A., Emami M.R. Multiple-payload fractionated spacecraft for earth observation // Acta Astronautica. 2021. Vol. 191, pp. 451–471. DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.11.026
4. Прокотьев В.Ю. Платформенные решения и модульный принцип проектирования электронных устройств как метод стандартизации и унификации разработок // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2019. Т. 19. № 5. С. 901–911. DOI: 10.17586/2226-1494-2019-19-5-901-911.
5. Ерофеев Я.П., Бобков А.В. О модульном принципе конструирования авиакосмической техники // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2018. Т. 1. № 14. С. 96–98.
6. Иванов Д.Ю., Беляева Е.К. Экономико-математическая модель оптимизации вывода космических аппаратов на орбиту // Вестник Самарского университета. Экономика и управление. 2018. Т. 9. № 3. С. 89–92.
7. Мырова Л.О., Ментус О.В., Давыдов А.Б. и др. Низкоорбитальные спутниковые системы связи Starlink и OneWeb // Труды Научно-исследовательского института радио. 2021. № 2. С. 36–45. DOI: 10.34832/NIR.2021.5.2.005
8. Давыдов П.А., Кузнецов И.И., Медведев А.А., Мухамеджанов М.Ж. Универсальный космический ракетный комплекс с ракетой-носителем сверхлёгкого класса — демонстратор инновационных технологий // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 3(108). С. 120–127.
9. 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 прямого воздушного реактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 62–70.
10. Korolev A.N., Pichurin Yu.G., Radkov A.V., Rudakov V.B. Technical realization of unified space platforms // Izvestia vysshikh uchebnykh zavedenij Priborostroenie. 2018. Vol. 61. No. 8, pp. 678–684. DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-8-678-684
11. Катькалов В.Б., Морозова М.Л. Унифицированные платформы космических аппаратов зарубежных государств // Воздушно-космическая сфера. 2021. № 3(108). С. 86–96. DOI: 10.30981/2587-7992-2021-108-3-86-96
12. Волощев В.В., Ткаченко И.С., Сафронов С.Л. Выбор проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 2(33). С. 35–47.
13. Зимин И.И., Валов М.В., Яковлев А.В. Перспективные унифицированные платформы малого класса // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17. № 1. С. 118–124.
14. Кульков В.М., Фирсюк С.О., Юров А.М. и др. Принципы построения и области применения малых космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 2(40). С. 133–143. URL: <http://journal-niss.ru/journal/archive/40/paper8.pdf>
15. Малых Д.А., Пешков Р.А., Шалашов М.А. Анализ основных проектных параметров малого разгонного блока // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 4(745). С. 52–59. DOI: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59
16. Malyh D., Vaulin S., Fedorov V. et al. A brief review on in-orbit refueling projects and critical techniques // Aerospace Systems. 2022. Vol. 5(1), pp. 185–196. DOI: 10.1007/s42401-022-00132-2
17. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1984. — 216 с.
18. McLaughlin R.J., Warr W.H. The Common Berthing Mechanism (CBM) for International Space Station // 31st International Conference On Environmental Systems. DOI: 10.4271/2001-01-2435
19. International Docking System Standard (IDSS). Interface Definition Document (IDD). 2010. URL: https://www.nasa.gov/pdf/490477main_idss_idd_rev101810%200924.pdf
20. Shalashov M., Fedorov V., Vaulin S. et al. Concept of application of water electrolysis propulsion system as a component of a universal space platform for asteroid exploration mission // Aerospace Systems. 2022. Vol. 5, pp. 159–165. DOI: 10.1007/s42401-021-00110-0

References

1. Wang X., Zhang S. Cost Analysis for Mass Customized Production of Satellites Based on Modularity. *IEEE Access*, 2021, vol. 9, pp. 13754–13760. DOI: 10.1109/access.2020.3048845
2. Petrov A.V., Belov N.M., Klepach D.P. et al. *Materialy VI Vserossiiskoi molodezhnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Orbita molodezhi i perspektivy razvitiya Rossiiskoi kosmonavтики" (28–30 September 2020; Perm)*. Perm, Permskii natsional'nyi issledovatel'skii politekhnicheskii universitet, 2020, pp. 348–352.

3. Alandihallaj M.A., Emami M.R. Multiple-payload fractionated spacecraft for earth observation. *Acta Astronautica*, 2021, vol. 191, pp. 451–471. DOI: 10.1016/j.actastro.2021.11.026
4. Prokop'ev V.Yu. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik informatsionnykh tekhnologii, mekhaniki i optiki*, 2019, vol. 19, no. 5, pp. 901–911. DOI: 10.17586/2226-1494-2019-19-5-901-911.
5. Erofeev Ya.P., Bobkov A.V. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*, 2018, vol. 1, no. 14, pp. 96–98.
6. Ivanov D.Yu., Belyaeva E.K. *Vestnik Samarskogo universiteta. Ekonomika i upravlenie*, 2018, vol. 9, no. 3, pp. 89–92.
7. Myrova L.O., Mentus O.V., Davydov A.B. et al. *Trudy Nauchno-issledovatel'skogo instituta radio*, 2021, no. 2, pp. 36–45. DOI: 10.34832/NIIR.2021.5.2.005
8. Davydov P.A., Kuznetsov I.I., Medvedev A.A., Mukhamedzhanov M.Zh. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2019, no. 3(108), pp. 120–127.
9. 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.
10. Korolev A.N., Pichurin Yu.G., Radkov A.V., Rudakov V.B. Technical realization of unified space platforms. *Izvestiâ vysših učebnykh zavedenij Priboroostroenie*, 2018, vol. 61, no. 8, pp. 678–684. DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-8-678-684
11. Kat'kalov V.B., Morozova M.L. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2021, no. 3(108), pp. 86–96. DOI: 10.30981/2587-7992-2021-108-3-86-96
12. Volotsuev V.V., Tkachenko I.S., Safronov S.L. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2012, no. 2(33), pp. 35–47.
13. Zimin I.I., Valov M.V., Yakovlev A.V. *Vestnik SibGAU*, 2016, vol. 17, no. 1, pp. 118–124.
14. Kulkov V.M., Firsyuk S.O., Yurov A.M., Tuzikov S.A., Egorov Yu.G., Yoon S.W. Principles of construction and application areas of small spacecraft based on unified space platforms. *Spacecrafts & Technologies*. 2022. Vol. 6. No. 2, pp. 133–143. DOI: 10.26732/j.st.2022.2.08
15. Malyh D.A., Peshkov R.A., Shalashov M.A. Analysis of the Basic Design Parameters of a Small Upper Stage. *BM-STU Journal of Mechanical Engineering*. 2022. No. 4(745), pp. 52–59. DOI: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59
16. Malyh D., Vaulin S., Fedorov V. et al. A brief review on in-orbit refueling projects and critical techniques. *Aerospace Systems*, 2022, vol. 5(1), pp. 185–196. DOI: 10.1007/s42401-022-00132-2
17. Syromyatnikov V.S. *Stykovochnye ustroistva kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft Docking Devices), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 216 p.
18. McLaughlin R.J., Warr W.H. The Common Berthing Mechanism (CBM) for International Space Station. *3rd International Conference on Environmental Systems*. DOI: 10.4271/2001-01-2435
19. *International Docking System Standard (IDSS). Interface Definition Document (IDD)*, 2010. URL: https://www.nasa.gov/pdf/490477main_idss_idd_rev101810%200924.pdf
20. Shalashov M., Fedorov V., Vaulin S. et al. Concept of application of water electrolysis propulsion system as a component of a universal space platform for asteroid exploration mission. *Aerospace Systems*, 2022, vol. 5, pp. 159–165. DOI: 10.1007/s42401-021-00110-0

Статья поступила в редакцию 08.11.2022; одобрена после рецензирования 08.01.2023; принята к публикации 11.01.2023.

The article was submitted on 08.11.2022; approved after reviewing on 08.01.2023; accepted for publication on 11.01.2023.