



ISSN 2312-8143 (Print)
ISSN 2312-8151 (Online)

2021 Том 22 №4

ВЕСТНИК

Российского университета дружбы народов

Серия:

**ИНЖЕНЕРНЫЕ
ИССЛЕДОВАНИЯ**

2021 Volume 22 No 4

**RUDN JOURNAL
OF ENGINEERING
RESEARCHES**



DOI 10.22363/2312-8143-2021-22-4-364-372
УДК 629.78

Научная статья / Research article

Общепланетарное транспортное средство и космическое ожерелье «Орбита» как альтернатива ракетному освоению околоземного пространства

А.Э. Юницкий ^{a,b}, С.А. Пронкевич ^{b,c}, С.В. Артюшевский ^{b,d}✉, В.Л. Лукша ^b

^a Общество с ограниченной ответственностью «Астроинженерные технологии», Минск, Беларусь

^b Закрытое акционерное общество «Струнные технологии»

^c Белорусский государственный университет, Минск, Беларусь

^d Белорусский государственный университет транспорта, Гомель, Беларусь

✉ s.artushevskiy@unitsky.com

История статьи

Поступила в редакцию: 19 июля 2021 г.

Доработана: 17 ноября 2021 г.

Принята к публикации: 25 ноября 2021 г.

Ключевые слова:

экология, транспорт, биосфера, освоение космоса, безракетная индустриализация космоса, общепланетарное транспортное средство, космическое индустриальное ожерелье «Орбита», ЭкоКосмоДом

Аннотация. Представлена альтернатива ракетам – общепланетарное транспортное средство и космическое ожерелье «Орбита» (КИО «Орбита»), которые являются единым комплексом, необходимым для безракетного освоения ближнего космоса. Проанализирована концептуальная конструкция ОТС и КИО «Орбита», приведены их основные характеристики, сравнено воздействие ОТС и ракет-носителей на экологию Земли. Принцип движения общепланетарного транспортного средства основан на центробежных силах, возникающих при разгоне ОТС в плоскости экватора. Это основное отличие от ракетных двигателей, принцип действия которых базируется на использовании реактивного движения. Разница в принципах его работы и ракет-носителей приводит к серьезным различиям в затратах энергии, необходимой для подъема общепланетарного транспортного средства на околоземную орбиту и, соответственно, к разности стоимости тонны полезной нагрузки. Описана концепция КИО «Орбита». Комплекс должен послужить основой для выноса вредного производства на околоземную орбиту и стать стартовой площадкой для активной экспансии в космос. Заключено, что общепланетарное транспортное средство и КИО эффективны для комплексного и прогрессивного решения экологических проблем на Земле и для плодотворной реализации космического направления.

Для цитирования

Юницкий А.Э., Пронкевич С.А., Артюшевский С.В., Лукша В.Л. Общепланетарное транспортное средство и космическое ожерелье «Орбита» как альтернатива ракетному освоению околоземного пространства // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 4. С. 364–372. <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-4-364-372>



General planetary vehicle and industrial space necklace “Orbit” as an alternative to rocket near space exploration

Anatoli E. Unitsky ^{a,b} , Sergei A. Pronkevich ^{b,c} , Sergei V. Artyushevsky ^{b,d}  , Vitali V. Looksha ^b 

^a Astroengineering Technologies LLC, Minsk, Belarus

^b Unitsky String Technologies Inc., Minsk, Belarus

^c Belarusian State University, Minsk, Belarus

^d Belarusian State University of Transport, Gomel, Belarus

✉ s.artyshevskiy@unitsky.com

Article history

Received: July 19, 2021

Revised: November 17, 2021

Accepted: November 25, 2021

Keywords:

ecology, transport, biosphere, space exploration, non-rocket space industrialization, general planetary vehicle, industrial space necklace “Orbit”, EcoCosmoHouse

Abstract. The paper presents an alternative to rockets – general planetary vehicle (GPV) and industrial space necklace “Orbit” (ISN “Orbit”), which are a single complex necessary for the non-rocket near space exploration. The authors analyzed the conceptual design of the GPV and ISN “Orbit”, described their main characteristics, compared the impact of the GPV and launch vehicles on the Earth’s ecology. The principle of the GPV movement is based on centrifugal forces arising from the GPV acceleration in the plane of the equator. This is the main difference from rocket engines, which principle of operation is set up on the use of jet motion. The differentiation in the operation principles of the GPV and launch vehicles leads to serious variety in the energy required to lift the GPV to the near-Earth orbit and, accordingly, the variety in cost per payload ton. The concept of the ISN “Orbit” is described. The complex should serve as a basis for the removal of harmful industry to the near-Earth orbit and become a launching pad for active expansion into space. The GPV and ISN “Orbit” are effective means for the complex and progressive solution of environmental problems on Earth and productive implementation of space direction.

For citation

Unitsky AE, Pronkevich SA, Artyushevsky SV, Looksha VV. General planetary vehicle and industrial space necklace “Orbit” as an alternative to rocket near space exploration. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(4):364–372. (In Russ.) <https://doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-4-364-372>

Введение

Существующие исследования по выводу на орбиту ракет основаны на применении движения, создаваемого реактивной струей сжигаемого топлива. Данные процессы являются экономически неэффективными, так как подразумевают затраты на перемещение топлива с Земли на орбиту для дальнейшего использования. Стоимость подобных перевозок составляет до 30 млн USD за 1 т груза¹ [1]. К тому же отходы от сгорания реактивного топлива негативно влияют на атмосферу и биосферу планеты [2].

За всю историю ракетной космонавтики на орбиту выводилось не более 400–500 т грузов ежегодно [3]. При этом один пуск тяжелой раке-

ты-носителя выжигает до 1 млн т озона на 1 т груза [3]. Поскольку масса атмосферного озона составляет около 3 млрд т (0,000064 % от массы атмосферы планеты) [4], то озоновый слой Земли может быть уничтожен при выведении на орбиту в короткий промежуток времени всего лишь 3000 т грузов.

Выбросы от твердотопливных ракетных двигателей и большинства жидкостных ракетных двигателей содержат свободные радикалы, такие как NO, OH, Cl, а также HCl, инертный N₂ и CO₂ [5]. Некоторые типы топлива также производят оксид алюминия (Al₂O₃) и частицы сажи в выхлопных газах, причем пропорции каждого из них зависят от типа используемого топлива [5]. Запуск ракет вызывает как локальные изменения окружающей среды в результате взаимодействия следа выхлопных газов ракеты с атмосферой, так и образование и перенос наземного облака ветром,

¹ Roberts T.G. Space launch to low earth orbit: how much does it cost? URL: <https://aerospace.csis.org/data/space-launch-to-low-earth-orbit-how-much-does-it-cost> (accessed: 01.02.2021).

а также глобальные эффекты, возникающие в результате дальнего распределения выбросов выхлопных газов в средних и верхних слоях атмосферы [6]. В итоге увеличение количества запусков может привести к истощению озонового слоя, что станет глобальной проблемой, которая поставит под угрозу всю биосферу планеты [2; 5]

1. Комплексная геокосмическая транспортная система как инновационный способ освоения ближнего космоса

Инженером Анатолием Юницким предложено альтернативное ракетам-носителям решение – общепланетарное транспортное средство (ОТС) [7]. Оно вместо токсичного ракетного топлива использует энергетически «чистую» транспортную систему.

Компоновочно-экоориентированный геокосмический транспортный комплекс состоит из трех глобальных мегаконструкций, охватывающих планету в экваториальной плоскости:

- экваториальная эстакада;
- ОТС;
- космическое индустриальное ожерелье «Орбита» (КИО «Орбита»).

Экваториальная эстакада – пусковая и посадочная площадка для ОТС, размещенная вдоль линии экватора, представляет собой транспортно-инфраструктурный объект длиной 40 075 км, более 80 % которого проходит через океанические участки.

В ее состав включены:

- локальные наземные транспортные системы, обеспечивающие распределение пассажиров и грузов;
- продуктопроводы для рабочих жидкостей;
- энергоисточники;
- пересадочные узлы и логистические комплексы.

Экваториальный старт позволяет максимально продуктивно использовать энергию центробежной силы Земли, уменьшая энергозатраты и увеличивая энергоэффективность системы.

Экваториальной скорости вращения планеты, равной 463 м/с, недостаточно для преодоления силы тяжести, но она добавляется к скорости вращения маховиков во время движения вверх. Для выхода в ближний космос следует достичь орбитальной скорости, равной 7,89 км/с. Компенсация 1/17 части требуемой скорости приведет к существенной экономии энергоресурсов.

Также такое расположение во время старта смещает центр масс ОТС с центром масс планеты, тогда во время взлета они остаются постоянными, что исключит поперечные колебания ОТС относительно плоскости экватора и, соответственно, избавит от необходимости стабилизации системы в космосе и маневрирования перед стыковкой с космическим индустриальным ожерельем «Орбита».

Общепланетарное транспортное средство – экоориентированный геокосмический транспорт многоразового использования, позволяющий осваивать ближний космос без применения ракет. Представляет собой стабилизированный летательный аппарат самонесущей конструкции, имеющей форму тора. ОТС перед стартом располагается на экваториальной эстакаде, охватывающей Землю. Внутри тора находятся приводные элементы и системы ленточных маховиков для подъема ОТС. Вдоль тора распределена полезная нагрузка – пассажиры и грузы, помещенные в специальные модули (рис. 1).

В основу работы ОТС заложены принципы, опирающиеся на законы физики: маховики внутри корпуса разгоняются до скорости выше первой космической на уровне моря. ОТС за счет внутренней центробежной силы, увеличиваясь в диаметре (растягиваясь), взлетает вместе с грузом. Так как ОТС расположено в плоскости экватора и имеет форму тора, то его центр масс совпадает с центром масс Земли во всех возможных его положениях. Именно поэтому данный самонесущий летательный аппарат осуществляет подъем в космос только благодаря своим внутренним силам.

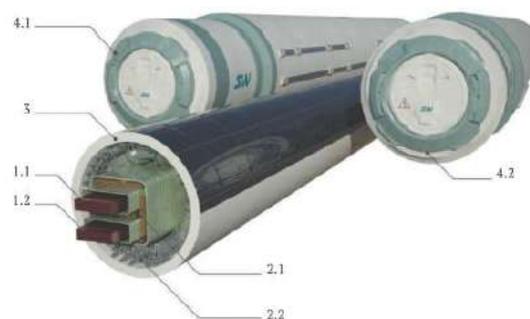


Рис. 1. Конструкция ОТС (вариант) [8]:

1.1 и 1.2 – ленточные маховики; 2.1 и 2.2 – системы привода; 3 – корпус; 4.1 и 4.2 – пассажирские/грузовые модули

Figure 1. GPV design (variant) [8]:

1.1 and 1.2 – belt flywheels; 2.1 and 2.2 – magnetic suspension systems and linear electric motor; 3 – body; 4.1 and 4.2 – containers with cargo and passengers (visualization)

Режим подъема и стыковки на орбите задается так, чтобы на любой рабочей высоте ОТС имело необходимую скорость, являлось стабилизированным и находилось в напряженном (растянутом) равновесии.

При доставке груза массой m_r на круговую орбиту r с расстояния R от центра Земли выполняется работа A (1) [8]:

$$A = \frac{\mu_3 m_r}{R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right),$$

где μ_3 – гравитационный параметр Земли.

Для этого тело у поверхности Земли должно иметь характеристическую скорость V_x :

$$V_x^2 = \frac{2\mu_3}{R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right) = V_2^2 \left(1 - \frac{R}{2r}\right),$$

где V_2^2 – вторая космическая скорость.

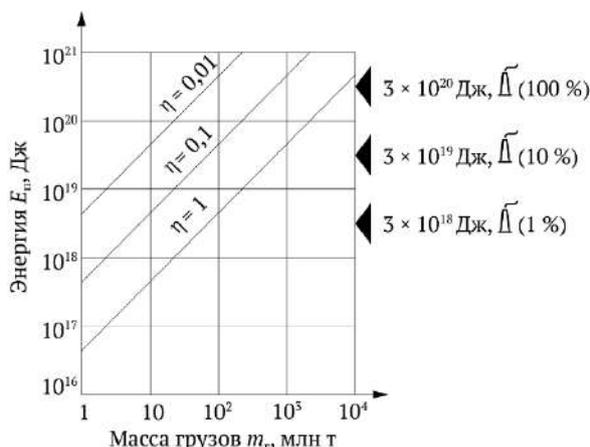


Рис. 2. Затраты энергии при выводе груза на орбиту, $V_x = 10^4$ м/с

Полная энергия E_n , которую следует затратить на вывод тела в космос:

$$E_n = \frac{A_n}{\eta_э} = \frac{K_r}{\eta_э} = \frac{m_r V_x^2}{2\eta_э} = \frac{m_r \mu_3}{\eta R} \left(1 - \frac{R}{2r}\right),$$

где $\eta_э$ – энергетический КПД ОТС с учетом всех предполетных и полетных потерь энергии; K_r – кинетическая энергия тела, имеющего скорость V_x .

Полная мощность N , развиваемая ОТС при выведении грузов на орбиту:

$$N_n = \frac{E_n}{t} = \frac{m_r \mu_3}{\eta R t} \left(1 - \frac{R}{2r}\right) = \frac{m_r V_2^2}{\eta t} \left(1 - \frac{R}{2r}\right),$$

где t – время работы ОТС (время подведения энергии к грузу).

На рис. 2 и 3 показаны затраты энергии и мощность ОТС при выведении на орбиту груза [8].

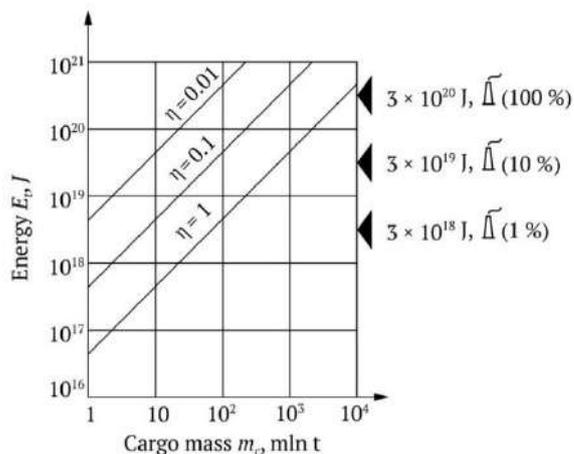


Figure 2. Energy consumption required to take cargo to the orbit, $V_x = 10^4$ m/s

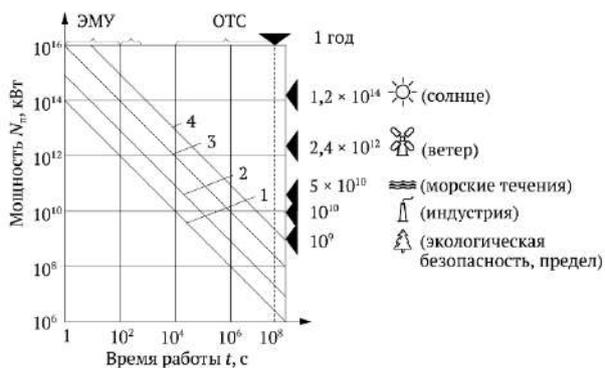


Рис. 3. Мощность, развиваемая ОТС при выводе на орбиту груза при $V_x = 10^4$ м/с, $\eta = 0,5$ и m_r равной: 1 – 1 млн т; 2 – 10 млн т; 3 – 100 млн т; 4 – 1 млрд т

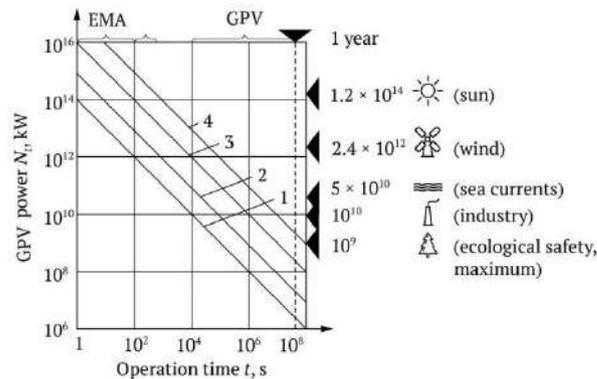


Figure 3. GPV generated power during taking cargo to the orbit at $V_x = 10^4$ m/s, $\eta = 0.5$ and m_c equals: 1 – 1 mln t; 2 – 10 mln t; 3 – 100 mln t; 4 – 1 bln t

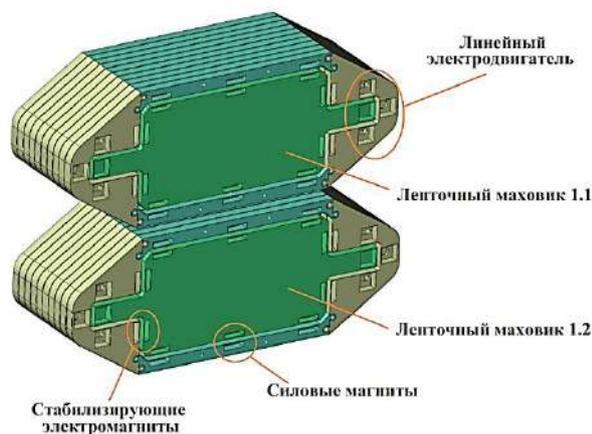


Рис. 4. Вариант конструкции подвеса ленточных маховиков ОТС

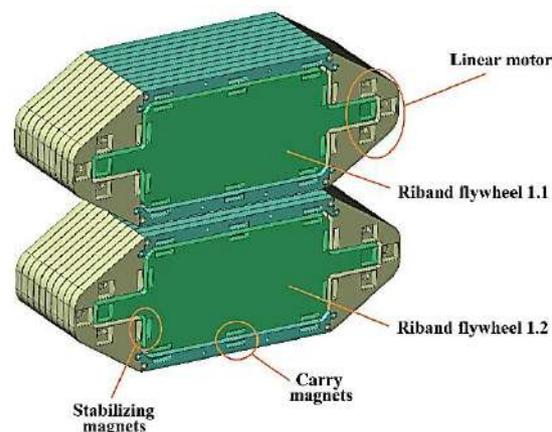


Figure 4. Variant of the GPV flywheel suspension design

Необходимо учитывать, что при подъеме ОТС должно расширяться (увеличиваться в диаметре, растягиваясь), поэтому согласно формуле длины окружности $l = 2\pi R$ возрастает не только длина транспорта, но и высота его нахождения над поверхностью планеты. На экваториальной эстакаде вдоль поверхности Земли длина ОТС, как уже упоминалось, равна 40 075 км. На высоте 500 км длина ОТС достигнет 43 216 км. Общее удлинение составляет 7,8 %. Данное увеличение размеров реализуется конструктивно за счет телескопических и гофрированных элементов, однако при выходе на орбиту, безусловно, приведет к незначительным дополнительным затратам энергии – менее 0,1 % от общих потерь энергии.

ОТС имеет уникальную конструкцию гибридного магнитного подвеса маховиков (рис. 4). В конструкцию входит система силовых постоянных магнитов, система стабилизирующих электромагнитов и линейный электродвигатель, обеспечивающий разгон маховиков, а также отбор мощности в процессе взлета ОТС.

Определена результирующая сила, действующая на ротор со стороны магнитной системы, при условии отсутствия внешних воздействий, за исключением гравитации, она равна 30 Н и направлена от центра масс земли.

Удельная грузоподъемность системы – 12 330 Н/м, или 1 257 кгс/м. При удельной массе маховиков и оболочки, равной 250, 225 и 200 кг/м соответственно, максимальная масса полезного груза составила 582 кг/м. Фактическая грузоподъемность – 500 кг/м.

Рассмотрим работу, выполненную ОТС в качестве грузового транспорта при подъеме груза с поверхности Земли на высоту 500 км.

Для подъема на заданную высоту два маховика ОТС суммарной массой 20 млн т (500 кг/м), получают кинетическую энергию порядка $1,25 \times 10^{18}$ Дж (примерно $3,5 \times 10^{11}$ кВт·ч). С учетом потерь, возникших из-за КПД линейных электродвигателей (95 %) и затрат энергии на подъем и выход на орбиту, стартовые энергозапасы должны быть больше на 15–20 %, то есть примерно $1,5 \times 10^{18}$ Дж ($4,2 \times 10^{11}$ кВт·ч). Это потребует внешней мощности от энергосистем планеты, подключенных к транспортному комплексу, – 100 млн кВт (ориентировочно 2,5 кВт на погонный метр системы). Как следствие, время стартовой зарядки такого экоориентированного космического транспорта – разгон ленточных маховиков до необходимой космической скорости (почти 10 км/с) – составит около 420 ч. При увеличении мощности запитки до 1 млрд кВт, время выхода ОТС на стартовый режим равно 42 ч. При этом ОТС удерживается на эстакаде с помощью специальных фиксирующих устройств – замков. После того как ленточные маховики наберут требуемую скорость, замки раскроются и транспорт вместе с грузом поднимется вверх симметрично вокруг планеты.

Стоимость первого запуска ОТС составит $420\,000\,000\,000 \text{ кВт}\cdot\text{ч} \times 0,05 \text{ USD} = 21\,000\,000\,000 \text{ USD}$ при себестоимости электроэнергии 0,05 USD/(кВт·ч).

При массе полезной нагрузки 10 млн т данный показатель будет соответствовать 2 100 USD/т, что примерно в тысячу раз меньше стоимости современных запусков и сопоставимо со стоимостью авиаперевозок между странами. Вместе с тем затраты указанной энергии на полезную транспорт-

ную работу во время выхода в космос и обратной посадки достигнут порядка 10 % (остальная энергия будет рекуперироваться между корпусом и маховиками ОТС и останется внутри системы), поэтому стоимость энергии на выведение груза на орбиту – около 200 USD/т.

Пятипроцентные потери в системе при движении ротора приводят к нагреву самого ротора и несущих магнитов на нем от действия вихревых токов, что отдаст предпочтение Al-Ni-Co-Fe магнитам с высокой температурной стабильностью – до 550 °С. На рис. 5 приведена диаграмма вихревых токов, наведенных в статоре ОТС движущимися магнитами ротора. Функция магнитной индукции принята соответствующей пульсирующему магнитному полю с постоянным по ширине зазором и зависящим от одной координаты значением $A_{z,m}(r)$, то есть:

$$d_z = A_{z,m}(r) \sin \omega t.$$

Эта функция принята как мера упрощения расчета вихревого тока.

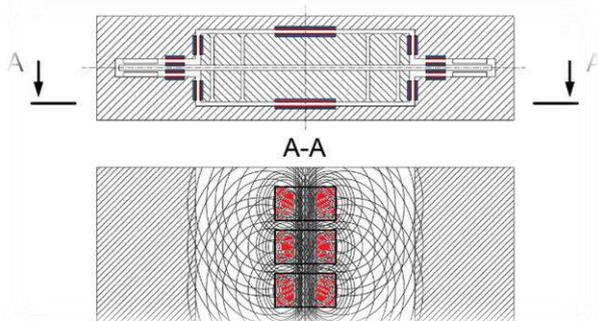


Рис. 5. Вихревые токи в статоре ОТС
Figure 5. Eddy currents in the GPV stator

Расчеты вихревых токов проведены на базе методики, представленной и использованной в [9; 10]. Вихревые токи рассмотрены в плоскости листов сердечника статора и считаются возбужденными магнитным полем с заданной функцией магнитной индукции.

Тепловой нагрев статора обусловлен потерями энергии согласно закону Джоуля – Ленца. Потери энергии можно рассчитать по формуле

$$P_{\text{вихр}} = \frac{1,64d^2 f^2 B^2}{L\rho_v}.$$

Энергия потерь перейдет в тепловую. Выделившаяся мощность, равная $7,5 \times 10^{16}$ Дж, отводится системой охлаждения.

2. Преимущества общепланетарного транспортного средства

Расчетная стоимость программы ОТС свыше 2 трлн USD [8], что превышает суммарный бюджет NASA за несколько десятилетий² [11]. Однако ее создание имеет сильные преимущества [12]:

- экологически чистая транспортировка грузов на орбиту и обратно;
- оптимизация средств связи (за счет снижения количества спутников, тем самым уменьшая загроуженность околоземной орбиты);
- сбор и переработка космического и земного мусора;
- противометеороидная защита Земли и добыча ресурсов из космических тел (астероидов, метеороидов и т. д.) без их повреждений в плотных слоях атмосферы;
- перенос экологически вредного и организация чистого промышленного производства без негативного влияния на биосферу (при обеспечении безопасной для озонового слоя утилизации отходов производств);
- возможность увеличения содержания озона в верхних слоях атмосферы в процессе движения ОТС, тем самым способствуя восстановлению озонового слоя;
- максимально эффективное использование солнечной энергии;
- космический туризм;
- снижение стоимости организации и проведения космических миссий;
- производство высокотехнологичных материалов.

Космическое индустриальное ожерелье «Орбита» – это производственно-жилой комплекс (рис. 6), опоясывающий планету вокруг экватора на заданной высоте [8]. Основная цель постройки КИО – создание на орбите Земли постоянной станции, состоящей из производственных и жилых модулей. Каждый биосферный жилой модуль – ЭкоКосмоДом (ЭКД) – обеспечит проживание нескольких сотен человек в природно-климатических условиях, моделирующих земные субтропики (для сравнения – сейчас на МКС работают максимум семь астронавтов) [13]. Производственные и жилые модули соединены транспортными, энергетическими и информационными коммуникациями.

² NASA suspends SpaceX's \$2.9 billion moon lander contract after rivals protest. URL: <https://www.theverge.com/2021/4/30/22412771/nasa-spacex-hls-moon-lander-blue-origin-protest> (accessed: 05.03.2021).



Рис. 6. Вид космического индустриального ожерелья «Орбита» с находящимися на нем ЭкоКосмоДомами (визуализация) [9]
Figure 6. Design of the Space Industrial Necklace “Orbit” with the EcoCosmoHouses (visualization) [9]

КИО «Орбита» позволит размещать на орбите планеты требуемое для работы количество людей и грузов.

Самое важное, КИО «Орбита» послужит площадкой для выноса вредного производства с поверхности планеты. Использование Солнца в качестве источника энергии позволит уйти от зависимости от ископаемых видов топлива и исключит загрязнение атмосферы отходами промышленности.

Заключение

Предварительная аналитика показывает возможность реализации проекта по безракетной индустриализации космоса путем создания ОТС как альтернативного и экологически чистого способа транспортировки грузов на орбиту. Приведенная в статье оценка затрат на строительство и эксплуатацию ОТС многократно превосходит реализованные проекты по освоению космоса. В дополнение стоимость вывода 1 т полезной нагрузки на околоземную орбиту более чем в тысячу раз ниже стоимости вывода с использованием ракет-носителей.

Строительство и использование ОТС и КИО «Орбита» может решить экологические проблемы, вопросы выживания человечества, послужит

толчком для дальнейшего активного освоения космического пространства, сделает космос доступным.

Список литературы

1. Jones H.W. The recent large reduction in space launch cost // 48th International Conference on Environmental Systems, 8–12 July 2018, Albuquerque, New Mexico. New Mexico, 2018.
2. Dallas J.A., Raval S., Alvarez Gaitan J.P., Saydam S., Dempster A.G. The environmental impact of emissions from space launches: a comprehensive review // Journal of Cleaner Production. 2020. No. 255. 120209. <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2020.120209>
3. Юницкий А.Э. Программа «ЭкоМир»: безракетная индустриализация космоса. Минск, 2020. 57 с. URL: http://ecospace.org/images/Program_EcoSpace_RU.pdf (дата обращения: 01.12.2020).
4. Варгин П.Н., Груздев А.Н. Что происходит с озоновым слоем в настоящее время // Вестник Российской академии наук. 2013. Т. 83. № 4. С. 354–358. <https://doi.org/10.7868/S0869587313040269>
5. Ross M.N., Danilin M.Y., Weisenstein D.K., Ko M.K.W. Ozone depletion caused by NO and H₂O emissions from hydrazine-fueled rockets // Journal of Geophysical Research. 2004. Vol. 109. D21305. <https://doi.org/10.1029/2003JD004370>

6. DeLuca L.T., Galfetti L., Maggi F., Colombo G., Merotto L., Boiocchi M., Paravan C., Reina A., Tadini P., Fanton L. Characterization of HTPB-based solid fuel formulations: performance, mechanical properties, and pollution // *Acta Astronautica*. December 2013. Vol. 92. No. 2. Pp. 150–162. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.05.002>

7. Юницкий А.Э. Исторические предпосылки программы SpaceWay как единственного пути устойчивого развития цивилизации технократического типа // Безракетная индустриализация космоса: проблемы, идеи, проекты: сборник материалов II Международной научно-технической конференции. Марьина Горка, 2019. С. 23–29.

8. Юницкий А.Э. Струнные транспортные системы: на Земле и в Космосе. Силакрогс: ПНБ принт, 2019. 576 с.

9. Данько В.Г., Милых В.И., Станкевич А.И. Вихревые токи в низкотемпературной зоне криостата в криодвигателе постоянного тока // *Электричество*. 1982. № 11. С. 14–19.

10. Милых В.И. Расчет вихревых токов в тонкой оболочке, расположенной в двигателе постоянного тока с криогенным охлаждением // *Электротехника*. 1985. № 4. С. 19–23.

11. Gurtuna O. *Fundamentals of space business and economics*. New York: Springer, 2013. <https://doi.org/10.1007/978-1-4614-6696-3>

12. Юницкий А.Э. Программа SpaceWay – единственно возможный сценарий спасения земной технократической цивилизации от угасания и гибели // Безракетная индустриализация космоса: проблемы, идеи, проекты: сборник материалов II Международной научно-технической конференции. Марьина Горка, 2019. С. 31–39.

13. Meixell M., Norbis M. A review of the transportation mode choice and carrier selection literature // *International Journal of Logistics Management*. 2008. Vol. 19. No. 2. Pp. 183–211. <https://doi.org/10.1108/09574090810895951>

References

1. Jones HW. The recent large reduction in space launch cost. *48th International Conference on Environmental Systems, 8–12 July 2018, Albuquerque, New Mexico*. New Mexico; 2018.

2. Dallas JA, Raval S, Alvarez Gaitan JP, Saydam S, Dempster AG. The environmental impact

of emissions from space launches: a comprehensive review. *Journal of Cleaner Production*. 2020;255:120209. <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2020.120209>

3. Unitsky A. *Ecospace program: non-rocket space industrialization*. Minsk; 2020. (In Russ.) Available from: http://ecospace.org/images/Program_EcoSpace_RU.pdf (accessed: 01.12.2020).

4. Vargin PN, Gruzdev AN. What is happening to ozone nowadays. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences*. 2013;83(4):354–358. (In Russ.) <https://doi.org/10.7868/S0869587313040269>

5. Ross MN, Danilin MY, Weisenstein DK, Ko MKW. Ozone depletion caused by NO and H₂O emissions from hydrazine-fueled rockets. *Journal of Geophysical Research*. 2004;109:D21305. <https://doi.org/10.1029/2003JD004370>

6. DeLuca LT, Galfetti L, Maggi F, Colombo G, Merotto L, Boiocchi M, Paravan C, Reina A, Tadini P, Fanton L. Characterization of HTPB-based solid fuel formulations: performance, mechanical properties, and pollution. *Acta Astronautica*. 2013;92(2):150–162. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.05.002>

7. Unitsky A. Historical background of the spaceway program as the only way to sustainable development of the technocratic civilization. *Non-Rocket Space Industrialization: Problems, Ideas, Projects: Materials of the II International Scientific and Technical Conference*. Marina Gorka; 2019. p. 23–29.

8. Unitsky A. *String transport systems: on earth and in space*. Silkagros: PNB Print; 2019.

9. Danko VG, Milykh VI, Stankevich AI. Eddy currents in the low-temperature zone of the cryostat in a DC cryomotor. *Elektrichestvo*. 1982;(11):14–19. (In Russ.)

10. Milykh VI. Calculation of eddy currents in a thin shell located in a DC motor with cryogenic cooling. *Elektrotehnika*. 1985;(4):19–23. (In Russ.)

11. Gurtuna O. *Fundamentals of space business and economics*. New York: Springer; 2013. <https://doi.org/10.1007/978-1-4614-6696-3>

12. Unitsky A. The SpaceWay program is the only possible scenario for saving the terrestrial technocratic civilization from extinction and destruction. *Non-Rocket Space Industrialization: Problems, Ideas, Projects: Materials of the II International Scientific and Technical Conference*. Marina Gorka; 2019. p. 31–39. (In Russ.)

13. Meixell M, Norbis MA. Review of the transportation mode choice and carrier selection literature. *International Journal of Logistics Management*. 2008;19(2):183–211. <https://doi.org/10.1108/09574090810895951>

Сведения об авторах

Юницкий Анатолий Эдуардович, кандидат философских наук, генеральный конструктор, Общество с ограниченной ответственностью «Астроинженерные технологии»; генеральный конструктор, Закрытое акционерное общество «Струнные технологии», Республика Беларусь, 220013, Минск, ул. Железнодорожная, д. 33. ORCID: 0000-0003-1574-35396, eLIBRARY AuthorID: 534122. E-mail: a@unitsky.com

Сергей Александрович Пронкевич, кандидат физико-математических наук, начальник конструкторского бюро «Инженерные расчеты», Закрытое акционерное общество «Струнные технологии», Республика Беларусь, 220013, Минск,

ул. Железнодорожная, д. 33; доцент кафедры био- и наномеханики, Белорусский государственный университет, Республика Беларусь, 220030, Минск, пр-кт Независимости, д. 4. ORCID: 0000-0001-9200-4110. E-mail: s.pronkevich@unitsky.com

Артюшевский Сергей Владимирович, заместитель генерального конструктора по науке, Закрытое акционерное общество «Струнные технологии», Республика Беларусь, 220013, Минск, ул. Железнодорожная, д. 33; магистр, Белорусский государственный университет транспорта, Республика Беларусь, 246653, Гомель, ул. Кирова, д. 34. ORCID: 0000-0003-0838-9228, eLIBRARY AuthorID: 1113279. E-mail: s.artushevskiy@unitsky.com

Лушка Виталий Леонидович, ведущий инженер-электроник, Закрытое акционерное общество «Струнные технологии», Республика Беларусь, 220013, Минск, ул. Железнодорожная, д. 33. ORCID: 0000-0003-4553-0016. E-mail: v.luksha@unitsky.com

About the authors

Anatoli E. Unitsky, Ph.D, general design engineer, Astroengineering Technologies LLC; general design engineer, Unitsky String Technologies, Inc., 33 Zheleznodorozhnaya St, Minsk, 220089, Republic of Belarus. ORCID: 0000-0003-1574-3539. E-mail: a@unitsky.com

Sergei A. Pronkevich, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Head of the Engineering Calculations Design Bureau, Unitsky String Technologies, Inc., 33 Zheleznodorozhnaya St, Minsk, 220089, Republic of Belarus; Associate Professor of Bio- and Nanomechanics Department, Belarusian State University, 4 Prospekt Nezavisimosti, Minsk, 220030, Republic of Belarus. ORCID: 0000-0001-9200-4110. E-mail: s.pronkevich@unitsky.com

Sergey V. Artyushevsky, deputy general designer for science, Unitsky String Technologies, Inc., 33 Zheleznodorozhnaya St, Minsk, 220089, Republic of Belarus; master's student, Belarusian State University of Transport, 4 Prospekt Nezavisimosti, Minsk, 220030, Republic of Belarus. ORCID: 0000-0003-0838-9228. E-mail: s.artushevskiy@unitsky.com

Vitali L. Looksha, leading electronics engineer, Unitsky String Technologies, Inc., 33 Zheleznodorozhnaya St, Minsk, 220089, Republic of Belarus. ORCID: 0000-0003-4553-0016. E-mail: v.luksha@unitsky.com