

Научная статья

УДК 629.786.2:621.396.677:534.1

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177610>

ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ОБЕСПЕЧЕНИЮ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ ОБИТАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ БАЗ

Олег Михайлович Алифанов¹, Владимир Юрьевич Ермаков²✉, Ант Туфан³,
Мария Васильевна Бирюкова⁴, Денис Вадимович Васиков⁵

^{1, 2, 3, 4, 5} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ o.alifanov@yandex.ru

² v_ermakov2003@mail.ru ✉

³ anttufan@gmail.com

⁴ mar_601_24@mail.ru

⁵ denvasikov@mail.ru

Аннотация. Проводятся расчетно экспериментальные исследования активной защиты модулей космической среды обитания от заряженных частиц с использованием специального программного обеспечения на базе пакета MATLAB. Выполняется оценка пассивной защиты модулей космической среды обитания по дозам облучения образцов гасителей колебаний. Представлен подход к обеспечению защиты модулей космической среды обитания от заряженных частиц на основе перспективных наноматериалов, таких как магнитная жидкость и полые сферы, покрытые магнетитом.

Ключевые слова: обитаемая космическая база, активная радиационная защита, круговая поляризация, полиэтиленовые полые сферы, магнетитовое покрытие, многослойная конструкция модуля, магнитная жидкость, гамма-излучение

Для цитирования: Алифанов О.М., Ермаков В.Ю., Туфан А., Бирюкова М.В., Васиков Д.В. Инновационный подход к обеспечению радиационной защиты обитаемых космических баз // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 88–97. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177610>

Original article

INNOVATIVE APPROACH TO RADIATION PROTECTION ENSURING OF INHABITED SPACE BASES

Oleg M. Alifanov¹, Vladimir Yu. Ermakov²✉, Ant Tufan³, Mariya V. Biryukova⁴, Denis V. Vasikov⁵

^{1, 2, 3, 4, 5} Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

¹ o.alifanov@yandex.ru

² v_ermakov2003@mail.ru ✉

³ anttufan@gmail.com

⁴ mar_601_24@mail.ru

⁵ denvasikov@mail.ru

Abstract

Habitable space bases are a theoretical autonomous habitat that can be orbital, orbiting a planet, or located directly on its surface. The main purpose of the habitable space bases construction is a more detailed study of the Solar System planets and space objects.

When considering the issue on promising habitable space bases creation, special attention is being paid to protection from charged particles, which impact is one of the main problems concerning the health of astronauts and operability of the onboard electronic equipment, such as computers, sensors, etc. To solve this problem, protection methods, which are divided into the two main groups: active and passive, can be employed. The results of computational and experimental studies of the active protection of habitable space modules from charged particles, as well as passive, including experimental studies of samples of vibration dampers, were analyzed. It was found that the thickness of the material for housing manufacturing significantly affects the radiation dose, which gives an initial assessment of the habitable space modules design. The article presents a mathematical model of active protection, the results of numerical integration of the dependence of the longitudinal deflection and the velocity of the longitudinal deflection of the electron, as well as the computational dependence of the magnetic contribution to the Lorentz force on the kinetic energy of charged particles. The authors proposed a multilayer design of habitable space modules, between of which layers promising and innovative nanomaterials are such as magnetic fluid and polyethylene spheres coated with magnetite are placed. The active protection principle herewith with a magnetic fluid application consists in the fact that charged particles are being absorbed by the magnetic fluid under the impact of the electromagnetic field, and the necessary energy is created by these particles rotation in an electromagnetic field, which speed is being regulated by the control system. The authors analyzed the results of irradiation from gamma radiation, which indicate effectiveness of the proposed habitable space modules design in creating highly effective radiation screens intended for biological and technical objects protection.

Keywords: inhabited space base, active radiation protection, circular polarization, polyethylene hollow spheres, magnetite coating, multi-layer module design, magnetic fluid, gamma radiation

For citation: Alifanov O.M., Ermakov V.Yu., Tufan A., Biryukova M.V., Vasikov D.V. Innovative Approach to Radiation Protection Ensuring of Inhabited Space Bases. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 88-97. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177610>

Введение

Обитаемые космические базы — это теоретическая автономная среда обитания, которая может быть орбитальной, вращающейся вокруг планеты или расположенной непосредственно на ее поверхности. Основная цель постройки обитаемых космических баз — более детальное исследование планет Солнечной системы [1, 2].

Луна как ближайший объект является первым претендентом на постройку базы. За весь период исследования объектов Солнечной системы автоматическими межпланетными станциями именно о Луне планетологи собрали больше всего информации.

Отсутствие атмосферы и собственного магнитного поля на Луне дает возможность проводить расширенные астрономические наблюдения в широком диапазоне излучений, приходящих от космических объектов (рентгеновский, ультрафиолетовый, гамма-излучение, радиодиапазоны, для которых атмосфера Земли является сильной помехой), наблюдения слабых объектов и др. [3]. Характерные условия Луны позволяют проводить в полной мере гамма- и рентгеновские исследования космических объектов и регистрацию потоков галактических и солнечных космических лучей (ГКЛ и СКЛ).

Актуальными направлением изучения физики высоких энергий на Луне может стать изучение спектров потоков высокоэнергетических частиц,

которые являются большой угрозой для создания перспективных обитаемых космических баз [4].

Таким образом, при рассмотрении вопроса о создании перспективных обитаемых космических баз особое внимание уделяется защите от заряженных частиц, воздействие которых является одной из основных проблем, касающихся здоровья космонавтов и работоспособности бортовой электронной аппаратуры, такой как компьютеры, датчики и др. [5, 6]. Для решения данной проблемы могут быть использованы методы защиты, которые делятся на две основные группы: пассивные и активные.

При пассивной защите поступающие заряженные частицы останавливаются электростатическими силами за счет множественных столкновений с оболочкой модулей космической среды обитания (КСО) [7], защитная способность которой зависит от толщины материала КСО [8].

Например, для защиты от ГКЛ и СКЛ, которым будут подвергаться модули КСО, в качестве материала оболочки может применяться алюминиевый сплав АМг-6, широко используемый при изготовлении большинства модулей российского сегмента Международной космической станции.

Для оценки эффективности пассивной защиты от заряженных частиц на предприятии «Спин» МГТУ им. Н.Э. Баумана были подвергнуты облучению интегральной дозой, без учета поглощенной $D_6 = 1,3 \cdot 10^4$ Зв, два штатных образца гасителей

колебаний (ГК), состоящие из корпуса, изготовленного из алюминиевого сплава АМг 6, и находящегося внутри него магнита, покрытого магнитной жидкостью [9–12]. Спектр частиц составлял для электронов

$$\varphi(W) = 5,3 \cdot 10^{10} \cdot e^{-\left(\frac{W}{0,39}\right)} \text{М}^{-2},$$

а для протонов

$$\varphi(W) = 4,0 \cdot 10^{18} \cdot e^{-\left(\frac{W}{0,96}\right)} \text{М}^{-2}$$

при $W = 1,6 \cdot 10^{-13} \dots 4,8 \cdot 10^{-13}$ Дж, где W – кинетическая энергия заряженных частиц, Дж. Дозы облучения с учетом экспозиционной и поглощенной дозы составили $D_3 = 1,1 \cdot 10^3 \dots 1,8 \cdot 10^3$ Зв и $D_{\text{п}} = 17,0 \dots 19,0$ Зв соответственно.

В качестве расчетного был принят вариант экспозиции, имеющий более жесткие характеристики, эквивалентная доза облучения составляла $H_{\text{п}} = 9,15 \cdot 10^3$ Зв для корпуса из алюминиевого сплава АМг 6 при протонах с энергией $W_{\text{п}} = 1,0 \cdot 10^{-12}$ Дж и плотности $\rho = 2,64 \cdot 10^3$ кг/м³, при этом ее линейные потери энергии $L = 7,52 \cdot 10^{-12}$ Дж·м²/кг, а поглощенная доза $D_{\text{п}} = 1,83 \cdot 10^3$ Зв.

ГК, установленный на кронштейне в вакуумной камере циклотрона типа «У-120», был облучен. При этом диаметр пучка был равен $4,0 \cdot 10^{-2}$ м, $\varphi = 1,0 \cdot 10^{15}$ м⁻², $W = 1,0 \cdot 10^{-12}$ Дж. Доза облучения измерялась с использованием дозиметрии на основе цилиндра Фарадея, калибровка проводилась с помощью промежуточной диафрагмы ($4,0 \cdot 10^{-2}$ м), интегратора и пересчетного прибора типа Ф5007. Погрешность определения дозы не превышала $\pm 10\%$. После радиационного воздействия проводилась проверка работоспособности ГК, которая показала сохранение динамических характеристик, в частности логарифмического декремента затухания колебаний и частоты настройки на заданные значения до и после облучения [13, 14]. Представлены экспериментальные математические зависимости дозы облучения D от толщины корпуса δ , изготовленного из алюминиевого сплава АМг-6 [14, 15]. Результаты показаны на рис. 1.

Из рис. 1 видно, что при толщине $\delta = 10,0 \cdot 10^{-3}$ м алюминиевый сплав АМг-6 полностью экранирует защищаемое устройство от электронов. Анализ результатов проведенных экспериментальных математических исследований показывает, что рациональная толщина для всех видов заряженных частиц составляет $\delta \approx 8,0 \cdot 10^{-3}$ м, поскольку при этом доза облучения в алюминиевом сплаве АМг-6 снижается до допустимого уровня и увеличение толщины становится менее эффективным. Таким образом, можно сделать вывод о том, что

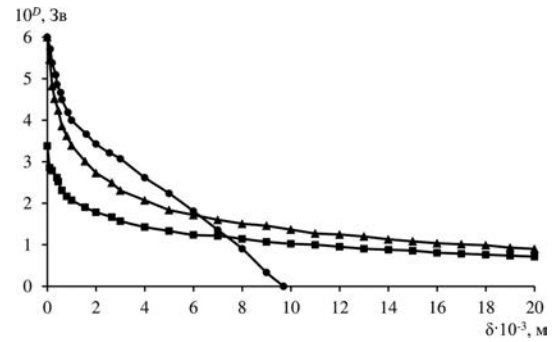


Рис. 1. Зависимость дозы облучения D от толщины δ :
● – электроны; ■ – протоны;
▲ – захваченные протоны

при слишком большом увеличении толщины алюминиевого сплава АМг-6 все виды заряженных частиц могут быть поглощены, но масса модулей КСО будет невыгодно большой.

Так как пассивная защита сама по себе недостаточна для полного снижения дозы облучения модулей КСО, может быть рассмотрена активная защита от заряженных частиц [16]. Теоретические и экспериментальные исследования активной защиты от заряженных частиц показали, что необходимо учитывать следующие моменты: частицы могут либо относительно неконтролируемо поглощаться различными материалами, либо активно отражаться стационарными электрическими и магнитными полями, поскольку в процессе поглощения изменяется состав и спектр космических лучей (КЛ) [17].

Принцип активной защиты от заряженных частиц основан на использовании электромагнитной волны с круговой поляризацией, излучаемой источником электромагнитного поля (ИЭП), установленным вблизи модулей КСО [18].

Основу математической модели активной защиты описывает уравнение силы Лоренца

$$\vec{F}_L = q\vec{E} + q\vec{v} \times \vec{B} = m\vec{a}, \quad (1)$$

где $\vec{B} = \mu_0 \vec{H}$ – индукция магнитного поля; \vec{E} , \vec{H} – напряженность электрического и магнитного полей, зависящих от времени как в уравнениях Максвелла $\vec{E} = \vec{E}(t)$ и $\vec{H} = \vec{H}(t)$ соответственно; t – время прохождения заряженной частицы, с; \vec{v} – скорость частицы; μ_0 – магнитная постоянная, Гн/м; m – масса заряженной частицы, например для протона $m_{\text{п}} = 1,6726 \cdot 10^{-27}$ кг, а для электрона $m_{\text{э}} = 9,1 \cdot 10^{-31}$ кг; \vec{a} – ускорение заряженной частицы, м/с².

Известно, что только электрическое поле производит работу, ускоряющую заряд и изменяющую его собственный электрический потенциал [19, 20]. Магнитное поле изменяет только направление ско-

рости, но не модуль скорости, поэтому оно не может производить никакую работу. Тогда магнитная составляющая силы Лоренца определяется формулой

$$|\vec{F}_{\text{лм}}| = |q\vec{v} \times \vec{B}| = qvB \sin(\vartheta \cdot \vec{n}), \quad (2)$$

где ϑ – угол между скоростью заряженной частицы \vec{v} и индукцией магнитного поля \vec{B} , °; $\vec{n}(\hat{x}, \hat{y}, \hat{z})$ – координаты в инерциальной системе координат (ИСК), м.

Скорость заряженной частицы \vec{v} изначально направлена в противоположную сторону относительно излучаемого ИЭП, а потом магнитная составляющая силы Лоренца $\vec{F}_{\text{лм}}$ будет направлена в ту же сторону, что и электрическое поле [16, 18]. Таким образом, влияние магнитной силы на электрическую (магнитный вклад в силу Лоренца) выражается формулой

$$\begin{aligned} \frac{\vec{F}_{\text{лм}}}{\vec{F}_{\text{лэ}}} &= \frac{q\vec{v} \times \vec{B}}{qE} = \frac{qvB \sin(\vartheta \cdot \vec{n})}{qE} = \\ &= \frac{qvB}{qE} = \frac{vB}{E} = \frac{v\mu_0 H}{E} = \frac{v\mu_0}{E} \frac{E}{\eta_0} = \\ &= \frac{v\mu_0}{\eta_0} = \frac{v\mu_0}{\eta_0} = \frac{v}{c} = \Delta, \end{aligned} \quad (3)$$

где $v = \sqrt{\frac{2E}{m}}$; $\vartheta = \frac{\pi}{2}$; $|H| = \frac{|E|}{\eta_0}$;

$c = \frac{1}{\sqrt{\epsilon_0 \cdot \mu_0}}$ – скорость света, м/с;

$\eta_0 = \sqrt{\frac{\mu_0}{\epsilon_0}}$ – волновое (электромагнитное) сопротивление вакуума, Ом;

ϵ_0 – электрическая постоянная, Ф/м;

$\vec{F}_{\text{лэ}}$ – электрическая составляющая силы Лоренца.

Определим плотность кинетической энергии электромагнитной волны, чтобы рассчитать мощность, необходимую для отклонения заряженных частиц:

$$P = \frac{|E|^2}{2\eta_0} = \frac{W(t) \cdot G(t)}{4\pi \cdot r^2}, \quad (4)$$

где $W(t)$ – мощность на входе ИЭП, Вт;

$G(t) = \xi \left(\frac{2\pi f}{c} \right)^2 r_a$ – коэффициент усиления ИЭП, дБ;

ξ – коэффициент направленного действия ИЭП;

r_a – радиус ИЭП, м;

f – частота электромагнитной волны, с⁻¹;

$r = L - z$ – расстояние от Солнца до ИЭП вдоль оси Oz , м;

L – расстояние до Солнца, м;

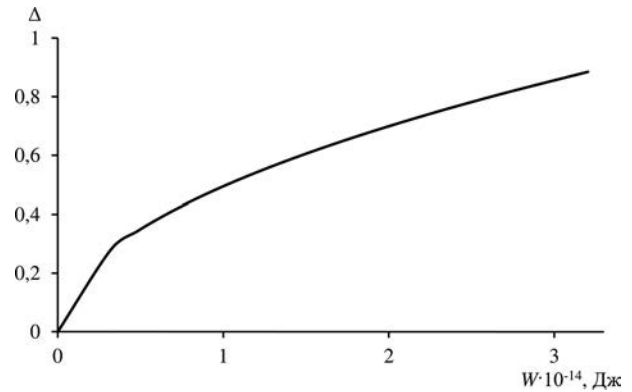
z – направление скорости заряженной частицы в ИСК, движущейся относительно ИЭП, м.

На рис. 2 представлена расчетная зависимость магнитного вклада в силу Лоренца от кинетической энергии заряженных частиц.

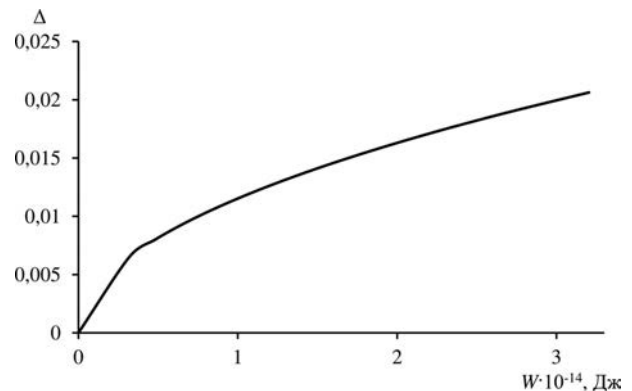
Анализ результатов, представленных на рис. 2, показывает, что чем больше кинетическая энергия заряженных частиц, тем больше магнитный вклад в силу Лоренца. Поскольку электрон с энергией $W_3 = 3,2 \cdot 10^{-14}$ Дж имеет скорость, близкую к скорости света $v_{33} = 2,65 \cdot 10^8$ м/с, ее координаты, длина, время, масса, импульс и энергия начинают резко изменяться, т. е. преобразования Галилея переходят в преобразования Лоренца.

Рассмотрим систему уравнений электромагнитной волны с круговой поляризацией [4, 16]:

$$\begin{cases} \vec{E} = |E| \cdot [\cos(\omega t - \beta(L - v_z t)) \hat{x} + \sin(\omega t - \beta(L - v_z t)) \hat{y}]; \\ \vec{H} = |H| \cdot [\sin(\omega t - \beta(L - v_z t)) \hat{x} - \cos(\omega t - \beta(L - v_z t)) \hat{y}], \end{cases} \quad (5)$$



а



б

Рис. 2. Зависимость магнитного вклада в силу Лоренца Δ от кинетической энергии W электронов (а) и протонов (б)

где

$$|E| = \frac{\sqrt{60 \cdot W(t) \cdot G(t)}}{L - v_z t} = \frac{\sqrt{60 \cdot W(t) \cdot G(t)}}{L - z(t)};$$

$$|H| = \frac{|E|}{\eta_0}; \beta = \omega \sqrt{\mu_0 \cdot \varepsilon_0}; \omega = 2\pi f;$$

v_z – скорость заряженной частицы в ИСК, движущейся относительно ИЭП, м/с; $L - v_z t = L - z(t)$ – расстояние между заряженной частицей и ИЭП, м; $v_z(t) = z(t)$ – расстояние, которое проходит заряженная частица от Солнца до ИЭП, м; $0 < t < L/v_z \rightarrow t = L/v_z \rightarrow z = 0$.

Используя уравнение силы Лоренца (1) и систему уравнений электромагнитной волны с круговой поляризацией (5), получим уравнение движения заряженной частицы в ИСК:

$$\vec{F}_л = \frac{A}{L - v_z t} m [\cos(\omega' t) \hat{x} + \sin(\omega' t) \hat{y}] = m \vec{a}, \quad (6)$$

где

$$A = q \frac{\sqrt{60 \cdot W(t) \cdot G(t)}}{m} \left(1 + \frac{v_z}{c} \right);$$

$$\omega' = \omega \left(1 + \frac{v_z}{c} \right); \vec{a} = [\ddot{x}(t) \hat{x} + \ddot{y}(t) \hat{y}].$$

Разделяя ускорение заряженной частицы \vec{a} по осям $O\hat{x}$ и $O\hat{y}$, получим систему уравнений:

$$\begin{cases} \ddot{x}(t) = \frac{A}{L - v_z t} \cos(\omega' t) \hat{x}; \\ \ddot{y}(t) = \frac{A}{L - v_z t} \sin(\omega' t) \hat{y}. \end{cases} \quad (7)$$

Чтобы проверить эффективность активной защиты, проведем экспериментальные исследования, суть которых заключается в том, чтобы расположить ИЭП на противоположной стороне относительно источника заряженных частиц, и в частности электронов [21, 22]. Когда ИЭП начинает излучать электромагнитную волну с круговой поляризацией, осветляющая точка в середине экрана источника электронов должна исчезнуть или выйти из фокуса из-за отклонения электронов при продольном движении.

Применимы следующие характеристики: $q^- = 1,6 \cdot 10^{-19}$ – заряд электрона, Кл; $L = 3,0$ м; $v_{z0} = 2,65 \cdot 10^8$ м/с; $m_e = 9,1 \cdot 10^{-31}$ кг. Например, для антенны Кассегрена, которая может быть использована в качестве ИЭП, имеем $\omega = 2\pi f = 2\pi \cdot 1,5 \times 10^9 \approx 9,5 \cdot 10^9$ с⁻¹; $W(t) = 5,0 \cdot 10^4$ Вт; $G(t) = 38,0$ дБ при $\xi = 70\%$ [20]. Результаты численного интегрирования системы уравнений (7), выполненного по специально созданной программе на базе пакета MATLAB, представлены на рис. 3 и 4.

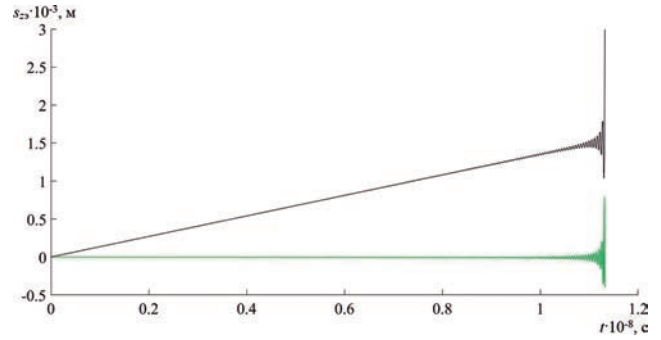


Рис. 3. Зависимость продольного отклонения электрона s_z от времени его прохождения t вдоль осей $O\hat{x}$ (зеленая кривая) и $O\hat{y}$ (черная кривая)

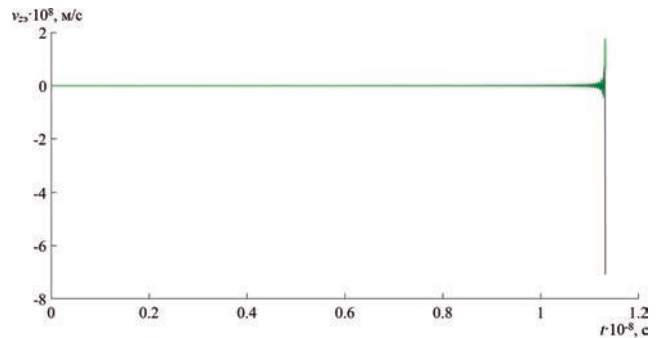


Рис. 4. Зависимость скорости продольного отклонения электрона v_z от времени его прохождения t вдоль осей $O\hat{x}$ (зеленая кривая) и $O\hat{y}$ (черная кривая)

Из рис. 3 видно, что суммарное отклонение вдоль оси $O\hat{y}$ составляет $\approx 2,0 \cdot 10^{-3}$ м, а отклонение вдоль оси $O\hat{x}$ имеет среднее значение, равное нулю, поэтому можно сделать вывод, что по этой оси практически нет никакого полезного отклонения относительно продольного направления.

Из рис. 4 видно, что скорость продольного отклонения электрона иногда положительна, а иногда отрицательна. Когда она отрицательна, это означает, что электрон замедляется силами Лоренца, действующими в направлении, противоположном его движению.

Для того чтобы интерпретировать результаты вышеописанных исследований, предлагается использовать концепцию КСО, изготовленной из модулей, состоящих из шести функциональных подслоев, материалом которых является алюминиевый сплав АМГ-6:

- Экранно-вакуумная теплоизоляция из высокоэффективного теплоизоляционного материала, предназначенного для защиты от теплового излучения и замедления потока тепловой энергии.
- Внешний слой, который состоит из тканых подслоев кевлара, разделенных алюминиевыми прокладками для обеспечения многослойной изоляции.

- Промежуточный слой, который состоит из бескаркасных соленоидных катушек из алюминиевой проволоки, подключенных к системе управления, причем ось соленоидных катушек направлена перпендикулярно плоскости КСО.

- Высокопрочный слой, позволяющий выдерживать структурную нагрузку из за повышения давления, а также увеличивающий стойкость к проколам. Усовершенствованные гибкие углеродные волокна, такие как кевлар, вектран, зилон, могут быть использованы для изготовления этого стойкого слоя.

- Внутренний слой, который является воздухоудерживающим подслоем и должен быть нетоксичным, огнестойким, иметь хорошую стойкость к проколам и низкий уровень утечки.

- Межслойное пространство, которое заполнено различными материалами с высоким содержанием водорода, такими как полиэтилен (C_2H_4)_n.

Внутренний и внешний алюминиевые слои, которые защищают модули КСО от заряженных частиц, разделены расстоянием $\approx 20,0 \cdot 10^{-3}$ м в пространстве. Используя результаты экспериментальных математических исследований, представленных на рис. 1, можно отметить, что рациональная толщина внутреннего алюминиевого слоя составляет $\approx 3,0 \cdot 10^{-3}$ м, а внешнего $\approx 5,0 \cdot 10^{-3}$ м, что в сумме составляет $\approx 8,0 \cdot 10^{-3}$ м.

Для того чтобы увеличить эффективность пассивной защиты, между слоями предлагается расположить зернистый материал из полиэтилена, цепи которого состоят из чередующихся слоев со сферами с высокими и низкими модулями упругости (разница более двух порядков) различной плотности [23, 24], при этом радиационное излучение, ионизируя полимерные материалы, способно вызвать в них ионные реакции, а в результате рассеивания этого излучения материалы могут приобретать высокую термическую и химическую стойкость.

Пассивная защита осуществляется рассеянием импульса заряженной частицы в данной среде с использованием ряда секций со сферами, взаимодействующими в соответствии с различными контактными силами и массами. Идея удержания импульса в этом случае основана на аномальных особенностях падающей волны, взаимодействующей с границей раздела между двумя различными слоями сфер из полиэтилена. Поглощенная энергия содержится в менее жестких участках слоя и медленно высвобождается в виде слабых отдельных импульсов в течение длительного периода времени.

Из всего вышесказанного следует, что возможности пассивной защиты в зернистой среде ограничены значениями физических параметров, характеризующих процесс прохождения заряженных частиц через вещество, а также неопре-

деленным поведением сфер из полиэтилена на контактной поверхности между соседними слоями [24], при этом допустимой альтернативой является заполнение межслойного пространства полыми сферами из полиэтилена с магнетитовым напылением, обволооченными магнитной жидкостью.

Принцип изготовления полых сфер заключается в том, что в жидкость-носитель вводят наночастицы карбонильного железа (порошок магнетита размером $5,0 \cdot 10^{-6} \dots 10,0 \cdot 10^{-6}$ м), покрытые поверхностно-активным веществом из олеиновой кислоты. Через форсунку жидкость-носитель с наночастицами карбонильного железа распыляется каплями $20,0 \cdot 10^{-6} \dots 30,0 \cdot 10^{-6}$ м в камере со спиральным вращающимся магнитным полем, в ту же камеру первичной газозвушной смесью подается стеклопорошок, который захватывается вращающейся в магнитном поле жидкостью-носителем с наночастицами карбонильного железа, за счет поверхностного натяжения обволакивающими частицы порошка, после чего поток первичной газозвушной смеси поступает в огневой поток, где жидкость-носитель испаряется, а наночастицы карбонильного железа внедряются в расплав полиэтилена, из которого изготавливаются полые сферы [25].

На рис. 5 представлена схема многослойной конструкции модулей КСО.

Экспериментальные исследования образцов ГК, заполненных магнитной жидкостью, показали, что жидкость под воздействием космической радиации сохраняет свою работоспособность, не изменив динамические характеристики после облучения. Под космической радиацией понимается поток

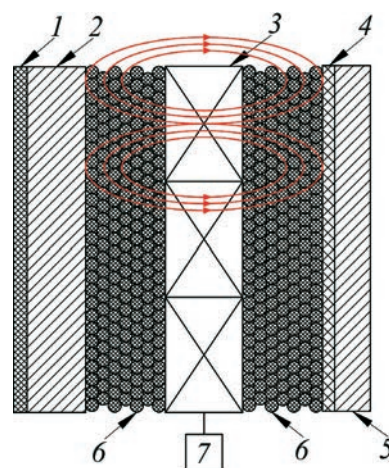


Рис. 5. Многослойная конструкция модулей космической среды обитания:
1 – экранно-вакуумная теплоизоляция;
2 – внешний слой; 3 – промежуточный слой;
4 – высокопрочный слой; 5 – внутренний слой;
6 – полые сферы; 7 – система управления

электронов и протонов, характерный для лунной поверхности и низких окололунных орбит.

Пробег альфа-частиц в веществе зависит от энергии частиц, плотности вещества и его атомной тормозной способности. При прохождении через вещество энергия альфа-частиц расходуется преимущественно на ионизацию атомов [26, 27].

Энергия бета-частиц расходуется на ионизацию и возбуждение атомов. В отличие от альфа-излучения, для бета-излучения наблюдается непрерывный спектр энергий, заключенный в пределах от нуля до максимальной энергии, характерной для данного бета-излучателя [26, 27]. Однако для быстрых электронов и позитронов существенны также так называемые радиационные потери, связанные с испусканием гамма-частиц (тормозного излучения) из-за торможения бета-частиц при их прохождении вблизи ядра. Из-за малой массы электронов они при соударении сильно отклоняются от первоначального направления, и их траектория представляет ломаную линию. Поэтому полный максимальный пробег частицы по прямой (так называемый эффективный пробег) гораздо меньше, чем длина траектории по ломаной линии. Ослабление бета-частиц радиоактивных веществ со сплошным спектром происходит вначале очень быстро (за счет поглощения медленных частиц). Проникающая способность бета-излучения значительно больше, чем у альфа-частиц, однако по абсолютной величине она не превышает $8,0 \cdot 10^{-3}$... $9,0 \cdot 10^{-3}$ м в земных горных породах [26, 27].

Гамма-излучение — это высокочастотное электромагнитное излучение, имеющее ту же природу, что и радиоволны, свет, рентгеновское излучение и отличающееся от них лишь более высокой частотой: $f > 2,42 \cdot 10^{18}$ с⁻¹. По сравнению с альфа- и бета-излучением, гамма-излучение характеризуется несоизмеримо большей проникающей способностью, достигающей в твердом веществе горных пород нескольких десятков сантиметров. Взаимодействие гамма-излучения с веществом протекает сложнее, чем альфа- и бета-излучение. Насчитывается более десяти разновидностей процессов этого взаимодействия, однако для гамма-частиц, энергия которых не превышает $1,6 \cdot 10^{12}$ Дж, основными являются три: фотоэлектрическое поглощение (фотоэффект), комптоновское рассеяние (комптоновский эффект) и образование электрон-позитронных пар (эффект образования пар) [26, 27].

Анализ вышеперечисленных процессов взаимодействия гамма-излучения с веществом показывает, что часть энергии первичного гамма-излучения поглощается при образовании электронов отдачи, фотоэлектронов и пар электрон-позитрон, а часть энергии сохраняется в виде энергии рассеянного

гамма-излучения. Ионизация на пути распространения гамма-излучения происходит, в основном, за счет вторичных электронов, возникающих при взаимодействии гамма-излучения с веществом. В результате всех процессов взаимодействия при прохождении гамма-излучения через вещество его интенсивность ослабевает.

Возможна разработка комбинированного подхода к поглощению КЛ с использованием композиционного материала, содержащего полые сферы из полиэтилена, покрытые магнетитом и поверхностно-активным веществом, обволоченные магнитной жидкостью. Сферы находятся между не соприкасающимися пластинами из алюминиевых сплавов, причем пластины находятся в управляемом постоянном или переменном магнитном поле. Такое устройство может быть предложено в качестве радиационного экрана лунных баз.

Магнитная жидкость, изготовленная на кремнийорганической основе при массовой концентрации наночастиц магнетита $30,0$ кг/м³ или жидкости-носителе с температурными характеристиками, удовлетворяющими условиям эксплуатации КСО, и предложенные полые сферы из полиэтилена могут быть применены для создания высокоэффективных радиационных экранов, предназначенных для защиты биологических и технических объектов.

В случае использования магнитной жидкости эффект активной защиты достигается тем, что заряженные частицы поглощаются магнитной жидкостью под воздействием электромагнитного поля, если их заряд совпадает по знаку с зарядом наночастиц магнетита. При этом на поглощение частиц энергия не расходуется, поскольку необходимая энергия создается вращением этих частиц в электромагнитном поле, скорость которого регулируется системой управления. Остатки частиц между полыми сферами под действием электромагнитного поля будут разделены, а положительно заряженные частицы вытеснены к внешней поверхности и в конце концов выброшены за пределы межслойного пространства КСО. Этим обеспечивается необходимый вакуум для исключения разряда частиц между полыми сферами. Для того чтобы исключить пробой, на поверхности полых сфер наносят слой магнетита и покрывают слоем поверхностно-активного вещества (олеиновая кислота, хлоруксусная кислота и др.).

Экспериментальные исследования, проведенные с магнитной жидкостью на кремнийорганической основе, сосредоточены на влиянии гамма-излучения на поглощательную способность и стабильность магнитной жидкости [28]. При этом поглощательная способность определяется

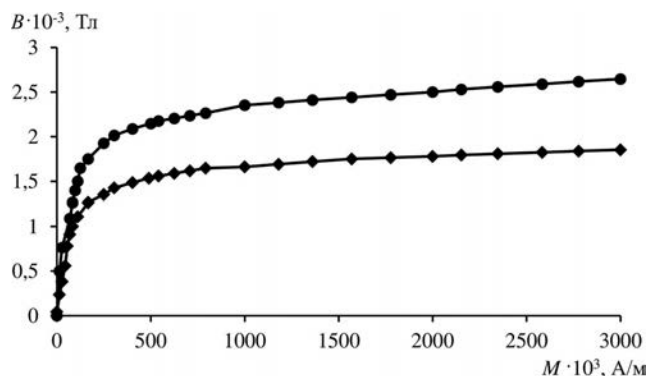


Рис. 6. Зависимость индукции магнитного поля B от намагниченности магнитной жидкости M по дозам от гамма-излучения:
• — 0 Зв; ◆ — $1,0 \cdot 10^3$ Зв

индукцией магнитного поля внутри образца магнитной жидкости, в зависимости от дозы облучения и намагниченности.

На рис. 6 представлены графики зависимости индукции магнитного поля магнитной жидкости на кремнийорганической основе от ее намагниченности и по дозам от гамма-излучения.

Полученные результаты показали значительное снижению индукции магнитного поля после облучения дозой $1,0 \cdot 10^3$ Зв, что может быть обусловлено эффективностью магнитной жидкости при поглощении гамма-излучения и, соответственно, может оказаться полезным при создании активной защиты модулей КСО от космической радиации.

Последующее увеличение дозы облучения и намагниченности лишь незначительно влияет на индукцию магнитного поля, т. е. магнитная жидкость способна поглощать гамма-излучение при достаточно низких уровнях намагниченности, не вызывая неисправность электрических систем.

Выводы

Проанализированы результаты расчетно-экспериментальных исследований активной защиты модулей космической среды обитания от заряженных частиц, показывающие, что периодически изменяющееся отклонение заряженных частиц увеличивается вблизи источника электромагнитного поля, так как часть энергии электромагнитной волны расходуется на уменьшение скорости заряженных частиц.

В ходе экспериментальных исследований образцов гасителей колебаний было установлено существенное влияние вида и толщины материала для изготовления корпуса на накопленную дозу облучения, что позволяет дать первоначальную оценку конструктивного исполнения модулей космической среды обитания.

Результаты экспериментальных исследований, проведенных с магнитной жидкостью на кремнийорганической основе, показывают, что гамма-излучение с дозами до $1,0 \cdot 10^3$ Зв привело к снижению индукции магнитного поля на 50% (в случае применения поверхностно-активного вещества из олеиновой кислоты). Таким образом, разработанная многослойная конструкция модулей космической среды обитания, содержащих полые сферы из полиэтилена, которые покрыты магнетитом и обволочены магнитной жидкостью, может быть использована для создания высокоэффективных радиационных экранов, предназначенных для защиты биологических и технических объектов.

Список источников

1. *Eckart P.* The Lunar Base Handbook: An Introduction to Lunar Base Design, Development, and Operations. – New York, McGraw-Hill, 1999. – 850 p
2. *Алифанов О.М., Анфимов Н.А., Беляев В.С.* и др. Фундаментальные космические исследования: В 2 кн. – Кн. 2. Солнечная система. – М.: Физматлит, 2014. – 456 с.
3. *Halekas J.S., Brain D.A., Mitchell D.L.* et al. On the occurrence of magnetic enhancements caused by solar wind interaction with lunar crustal fields // *Geophysical Research Letters*. 2006. Vol. 33. L08106. DOI: 10.1029/2006GL025931
4. *Гапоненко О.В., Гаврин Д.С., Свиридова Е.С.* Анализ структуры стратегических планов развития ракетно-космической промышленности методом классификации НИОКР космических функциональных и промышленных технологий // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 1. С. 64–81.
5. *Ребеко А.Г.* Защита людей и космических аппаратов в космосе // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2016. № 5(53). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-5-1496
6. *Донсков А.В.* Анализ современных методов оценки и моделирования рисков возникновения нештатных ситуаций на борту космического аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 4. С. 163–169.
7. *Joshi R.P., Qiu H., Tripathi R.K.* Configuration studies for active electrostatic space radiation shielding // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 88, pp. 138-145. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.03.011
8. *Hoffman J., Fisher P., Batishchev O.* Use of superconducting magnet technology for astronauts radiation protection. NIAC Phase 1 Final Report, American Physical Society Bulletin 49, 2004, 261.
9. *Ермаков В.Ю.* Метод испытаний магнитожидкостной системы виброзащиты длинномерных пространственных конструкций // *Космонавтика и ракетостроение*. 2019. № 4(109). С. 80–88.
10. *Ермаков В.Ю., Туфан А.* Проблемы, обусловленные работой систем с подвижными массами при эксплуатации

- космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 5(128). С. 134–145.
11. Бирюкова М.В., Туфан А., Ермаков В.Ю. Подход к снижению виброактивности малых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2023. № 1(144). С. 4–21. DOI: 10.18698/0236-3941-2023-1-4-21
 12. Ермаков В.Ю., Туфан А. Динамика космических аппаратов. — М.: Изд-во МАИ, 2023. — 92 с.
 13. Ермаков В.Ю. Экспериментально-математическое моделирование длинномерной конструкции на основе результатов частотных испытаний // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 29–40. DOI: 10.34759/vst-2022-3-29-40
 14. ГОСТ 25645.150-90. Лучи космические галактические. Модель изменения потоков частиц. — М.: Изд-во стандартов, 1991. — 11 с.
 15. ГОСТ 25645.165-2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. — М.: Изд-во стандартов, 2001. — 12 с.
 16. Бабкин Г.В. Активная защита космических аппаратов от статического электричества в орбитальных условиях: Справ. пособие для конструкторов. — Королев (Моск. обл.): ЦНИИмаш, 2000. — 284 с.
 17. Cucinotta F.A., Kim M.-H.Y., Willingham V., George K.A. Physical and Biological Organ Dosimetry Analysis for International Space Station Astronauts // Radiation Research. 2008. Vol. 170. No. 1. pp. 127–38. DOI: 10.1667/RR1330.1
 18. Townsend L.W. Critical analysis of active shielding methods for space radiation protection // IEEE Aerospace Conference Proceedings (05–12 March 2005; Big Sky, MT, USA). DOI: 10.1109/AERO.2005.1559364
 19. Гликман Л.Г. Качественное исследование движения заряженной частицы в поле магнитного диполя // Журнал технической физики. 1974. Т. 44. № 4. С. 689–697.
 20. Жук М.С., Молочков Ю.Б. Проектирование линзовых, сканирующих, широкодиапазонных антенн и фидерных устройств. — М.: Энергия, 1973. — 439 с.
 21. Ермаков В.Ю. Исследование влияния алгоритмов управления приводом остроуправленной антенны на его виброактивность на борту космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 175–181.
 22. Spillantini P., Taccetti F., Papini P., Rossi L.A. Radiation shielding of spacecraft in manned interplanetary flights // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment. 2000. Vol. 443. Nos. 2–3, pp. 254–263. DOI: 10.1016/S0168-9002(99)01091-8
 23. Донсков А.В., Мишурова Н.В., Соловьев С.В. Автоматизированная система контроля состояния космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 151–160.
 24. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Railyan V.S. et al. Method and results of investigations of thermophysical properties of carbonpolymer composites with full scale samples of beam space structures // Inverse Problems, Design and Optimization Symposium (IPDO, 16–18 2007; April Miami Beach, Florida, USA), pp. 657–660.
 25. Черногиль В.Б., Жан-Люк К., Гринавцев В.Н. и др. Способ изготовления микрошариков и микросфер. Патент RU 2527047 С1. Бюл. № 24, 27.08.2014.
 26. Головин К.Б., Головин Б.А., Калинин М.В. Ядерная геофизика: Учебное пособие. — Саратов: Изд-во Саратовского университета, 2014. — 140 с.
 27. Shenyi Z., Donghui H., Wimmer-Schweingruber R.F. et al. Radiation dose of LND on the lunar surface in two years // Chinese Journal of Space Science. 2021. Vol. 41. No. 3. pp. 439–444. DOI:10.11728/cjss2021.03.439
 28. Tomašovičová N., Haysak I., Koneracká M. et al. Radiation stability of biocompatible magnetic fluid // ICMF12 (01–05 August 2010; Sendai, Japan). DOI: 10.48550/arXiv.1004.3448

References

1. Eckart P. *The Lunar Base Handbook: An Introduction to Lunar Base Design, Development, and Operations*. New York, McGraw-Hill, 1999, 850 p.
2. Alifanov O.M., Anfimov N.A., Belyaev V.S. et al. *Fundamental'nye kosmicheskie issledovaniya. V 2 kn. Kn. 2. Solnechnaya sistema* (Fundamental space research. In 2 books. Book 2. The solar system), Moscow, Fizmatlit, 2014, 456 p.
3. Halekas J.S., Brain D.A., Mitchell D.L. et al. On the occurrence of magnetic enhancements caused by solar wind interaction with lunar crustal fields. *Geophysical Research Letters*, 2006, vol. 33. L08106. DOI: 10.1029/2006GL025931
4. Gaponenko O.V., Gavrin D.S., Sviridova E.S. Structure analysis of the strategic plans of the space-rocket industry development by method of space functional and industrial technologies R&D classification. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 64–81.
5. Rebeke A.G. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2016, no. 5(53). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-5-1496
6. Donskov A.V. Analysis of modern evaluation and modeling methods of contingencies occurrence risks onboard a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 163–169.
7. Joshi R.P., Qiu H., Tripathi R.K. Configuration studies for active electrostatic space radiation shielding. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 88, pp. 138–145. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.03.011
8. Hoffman J., Fisher P., Batishchev O. *Use of superconducting magnet technology for astronauts radiation protection*. NIAC Phase 1 Final Report, American Physical Society Bulletin 49, 2004, 261.

9. Ermakov V.Yu. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2019, no. 4(109), pp. 80–88.
10. Ermakov V.Yu., Tufan A. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2022, no. 5(128), pp. 134–145.
11. Biryukova M.V., Tufan A., Ermakov V.YU. *Vestnik MGTU im. N.Eh. Baumana. Ser. Mashinostroenie*, 2023, no. 1(144), pp. 4–21. DOI: 10.18698/0236-3941-2023-1-4-21
12. Ermakov V.Yu., Tufan A. *Dinamika kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft Dynamics), Moscow, MAI, 2023, 92 p.
13. Ermakov V.Yu. Experimental-mathematical modeling of a long-length structure based on the frequency tests results. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 29–40. DOI: 10.34759/vst-2022-3-29-40
14. Luchi kosmicheskie galakticheskie. *Model' izmeneniya potokov chastits. GOST 25645.150-90* (Galactic cosmic rays. Model of particle flux variation, State Standard 25645.150-90), Moscow, Standarty, 1991, 11 p.
15. *Luchi kosmicheskie solnechnye. Veroyatnostnaya model' potokov protonov. GOST 25645.165-2001* (Solar energetic particles. Probabilistic model for proton fluxes, State Standard 25645.165-2001), Moscow, Standarty, 2001, 12 p.
16. Babkin G.V. *Aktivnaya zashchita kosmicheskikh apparatov ot staticheskogo ehlektrichestva v orbital'nykh usloviyakh. Spravochnoe posobie dlya konstruktorov* (Active protection of spacecraft from static electricity in orbital conditions: A reference guide for designers). Korolev, TsNIIMash, 2000, 284 p.
17. Cucinotta F.A., Kim M.-H.Y., Willingham V., George K.A. Physical and Biological Organ Dosimetry Analysis for International Space Station Astronauts. *Radiation Research*, 2008, vol. 170, no. 1. pp. 127–38. DOI: 10.1667/RR1330.1
18. Townsend L.W. Critical analysis of active shielding methods for space radiation protection. *IEEE Aerospace Conference Proceedings (05-12 March 2005; Big Sky, MT, USA)*. DOI: 10.1109/AERO.2005.1559364
19. Glikman L.G. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 1974, vol. 44, no. 4, pp. 689–697
20. Zhuk M.S., Molochkov Yu.B. *Proektirovanie linzovykh, skaniruyushchikh, shirokodiapazonnykh antenn i fdernykh ustroystv* (Design of lens, scanning, wide-band antennas and feeder devices), Moscow, Ehnergiya, 1973, 439 p.
21. Ermakov V.Yu. Studying the effect of the beam aerial drive control algorithm on its vibration activity onboard a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 175–181.
22. Spillantini P., Taccetti F., Papini P., Rossi L.A. Radiation shielding of spacecraft in manned interplanetary flights. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 2000, vol. 443, nos. 2-3, pp. 254–263. DOI: 10.1016/S0168-9002(99)01091-8
23. Donskov A.V., Mishurova N.V., Solov'ev S.V. Automated system for space vehicle status monitoring. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 151–160.
24. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Railyan V.S. et al. Method and results of investigations of thermophysical properties of carbonpolymer composites with full scale samples of beam space structures. *Inverse Problems, Design and Optimization Symposium (IPDO, 16-18 2007; April Miami Beach, Florida, USA)*, pp. 657–660.
25. Chernogil' V.B., Zhan-Lyuk K., Grinavtsev V.N. et al. *Patent RU 2527047 C1*, 27.08.2014.
26. Golovin K.B., Golovin B.A., Kalinnikova M.V. *Yadernaya geofizika* (Nuclear geophysics), Saratov, Saratovskii universitet, 2014, 140 p.
27. Shenyi Z., Donghui H., Wimmer-Schweingruber R.F. et al. Radiation dose of LND on the lunar surface in two years. *Chinese Journal of Space Science*, 2021, vol. 41, no. 3, pp. 439–444. DOI:10.11728/cjss2021.03.439
28. Tomašovičová N., Haysak I., Koneracká M. et al. Radiation stability of biocompatible magnetic fluid. *ICMF12 (01-05 August 2010; Sendai, Japan)*. DOI: 10.48550/arXiv.1004.3448

Статья поступила в редакцию 18.10.2023; одобрена после рецензирования 02.11.2023; принята к публикации 28.11.2023.

The article was submitted on 18.10.2023; approved after reviewing on 02.11.2023; accepted for publication on 28.11.2023.