

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК + КИЇВ



## **3MICT**

#### Космічні енергетика і двигуни

Пироженко А. В., Маслова А. И., Мищенко А. В., Хра- мов Д. А., Волошенюк О. Л. Проект малой экспери- ментальной электродинамической космической тро- совой системы	3
<i>Mykhalchyshyn R. V., Brezgin M. S., Lomskoi D. A.</i> Me- thane, kerosene, and hydrogen comparison as a rocket fuel for launch vehicle PHSS development	12
Космічна й атмосферна фізика	
<i>Черногор Л. Ф.</i> Физические эффекты Румынского метеороида. 2	18
Дудник О. В., Курбатов Є. В. Використання наносупут- ників для вивчення природи мікросплесків високо- енергетичних частинок у магнітосфері Землі: ідея кос- мічного експерименту	36
Динаміка та управління космічними апаратами	
Шувалов В. А., Кучугурный Ю. П. Экспериментальное обоснование концепции искусственной мини-магнито- сферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли	43

#### © НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ, 2018 © ДЕРЖАВНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ, 2018

## CONTENTS

#### Space Energy, Power and Propulsion

<i>Pirozhenko A. V., Maslova A. I., Mishchenko A. V., Khramov D. A., Volosheniuk O. L.</i> Project of a small experimental electrodynamic space tether system	3
<i>Mykhalchyshyn R. V., Brezgin M. S., Lomskoi D. A.</i> Me- thane, kerosene, and hydrogen comparison as a rocket fuel for launch vehicle PHSS development	12
Space and Atmospheric Physics	
Chernogor L. F. Physical effects of the Romanian meteo- roid. 2	18
<i>Dudnik O. V., Kurbatov E. V.</i> Nanosatellites for the study of high energy particles' microbursts' nature in the Earth's magnetosphere: an idea of cosmic experiment	36
Spacecraft Dynamics and Control	
<i>Shuvalov V. A., Kuchugurnyi Yu. P.</i> Experimental substan- tiation of conception of artificial mini-magnetosphere as a means of spacecraft motion controlling in the Earth's	

#### Космічна навігація та зв'язок **Space Navigation and Communications** Manzoni G., Abele M., Vjaters J., Treijs A., Kuzkov V. Bi-Manzoni G., Abele M., Vjaters J., Treijs A., Kuzkov V. Bidirectional space to ground laser communication system directional space to ground laser communication system for CubeSat for CubeSat 47 47 Науки про життя в космосі Space Life Sciences Brykov V. A., Kovalenko E. Yu., Ivanytska B. A. Microcosm Бриков В. О., Коваленко Є. Ю., Іваницька Б. О. Мікрокосм — перспективна модель для проведення біологічas a perspective model for biological experiments on nanoних експериментів на наносупутниках ..... 55 Pozdnyakova N. G., Pastukhov A. O., Dudarenko M. V., Позднякова Н. Г., Пастухов А. О., Дударенко М. В., Галкін М. О., Сівко Р. В., Крисанова Н. В., Борисова Т. О. Galkin M. O., Sivko R. V., Krisanova N. V., Borisova T. O. Enrichment of the inorganic analogue of martian dust with Збагачення неорганічного аналогу марсіанського пилу the novel carbon nanoparticles obtained during combustion новітніми карбоновими наночастинками, отриманими при згоранні карбогідратів, та оцінка його нейроof carbohydrates and assessment of its neurotoxicity ..... 60 токсичності ..... 60 Наші автори 72 72

*На першій сторінці обкладинки* — знімок морської поверхні поблизу Сінгапура, зроблений малим супутником «Athenoxat-1» типу «CubeSat» виробництва фірми «TOB Майкроспейс» (Трієст, Італія) — див. статтю G. Manzoni et al

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

У підготовці видання взяло участь Українське регіональне відділення Міжнародної академії астронавтики

#### Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54 тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.

Підписано до друку 11.05.2018. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 7,77. Обл.-вид. арк. 8,16. Тираж 101 прим. Зам. № 5257.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.003

УДК 629.78

#### А. В. Пироженко, А. И. Маслова, А. В. Мищенко, Д. А. Храмов, О. Л. Волошенюк

Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днипро, Украина

# ПРОЕКТ МАЛОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Представлены основные идеи проекта натурного эксперимента с малой электродинамической космической тросовой системой (ЭДКТС) на низких околоземных орбитах. Обоснована актуальность проведения эксперимента для создания на основе ЭДКТС эффективной системы увода отработавших свой срок космических аппаратов. Приведены основные результаты исследований вопросов, связанных с функционированием системы в космосе. Предложенный эксперимент направлен на решение основополагающих задач, необходимых для обоснования выбора параметров ЭДКТС для увода проектируемых космических аппаратов.

**Ключевые слова:** электродинамическая космическая тросовая система, система увода космических аппаратов, эксперимент.

#### введение

В Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины проведены разносторонние теоретические исследования задач, связанных с функционированием электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) на низких околоземных орбитах (НОО). Эти исследования дают основания полагать, что на основе ЭДКТС возможно создание высокоэффективной системы увода отработавших спутников с НОО. Вместе с тем ряд особенностей динамики ЭДКТС требует проведения натурных экспериментов для проверки основных теоретических положений и повышения качества моделирования взаимодействия системы с внешней

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

средой. В статье представлены основные идеи проекта натурного эксперимента с малой ЭДКТС. Обосновывается актуальность проведения эксперимента, и приводятся результаты исследований основных закономерностей движения малой ЭДКТС, полученные в институте. Целью статьи является ознакомление широкого круга специалистов с возможностями использования и особенностями функционирования ЭДКТС, привлечение их внимания к обсуждению проекта и участию в его реализации.

Актуальность работ, связанных с созданием ЭДКТС, во многом обусловлена необходимостью решения проблемы космического мусора на НОО. Решением этой проблемы в настоящее время активно занимаются во всех ведущих мировых космических агентствах. По мнению ряда специалистов [14, 17] предотвратить угрозу лавинообразного роста объема мусора, вызванного столкновением крупных объектов, возможно

<sup>©</sup> А. В. ПИРОЖЕНКО, А. И. МАСЛОВА,

А. В. МИЩЕНКО, Д. А. ХРАМОВ, О. Л. ВОЛОШЕНЮК, 2018

только при условии значительного снижения числа таких объектов на НОО.

Одним из путей решения проблемы космического мусора является создание эффективной системы увода отработавших свой срок космических аппаратов (КА). В этой связи перспективной представляется система увода, основанная на использовании сил электродинамического торможения, возникающих в протяженных электропроводящих системах на НОО.

Идея использования в околоземном пространстве электропроводящих систем большой протяженности базируется на двух принципах:

• взаимодействие системы с гравитационным полем Земли обеспечивает высокую степень устойчивости движения относительно центра масс в окрестности местной вертикали (т. е. вдоль текущего радиуса орбиты);

• большая протяженность проводника обеспечивает большие силы взаимодействия текущего по нему тока с магнитным полем Земли (силы Ампера).

Естественным развитием идеи использования протяженных электропроводящих систем в околоземном пространстве послужили проекты ЭДКТС, в которых два концевых тела соединены тонкой и легкой связью, проводящей электрический ток. В зависимости от направления тока в проводнике ЭДКТС может работать как в режиме генерации электроэнергии, так и в режиме тяги, обеспечивая переход механической энергии орбитального движения в электрическую энергию и наоборот. Оценки [4, 15] показывают, что эффективность такого преобразования может достигать 90 % и более.

Столь высокая эффективность ЭДКТС вызвала достаточно широкий интерес к вопросам ее создания в 1970—1980-х гг. Успехи космонавтики в те годы, разработка программ космических челноков и космических станций, как представлялось [15], получали значительное развитие с применением ЭДКТС. В 1980—1990-х гг. космические тросовые системы (КТС) рассматриваются как одно из наиболее перспективных направлений развития космонавтики.

К настоящему времени проведено значительное количество теоретических исследований

различных аспектов функционирования КТС, и получены важные содержательные результаты. Отметим весомый вклад украинских ученых в эти исследования, который получил международное признание [1, 11].

Однако выход на экспериментальную проверку разработанных теорий столкнулся с рядом затруднений. Достаточно ярко это было продемонстрировано в рамках американо-итальянского проекта TSS (Tethered Satellite System), общие затраты на который в то время превысили миллиард долларов.

Орбитальный эксперимент TSS-1 был проведен 3 августа 1992 г. и завершился неудачей: вместо предполагаемых 20 км удалось выпустить лишь 265 м троса, после чего трос был зажат в лебедке. Усилия экипажа привели к тому, что привязной спутник удалось втянуть обратно в космический корабль. Попытки выяснить в наземных условиях причины заклинивания троса успехом не увенчались.

Повторная попытка эксперимента (TSS-1R) была предпринята в 1996 г. Трос был размотан почти на всю длину, однако «пережегся» из-за короткого замыкания. Вероятная причина замыкания — механическое повреждение изоляции. В результате аварии дорогостоящий итальянский спутник вместе с тросом были потеряны.

Можно сказать, что эксперимент TSS-1 подчеркнул первую особенность КTC, заключающуюся в необходимости развертывания протяженной гибкой нити в космосе, когда экспериментальные наземные исследования (а были размотаны сотни километров нити) не позволяют полностью подтвердить работоспособность системы развертывания.

Эксперимент TSS-1R подчеркнул еще одну особенность ЭДКТС: взаимодействие системы с ионосферной плазмой (и магнитосферой) требует экспериментальных исследований. Физика плазмы является во многом экспериментальной наукой, а в наземных условиях очень трудно воссоздать условия околоземного космического пространства, особенно когда речь идет о системах протяженностью в сотни метров.

Эксперимент TSS-1R показал возможность пассивного собирания больших токов с ионо-

сферной плазмы. Идея использования оголенного троса позволяет существенно увеличить площадь контакта с плазмой и тем самым собирать в плазме большой электронный ток [18]. Это, в свою очередь, открывает возможность эффективного использования ЭДКТС в режиме генерации тока, т. е. в режиме, когда энергия орбитального движения преобразуется в электрическую энергию.

На основе анализа возможностей ЭДКТС была предложена эффективная система увода отработавших спутников с НОО. Высокая потенциальная эффективность системы и возрастающая актуальность проблемы космического мусора привлекли широкое внимание к разработкам ЭДКТС для увода космических объектов с НОО. Работы проводились во многих странах, и к настоящему времени получены содержательные результаты по многим направлениям исследований вопросов, связанных с функционированием ЭДКТС как системы увода объектов. Но эти результаты требуют экспериментальной проверки. Здесь нужно отметить следующую особенность радиальной (гравитационно стабилизированной) ЭДКТС: положение равновесия системы резонансно неустойчиво, поскольку внешние воздействия приводят к резонансной подкачке энергии в колебания системы относительно местной вертикали. Поэтому вопрос выбора параметров ЭДКТС для каждой миссии увода является нетривиальным и должен базироваться на проверенных моделях и данных.

Таким образом, развитие направления ЭДКТС в первую очередь связано с получением экспериментальных данных их функционирования на НОО. Представляется, что потребуется целая серия натурных экспериментов, направленных на исследования различных вопросов взаимодействия ЭДКТС с внешней средой. Для проведения неоднократных и достаточно оперативных экспериментальных исследований наиболее подходят специализированные КА, создаваемые с этой целью. Снижение стоимости таких экспериментов обуславливает использование малых тросовых систем. Использование микроспутников, и в особенности технологии «CubeSat», позволяют существенно сократить расходы на экспериментальные исследования. К настоящему времени во многих странах разрабатываются проекты малых ЭДКТС на микроспутниках [12, 13, 16, 20]. Уже запущено около десятка подобных систем, однако все эти запуски закончились неудачно. Основной причиной неудач проведенных экспериментов с малыми ЭДКТС являлось неразвертывание тросового соединения. Поэтому к настоящему времени базовые положения теории взаимодействия ЭДКТС со средой и ее динамики не проверены, и потребность в натурных экспериментальных данных продолжает оставаться очень высокой.

Серия натурных экспериментов с ЭДКТС позволит сформулировать условия создания эффективной системы увода отработавших свой срок КА и обосновать выбор ее параметров для конкретного КА. Кроме того, экспериментальные данные о функционировании ЭДКТС важны для создания перспективных транспортных космических систем, основанных на ЭДКТС, работающих в режиме повышения механической энергии орбитального движения за счет электрической энергии системы.

Основные результаты теоретических исследований динамики малых ЭДКТС, проведенных в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, представлены ниже. Для оценки величин внешних воздействий приведены их приблизительные значения, рассчитанные для ЭДКТС массой 3 кг и длиной троса 1 км.

*Гравитационные воздействия* создают основные силы и моменты, стабилизирующие движение системы.

Момент гравитационных сил обеспечивает существование единственного (с точностью до переворота всей системы) устойчивого положения равновесия, когда тросовая система вытянута вдоль местной вертикали.

Малые маятниковые колебания системы относительно местной вертикали характеризуются частотой колебаний в плоскости орбиты, которая близка к  $\sqrt{3}\omega_0$ , и частотой колебаний перпендикулярно к плоскости орбиты, равной  $2\omega_0$ , где  $\omega_0$  — частота орбитального движения. Следовательно, система имеет низкую динамичес-

кую жесткость относительно периодических воздействий с орбитальной и удвоенной орбитальной частотами в плоскости орбиты, и резонансно неустойчива к периодическим воздействиям с удвоенной орбитальной частотой перпендикулярно к плоскости орбиты.

Гравитационные силы являются и основными растягивающими трос силами. Для малой тросовой системы эти силы весьма невелики. Так, в положении равновесия растягивающая трос сила не превосходит  $3r\omega_0^2 m_1 m_2/M$ , где r - длина троса,  $m_1, m_2$  — массы материальных точек, расположенных на концах троса,  $M = m_1 + m_2$  — масса всей системы, (модель гантели, когда вся масса системы сосредоточена на концах троса). Для рассматриваемой малой КТС на высоте 700 км эта сила не превосходит 2.5 мH, т. е. приблизительно 0.25 грамм-силы.

Маятниковые колебания системы возле положения равновесия приводят к уменьшению силы натяжения, а при амплитуде колебаний, близкой к 60° натяжение троса внешними силами пропадает и происходит провисание троса. В ряде случаев это может привести к образованию петель и запутыванию троса, что, в свою очередь, приведет к уменьшению момента инерции системы, росту амплитуды колебаний и образованию еще большего числа петель. Представляется, что в этом случае начнутся процессы «схлопывания» тросовой системы.

Электродинамические воздействия на пассивную ЭДКТС, т. е. такую ЭДКТС, в которой не предусмотрены дополнительные контакторы с плазмой, по сравнению с гравитационными невелики. Если движение системы происходит с запада на восток, то верхняя часть системы заряжается положительно, а нижняя — отрицательно. Положительно заряженная часть будет собирать с ионосферной плазмы электроны, а отрицательная — ионы. В результате по тросу будет течь электрический ток. Максимальная величина тока будет проходить через трос в сечении, разделяющем положительно и отрицательно заряженные части троса (так называемая точка нулевого потенциала), а на краях системы ток будет близок к нулю. Для рассматриваемой экспериментальной системы максимальный ток составляет около 5 мА.

Оценка максимального тока в сечении троса позволяет оценить тормозящую силу Ампера, действующую на систему. Для орбиты высотой 650 км эта сила приблизительно равна  $5.5 \cdot 10^{-5}$  H, то обеспечивает ускорение торможения трехкило-граммовой системы  $1.9 \cdot 10^{-5}$  м/с<sup>2</sup>. На основании соотношений, приведенных в работе [7], нетрудно получить, что такое ускорение приведет к снижению высоты орбиты на 100 км примерно за 35 сут.

Изменения концентрации заряженных частиц, индукции магнитного поля Земли и ряд других факторов при орбитальном движении приводят к соизмеримости изменения амперовых сил с орбитальным движением. Это служит причиной изменения эксцентриситета орбиты и приводит, вообще говоря, к его увеличению. Однако для рассматриваемых орбит эти изменения незначительны, и в случае начальной почти круговой орбиты они остаются почти круговыми.

Влияние момента амперовых сил характеризуется двумя особенностями:

• большим плечом силы, обусловленным значительным смещением точки максимального тока (точки нулевого потенциала) к положительно заряженному телу;

• соизмеримостью (резонансом) изменений момента с малыми колебаниями системы перпендикулярно к плоскости орбиты, которые имеют удвоенную орбитальную частоту.

Относительная малость сил Ампера по сравнению с гравитационными силами обеспечивает сохранение колебательного режима движения системы относительно местной вертикали. Так, следует ожидать, что стационарная составляющая момента сил Ампера приведет к отклонению линии троса от местной вертикали на несколько градусов, а резонансная неустойчивость малых колебаний — к росту их амплитуды приблизительно до 8°. Это увеличение амплитуды колебаний приведет к изменению их частоты, и эффекты линейного резонанса (линейного роста амплитуды) пропадают. Система переходит в относительно стабильный режим долгопериодических изменений амплитуды колебаний.

*Аэродинамические воздействия* в связи с большой парусностью троса требуют внимательного их учета. Расчеты [6] показывают, что аэродина-

мическое влияние может приводить к существенному отклонению линии троса от местной вертикали, что необходимо учитывать при проектировании системы. Изменения плотности атмосферы вдоль орбиты вызывают возникновение вынужденных колебаний КТС относительно центра масс. Амплитуда этих колебаний в плоскости орбиты увеличивается пропорционально амплитуде изменений плотности атмосферы при орбитальном движении ЭДКТС, и в силу низкой динамической жесткости системы может достигать десятков градусов. Колебания ЭДКТС перпендикулярно к плоскости орбиты также резонансно неустойчивы из-за действия аэродинамического момента: изменения плотности атмосферы вдоль орбиты имеют удвоенную орбитальную частоту.

Вместе с тем расчеты показывают, что вполне можно подобрать такие значения параметров системы, что ее колебания относительно местной вертикали при совместном влиянии аэродинамического момента и момента амперовых сил составят 15...20°. При этом система уходит от линейного резонанса в область нелинейных колебаний, и вместо постоянного увеличения амплитуды наблюдается режим долгопериодических колебаний.

Способ развертывания системы, обеспечивающий устойчивое развертывание троса вдоль местной вертикали, к настоящему времени для малых тросовых систем не определен. Процесс развертывания малых тросовых систем характеризуется очень малыми внешними силами, распрямляющими (натягивающими) тросовое соединение. Процесс происходит практически в невесомости. Математическое моделирование процесса трудоемко и малоинформативно, а наземные эксперименты, ввиду большой протяженности системы, не могут создать подобных космосу условий развертывания.

Представляется, что способ развертывания, основанный на придании первоначального импульса развертывания концевым телам, обладает существенным недостатком: энергия, сообщаемая при таком способе тросовому соединению, достаточна для образования петель и запутывания гибкого троса. Приданная концевому телу системы достаточно большая относительная скорость предполагает процесс торможения этого тела. Поскольку добиться высокой стабильности процесса развертывания очень трудно, то почти неизбежен этап, когда трос «провисает», так как растягивающие его силы предельно малы. На этом этапе и должна сказаться энергия, сообщенная тросу. Поскольку эластичный трос находится практически в невесомости, здесь уместна модель эластиков Аппеля [2]. Эти эластики имеют бесконечное множество положений равновесия с тем большим количеством петель, чем больше энергия эластика. Прямая линия эластика соответствует минимальной его энергии.

Кроме того, такой способ развертывания характеризуется значительной амплитудой колебаний системы относительно местной вертикали.

Способ развертывания, основанный на придании первоначального импульса развертывания концевым телам, хорошо себя зарекомендовал при развертывании более протяженных и тяжелых тросовых систем. В таких системах гравитационные силы на порядки больше, и окончание процесса развертывания осуществлялось за счет действия этих сил [15]. Многочисленные неудачные развертывания малых тросовых систем с помощью такого метода указывают на большие трудности его переноса на системы, где гравитационные силы весьма незначительны.

В представленном ниже проекте предлагается способ медленного развертывания ленты [9]. Первоначальное разведение концевых тел осуществляется медленным выдвижением ленты с одновременным ее профилированием, а дальнейшее развертывание ленты осуществляется со скоростью, меньшей скорости расхождения свободных тел. Моделирование такого процесса развертывания показало его устойчивость и незначительные результирующие отклонения линии троса от местной вертикали [10].

**Воздействия космических частиц** на тросовое соединение рассчитывались с помощью известных компьютерных моделей ORDEM и MASTER и предложенных методик определения вероятности выживания троса ЭДКТС [3, 5]. Полученные оценки времени выживания троса для рассматриваемых тросовых систем показывают, что

среднего времени выживания с большим запасом достаточно для проведения экспериментальных исследований и что использование ленты гораздо предпочтительней, чем использование моноволоконной нити при тех же массовых характеристиках.

**Влияние тепловых потоков** на движение тросовой системы рассчитывалось для алюминиевой ленты с учетом вхождения системы в тень Земли. Расчеты показали, что тепловое воздействие не оказывает сколько-нибудь существенного влияния на динамику малых КТС, т. е. систем с длиной связи порядка единиц километров. Изменение температуры троса происходит относительно плавно и приводит к периодическому изменению длины троса приблизительно на 0.3 % с орбитальной частотой. Такие изменения длины троса приведут лишь к незначительным дополнительным колебаниям системы около местной вертикали.

#### Выводы теоретических исследований:

• ЭДКТС предоставляет возможность создания эффективной системы увода отработавших спутников с НОО;

 реализация этой возможности связана с необходимостью проведения натурных экспериментов;

 минимизация рисков и затрат на экспериментальные исследования предполагает использование малых ЭДКТС, базирующихся на микроспутниках;

• для широкого диапазона орбит можно подобрать параметры малой ЭДКТС, обеспечивающие успешность проведения натурных экспериментов.

Проект малой экспериментальной ЭДКТС. Основные *задачи проекта*, предложенного в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, следующие:

• проверка моделей взаимодействия ЭДКТС с ионосферной плазмой;

• отработка устойчивого способа развертывания тросового соединения — токопроводящей ленты.

Под проверкой моделей взаимодействия ЭДКТС и ионосферной плазмой понимается

проверка соответствующих математических моделей, построенных на основе зондовой теории. Дело в том, что известные модели построены на не вполне обоснованных предположениях [8]. В частности, предполагается мгновенно установившийся стационарный процесс, не учитываются ни емкостные, ни индукционные свойства ЭДКТС. Особую проверку требует модель собирания ионов концевым телом ЭДКТС с высоким потенциалом. В ходе эксперимента TSS-1R теория Паркера — Мерфи, учитывающая влияние замагниченности плазмы на собирание тока, не подтвердилась. Для собирания электронного тока с плазмы по результатам этого эксперимента принята модифицированная модель теории Альперта — Лема [19]. Распространение этой модели на ионный ток требует экспериментальной проверки.

Таким образом, в рамках проекта предполагается решение первоначальных и относительно простых задач, являющихся основополагающими для создания функциональных ЭДКТС.

В ходе работ над проектом список задач может быть дополнен задачей исследования влияния дополнительных контакторов с плазмой на взаимодействие ЭДКТС со средой и ее динамику.

Содержание проекта заключается в создании малой ЭДКТС путем развертывания с микроспутника тросового токопроводящего соединения, и последующих измерениях силы тока в тросе. Экспериментальная ЭДКТС будет состоять из концевых тел: микроспутника и противовеса, соединенных токопроводящей лентой протяженностью в сотни (до 1000) метров.

Длина троса, необходимая для проведения эксперимента, определяется наличием в системе положительно и отрицательно заряженных частей троса. Выполнение этого условия зависит от наклонения и высоты орбиты, площади поверхности троса и концевых тел, концентрации зарядов в плазме и других факторов.

Зависимость необходимой длины троса от других параметров системы позволяет настраивать эксперимент для достаточно широкого диапазона орбит. Предполагается, что высота орбиты для проведения исследований может варьироваться от 550 до 1000 км (лучше 650...750 км), наклонение до 60° или больше 120°; первоначальная орбита почти круговая.

Для проверки моделей собирания ЭДКТС тока с ионосферы достаточно определить ток, протекающий в тросе. Для построения модели тока, протекающего в тросе, достаточно измерить ток на ряде отрезков, включающих точку нулевого потенциала, где ток максимален (ожидаемая величина тока — десятки миллиампер). Согласно модельным расчетам положительно заряженная часть троса будет составлять порядка 1.5 % от всей длины троса. Поэтому, для проверки моделей достаточно разместить на тросе ряд амперметров на относительно небольшом расстоянии от положительно заряженного концевого тела. Например, представляется, что размещение пяти амперметров через пять метров на положительно заряженной части троса позволит определить общую картину собирания ЭДКТС тока из плазмы.

Предполагается сбор информации о силе тока в тросе в течение нескольких витков системы по орбите (минимум 2-3 витка). Частота сбора информации определяется частотами колебаний в движении системы и по предварительным оценкам составляет десятки секунд. Желательно прохождение системы через тень Земли, т. е. в режиме «день — ночь».

Для уточнения проблемной модели собирания ионов концевым телом (противовесом), находящимся под высоким напряжением (порядка 100 вольт), может быть осуществлено заданное изменение его пощади поверхности.

Предполагается, что параметры малой экспериментальной ЭДКТС будут подобраны для проведения эксперимента на базе наноспутника формата «CubeSat 3U», т. е. небольшая по размерам система с малой потребляемой мощностью. Это, на наш взгляд, позволит выйти на серию недорогих натурных экспериментов с ЭДКТС, которые определят условия создания эффективной системы увода отработавших свой срок КА и выбор параметров такой системы для конкретного КА.

*Новизна предлагаемого проекта* заключается в постановке задач эксперимента: исследование взаимодействия безконтакторной ЭДКТС с ионосферной плазмой, и проверка пригодности

математических моделей зондовой теории для описания такого взаимодействия.

В проекте также предлагается оригинальный способ развертывания токопроводящей ленты. Предлагаемая система развертывания предполагает медленное выдвижение ленты с одновременным ее профилированием для придания разводящего напряжения концевому телу на начальном этапе развертывания. В дальнейшем осуществляется медленное выталкивание непрофилированной ленты со скоростью, меньшей скорости расхождения свободных тел. Для снятия остаточных напряжений в ленте предполагается создание ее «цепочной структуры» с достаточно протяженными (до десятков метров) звеньями.

#### выводы

Предложен простой и малозатратный проект малой экспериментальной ЭДКТС, направленный на решение основополагающих задач, необходимых для создания на основе ЭДКТС системы увода отработавших свой срок КА. Задачи проекта определены исходя из опыта и проблем проводимых ранее экспериментов и обоснованы проведенными исследованиями.

Выполнение проекта предполагает получение новых фундаментальных знаний в области взаимодействия протяженных проводников с ионосферой и магнитосферой Земли на НОО, механики космического полета и динамики космических систем. С практической точки зрения представляется, что создаваемое в результате эксперимента устройство увода будет обладать коммерческой привлекательностью.

#### ЛИТЕРАТУРА

- Алпатов А. П., Белецкий В. В., Драновский В. И., Закржевский А. Е., Пироженко А. В., Трогер Г., Хорошилов В. С. Динамика космических систем с тросовыми и шарнирными соединениями. — Москва-Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2007. — 559 с.
- 2. *Аппель П*. Теоретическая механика: В 2 т. М.: Физматгиз, 1960. Т. 2. 487 с.
- 3. Асланов В. С., Пироженко А. В., Волошенюк О. Л., Кислов А. В., Ящук А. В. Определение времени выживания космической тросовой системы // Изв. Самар. науч. центра РАН. — 2010. — 12, № 4. — С. 138—143.

- 4. *Белецкий В. В., Левин Е. М.* Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 330 с.
- 5. Волошенюк О. Л., Храмов Д. А. Оценка вероятности выживания космических тросовых систем при столкновении с частицами космического мусора // Техн. механика. — 2008. — № 1. — С. 3—12.
- Маслова А. И. Колебания малой космической тросовой системы под действием аэродинамического момента // Техн. механика. — 2016. — № 3. — С. 57—67.
- 7. *Маслова А. И., Пироженко А. В.* Изменение орбиты под действием малого постоянного торможения // Космічна наука і технологія. 2016. **22**, № 6. С. 20—25.
- Мищенко А. В., Пироженко А. В. Анализ модели взаимодействия электродинамической тросовой системы с магнитосферой и ионосферой Земли // Космічна наука і технологія. — 2011. — 17, № 4. — С. 5—13.
- Пироженко А. В., Храмов Д. А. Схема развертывания малой космической тросовой системы // Вісник Дніпропетровського ун-ту: Ракетно-космічна техніка. — 2007. — № 9/2. — С. 198—204.
- Храмов Д. А. Схемы и модели развертывания космических тросовых систем // Техн. механика. 2014. № 4. С. 198—204.
- Alpatov A. P., Beletsky V. V., Dranovskii V. I., Khoroshilov V. S., Pirozhenko A. V., Troger H. Dynamics of tethered space system. — Taylor & Francis Group, 2010. — 223 p.
- HTV-KITE Experiment. URL: http://spaceflight101.com/ htv-6/htv-kite-experiment/.
- Johnson L., Fujii H. A., Sanmartin J. R. Electrodynamic propulsion system tether experiment (T-REX) // NASA Techn. Repts Server. — 2010. — 20100024214. — 30 p. URL: https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa. gov/20100024214.pdf.
- Liou J. C., Johnson N. L. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO // Acta Astronautica. 2009. 64, N 2. P. 236–243.
- Lorenzini E. C., Cosmo M. L. Tethers in space handbook. — 3rd edition. — Smithsonian Astrophysical Observatory, 1997. — 241 p.
- 16. *Miniature* Tether Electrodynamics Experiment (MiTEE). URL: http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.c gi?article=3293&context=smallsat.
- Pearson J., Carroll J., Levin E., Oldson J. EDDE: ElectroDynamic Debris Eliminator for active debris removal // NASA-DARPA: International Conference on Orbital Debris Removal (December 8–10, 2009). – URL: http:// www.star-tech-inc.com/papers/edde\_for\_debris\_conference.pdf.
- Sanmartin J. R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers // J. Propulsion and Power. – 1993. – 9, N 3. – P. 353–360.

- Sanmartin J. R., Lorenzini E. C. Spherical collectors versus bare tethers for drag, thrust, and power generation // IEEE Trans. Plasma Sci. – 2006. – 34, N 5. – P. 2133– 2139.
- Tether Electrodynamic Propulsion CubeSat Experiment (TEPCE). URL: https://en.wikipedia.org/wiki/ Space\_tether\_missions#CubeSat\_technology.

Стаття надійшла до редакції 25.10.17

#### REFERENCES

- Alpatov A. P., Beletsky V. V., Dranovskii V. I., Zakrzhevskii A. E., Pirozhenko A.V., Troger H. et al. (2007). *Dinamika Kosmicheskikh Sistem s Trosovymi i Sharnirnymi Soiedineniiami [Dynamics of Space Systems Joined by Tethers and Hinges]*. Moskva-Izhevsk: NITs "Rehuliarnaia i Khaoticheskaia dinamika" [in Russian].
- 2. Appel P. (1960). *Teoreticheskaia mekhanika [Engineering mechanics]*. P. Appel. (Vols. 1-2). Moskva: Fizmathiz [in Russian].
- Aslanov V. S., Pirozhenko A. V., Volosheniuk O. L., Kislov A. V., Yashchuk A. V. (2010). Opredeleniie vremeni vyzhivaniia kosmicheskoi trosovoi sistemy [Definition of a survival time of space tethered system]. Izvestiia Samarskoho nauchnoho tsentra Rossiickoi akademii nauk. – Izvestiya of the Samara Russian Academy of Sciences scientific center, Vol. 12, 4, 138–143 [in Russian].
- 4. Beletsky V. V., Levin E. M. (1993). *Dynamics of space tether systems*. San Diego: American Astronautical Society.
- 5. Volosheniuk O. L., Khramov D. A. (2008). Otsenka veroiatnosti vyzhivaniia kosmicheskikh trosovykh sistem pri stolknovenii s chastitsami kosmicheskoho musora [Estimation of the space tethered systems survival probability at collision with particles of the space debris]. Tekhnicheskaia mekhanika. *Technical mechanics*, **1**, 3–12 [in Russian].
- Maslova A. I. (2016) Kolebaniia maloi kosmicheskoi trosovoi sistemy pod deistviiem aerodinamicheskoho momenta [Oscillations of the small space tethered system under the action of aerodynamic moment]. *Tekhnicheskaia mekhanika. — Technical mechanics*, 3, 57—67 [in Russian].
- Maslova A. I., Pirozhenko A. V. (2016). Izmeneniie orbity pod deistviiem malogo postoiannoho tormozheniia [Orbit changes under the small constant deceleration]. Kosmichna nauka i tekhnolohiia. *Space science and technology*, 22 (6), 20–25 [in Russian].
- Mishchenko A. V., Pirozhenko A. V. (2011). Analiz modelei vzaimodeistviia elektrodinamicheskoi trosovoi sistemy s mahnitosferoi i ionosferoi Zemli [The analysis of interaction model of electrodynamic tether systems with the earth's magnetosphere and an ionosphere]. *Kosmichna nauka i tekhnolohiia. Space science and technology*, **17** (4), 5–13 [in Russian].

- Pirozhenko A. V., Khramov D. A. (2007). Skhema razvertyvaniia maloi kosmicheskoi trosovoi sistemy [Scheme of deployment of the small space tethered system]. *Visnyk Dnipropetrovskoho universytety: Raketno-kosmichna tekhnika. Visnyk of Dnipropetrovsk University: Rocket and space technology*, 9/2, 198-204 [in Russian].
- Khramov D. A. (2014). Skhemy i modeli razvertyvaniia kosmicheskikh trosovykh sistem [Schemes and models of deployment of a small space tethered systems]. *Tekhnicheskaia mekhanika. — Technical mechanics*, 4, 198– 204 [in Russian].
- Alpatov A. P., Beletsky V. V., Dranovskii V. I., Khoroshilov V. S., Pirozhenko A. V., Troger H., et al. (2010). *Dynamics of Tethered Space System*. Taylor & Francis Group.
- 12. HTV-KITE Experiment.URL: http://spaceflight101. com/htv-6/htv-kite-experiment/.
- Johnson L., Fujii H. A., Sanmartin J. R. (2010). Electrodynamic propulsion system tether experiment (T-REX). NASA Technical Reports Server (NTRS), 20100024214. URL: https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa. gov/20100024214.pdf.
- Liou J. C., Johnson N. L. (2009). A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO. *Acta Astronautica*, 64 (2), 236–243.
- 15. Lorenzini E. C., Cosmo M. L. (1997). *Tethers in Space Handbook*. Smithsonian Astrophysical Observatory.
- 16. Miniature Tether Electrodynamics Experiment (MiTEE). URL: http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.c gi?article=3293&context=smallsat.
- Pearson J., Carroll J., Levin E., Oldson J. (2009). EDDE: ElectroDynamic Debris Eliminator for Active Debris Removal, NASA-DARPA: International Conference on Orbital Debris Removal, Chantilly, VA (December 8–10, 2009). URL: http://www.star-tech-inc.com/papers/ EDDE\_for\_Debris\_Conference.pdf
- Sanmartin J. R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. (1993). Bare wire anodes for electrodynamic tethers. *J. Propulsion and Power*, 9 (3), 353–360.
- Sanmartin J. R., Lorenzini E. C. (2006). Spherical Collectors Versus Bare Tethers for Drag, Thrust, and Power Generation. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 34 (5), 2133–2139.
- 20. Tether Electrodynamic Propulsion CubeSat Experiment (TEPCE). URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Space\_tether\_missions#CubeSat\_technology.

Received 25.10.17

О. В. Пироженко, А. І. Маслова, О. В. Міщенко, Д. О. Храмов, О. Л. Волошенюк Інститут технічної механіки

Негитут Гехничної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

#### ПРОЕКТ МАЛОЇ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЇ ЕЛЕКТРОДИНАМІЧНОЇ КОСМІЧНОЇ ТРОСОВОЇ СИСТЕМИ

Представлено основні ідеї проекту натурного експерименту з малою електродинамічною космічною тросовою системою (ЕДКТС) на низьких навколоземних орбітах. Обгрунтовано актуальність проведення експерименту для створення на основі ЕДКТС ефективної системи відводу космічних апаратів, що відпрацювали свій термін роботи. Наведено основні результати досліджень питань, пов'язаних із функціонуванням системи у космосі. Запропонований експеримент направлено на вирішення основних задач, які необхідні для обгрунтування вибору параметрів ЕДКТС для відводу космічних апаратів, що проектуються.

*Ключові слова*: електродинамічна космічна тросова система, система відводу космічних апаратів, експеримент.

A. V. Pirozhenko, A. I. Maslova,

A. V. Mishchenko, D. A. Khramov, O. L. Volosheniuk

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, Dnipro, Ukraine

# PROJECT OF A SMALL EXPERIMENTAL ELECTRODYNAMIC SPACE TETHER SYSTEM

We present the main ideas of the full-scale space experiment project with a small electrodynamic space tethered system (EDSTS) in the low Earth orbits. We substantiate actuality of this experiment to develop an effective removal system on EDSTS basis for spacecraft that had run out its term. The main results of research, which we discuss, are aimed to solve the fundamental problems of the system's functioning in the space. The proposed experiment is needed to justify the choice of EDSTS parameters for the removing of spacecraft, which should be taken into account at the stage of spacecraft's design.

*Keywords:* electrodynamics space tethered system, spacecraft removal system, experiment.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.012

UDC 662.75+621.454.2.046.4

#### R. V. Mykhalchyshyn, M. S. Brezgin, D. A. Lomskoi

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine

# METHANE, KEROSENE, AND HYDROGEN COMPARISON AS A ROCKET FUEL FOR LAUNCH VEHICLE PHSS DEVELOPMENT

Liquid oxygen and methane are often regarded as new promising propellant components. The topic of this paper is a comparative analysis of methane, kerosene, and hydrogen as a rocket fuel in combination with liquid oxygen. Advantages and disadvantages of each component are shown. Pneumohydraulic system has been developed with optimized parameters of subsystems.

Keywords: propellant components, tank, gas bottle, chilldown, pressurization, pneumohydraulic supply system, payload.

#### INTRODUCTION

Recently, the pair of liquid oxygen and methane has been considered as a new «clean» fuel alternative for space missions. Methane is a pure hydrocarbon as kerosene and a cryogenic fuel compared to hydrogen. Methane can be easily extracted from natural gas (LNG). It is non-toxic and non-corrosive. Liquid rocket engines (LRE) burning liquid oxygen/ methane have never been used on launch vehicles (LV), but many studies and some tests of their application in Russia [5], Japan [3], USA, Korea [8], and Europe [2] were issued.

The main objective of our study is to analyze an effect of methane application on the PHSS (pneumohydraulic supply system) characteristics, to determine the design features of the system and its main parameters.

Despite the huge amount of information on the development of engines powered by these components, at present there is no information on the appearance of the PHSS of launch vehicles.

From the published materials [2, 3, 5, 8] the following advantages of methane application are known:

• Increase of the specific impulse of thrust by ~8 % with moderate parameters ( $p_k = 16...19$  MPa) as compared to oxygen-kerosene LRE with high parameters ( $p_k$  up to 26 MPa);

• Simplicity of production and low cost;

• Ecological cleanliness (toxicity of combustion products is 14.5 % lower);

• The chilldown capacity of methane is 2.5 times higher as compare with kerosene;

• Increasing LRE reliability by using reconstruction gas generator;

• Possibility of using control blocks of LRE on gaseous components;

• Gasification and complete removal of fuel residues in tanks and feedlines after landing of the stage or discharge;

• Reduction of the heat resistance requirements of LRE structural materials (gas temperature before the turbine up to 600 K), etc.

The main disadvantages of methane usually include its low density (46 % lower than kerosene).

<sup>©</sup> R. V. MYKHALCHYSHYN, M. S. BREZGIN, D. A. LOMSKOI, 2018

During the research, a number of acts were undertaken to overcome this negative effect [6].

#### COMPARATIVE ANALYSIS OF METHANE, KEROSENE, AND HYDROGEN

Table 1 provides a comparison of the main characteristics of methane, kerosene, and hydrogen, as a fuel for LRE. Based on such parameters as the density of the liquid and the specific heat of combustion, it follows that in order to have 100 MJ of energy on board, a hydrogen tank of 14 liters, or only 4 liters of methane, or 2.7 liters of kerosene should be required. But from the point of view of unification, the cryogenicity of methane is more of an advantage than a disadvantage, because it still requires an infrastructure for liquid oxygen, which boils at lower temperatures than methane. Moreover, hydrogen requires temperatures four times lower than oxygen (on an absolute scale).

If we consider the oxidizer, for the same 100 MJ of energy for the combustion of hydrogen, 6.6 kg (5.8 l) of oxygen will be needed. At the burning of methane 7.25 kg - 6.35 l correspondingly, the volume of tanks in the launch vehicle at «methane + oxygen» is half than of «hydrogen + oxygen» with equal energy intensity. With equal impulses, the difference will be somewhat less, but still in favor of methane. This is if we do not take into account the complexity of the tank's design needed for hydrogen [4].

#### STRUCTURAL COMPARISON OF METHANE AND KEROSENE

As the basis of the first stage propellant system, we consider the design system developed at the Yuzhnoye State Design Office for comparison. Its efficiency was confirmed by numerous successful launches. In this case, the volume of the oxidizer tank corresponds to the prototype, and the flow rate is close in value. Based on the density and the optimal ratio of propellant components, an increase in the volume of the fuel tank will be 37 %. At the same time, the «dry» mass of the tank will increase by 18 %. But, close temperature regimes of the propellant components make it possible to use an intermediate bottom, thereby saving almost 1400 kg on the mass of the upper bottom of the fuel tank and the walls of the inter-tank compartment.

Fig. 1 shows the redistribution of the weight characteristics of the LV propellant systems in comparison with the «standard» design. As follows from Fig. 1, the use of methane as a fuel reduces the weight of the tank construction by  $\sim 11$  %, due to the design of the propellant compartment with an intermediate bottom.

Taking into account that methane is a cryogenic liquid, in order to exclude the geyser effect, it is necessary to provide chilldown of the fuel path before launch, for example, using the circulation system.

Parameter, dimension	Kerosene CH <sub>1.952</sub>	Hydrogen H <sub>2</sub>	Methane CH <sub>4</sub>
Boiling point, K	450—547	23	112
Freezing point, K	224	14	91
Density, for 15 °C, kg/m <sup>3</sup>	809	0.09	0.72
Liquid density, $kg/m^3$	—	70	422.5
Critical temperature. K	662	33	190
Critical pressure, Pa	2 171 848	1 317 000	4 599 200
Specific heat, $J/(kg \cdot K)$	2 093	14 300	3 480
Service properties	Long-term storage	Cryogenic	Cryogenic
Molecular weight, g/mole	172	2	16
Specific heat of the burning, MJ/kg	55	120	43
Split	2.8	6	3.5



Fig. 1. Changes in the design of the propellant system



Fig. 2. Chilldown system for fuel path

A chilldown system by circulation method is planned to ensure the required temperature of liquid methane in the engine's inlet (Fig. 2). The system represents a pipeline that connects the afterpump cavity of the engine with the tank and through which the overheated methane is discharged into

# Table 2. Physical and chemical properties of liquidmethane and liquid oxygen

Property, dimension	Liquid oxygen	Liquid methane
Boiling temperature, °C	-183	-162
Melting temperature, °C	-219	-184
Density for normal temperature and pressure, kg/m <sup>3</sup>	1140	420
Heat capacity, $J/(kg \cdot K)$	1709.8	3399



Fig. 3. Principal scheme of the fuel tank pressurization system

the tank. Such a system is effectively applied to maintain the temperature of liquid oxygen in the oxidizer path, so the calculation was performed to assess its performance on methane. Table 2 compares the physicochemical properties of liquid methane and liquid oxygen.

#### CHILLDOWN SYSTEM OF THE FUEL MAIN ENGINE PATH

Chilldown system of the fuel main engine path is given in Fig. 2.

We performed calculations by the method proposed in [9]

$$\dot{G} = \frac{\rho_{cl} F_{cl}}{\sqrt{\xi + 1}} \sqrt{2gh \frac{\rho_{fl} - \rho_{cl}}{\rho_{cl}}} , \qquad (1)$$

where  $\xi$  — total coefficient of hydraulic losses in the circulation circuit, h — height of the circulation pipeline,  $F_{cl}$  — cross-sectional area of the circula-

# Table 3. The main characteristics of the methanepath chilldown system

Parameter, dimension	Value
Weight of the construction of the chilldown	
system, kg	22
Helium flow rate for the «gas-lift», g/s	1
Provided temperature at the engine inlet, K	111.5

Tank	Pressurization type	Pressuriza- tion gas	Gas constant, J/(kg · K)	Pressuriza- tion gas mass, kg	Structure mass of the PS, kg	PS total mass, kg
Oxidizer	Gas-balloon, «cold» pressur- ization	Helium	212	143	13 bottles mass – 603	746
	Gas-balloon, «hot» pressur- ization	Helium	212	86	8 bottles mass – 392	478
	Pressurization by oxygen	Oxygen	26.5	686	34	720
Fuel	Fuel Gas-balloon, «cold» pressur- ization		212	104	9 bottles mass – 423	527
	Gas-balloon, «hot» pressur- ization	Helium	212	68	6 bottles mass – 302	370
	Pressurization by methane	Methane	52	277	32	309

Table 4. The main characteristics of pressurization systems for oxidizer and fuel tanks

tion pipe,  $\rho_{cl}$  — averaged over the height value of the component density in the circulation pipeline,  $\rho_{fl}$  — averaged over the height value of the component density in the flow line.

In order to understand how the flow rate of the circulating liquid methane and the liquid oxygen are correlated for the same circulation circuit under the same environmental conditions, a relation was derived (in the indices lox is liquid oxygen, and lm is liquid methane):

$$\frac{\dot{G}_{lox}}{\dot{G}_{lm}} = \sqrt{\frac{\rho_{lox\_cl} \cdot (\rho_{lox\_fl} - \rho_{lox\_cl})}{\rho_{lm\_cl} \cdot (\rho_{lox\_fl} - \rho_{lm\_cl})}}.$$
(2)

From this ratio, it was found that under the same conditions in the same circuit the flow rate of the liquid methane would be about 3 times less than for the liquid oxygen. An optimal chilldown system for the methane path was designed taking into account this feature. Its main characteristics are given in Table 3. With a minimum weight of the structure, the proposed chilldown system is sufficiently reliable and provides the necessary thermal modes of the fuel and the engine construction.

#### PRESSURIZATION SYSTEM CHOICE FOR OXIDIZER AND FUEL TANKS

An important aspect of the design of launch vehicles is the selection of optimal pressurization systems for tanks. One of the main criteria in this alternative is the minimum weight of the system.

#### ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

# *Table 5.* Analysis of the impact of the changes presented on the payload mass

Features	Stage mass changing, kg	Payload mass changing, kg
Chilldown system of fuel		
path	+32	-2
Fuel tank volume increasing	+814	-50
Combination of the lower		
bottom of the oxidizer tank		
and the bottom of the fuel		
tank	-1 394	+88
Propellant components mass		
decreasing	-19802	-396
Tank pressurization		
by gasify methane	-218	+14
Specific impulse increasing	+23 c	+920
Total mass changing	-20500	+574

For the choice of the optimum version of the pressurization systems, three types of analysis are performed: cold and hot gas-balloon, as well as tank pressurization with propellant vapors. Calculation of the main characteristics was conducted in accordance with the proven methodology [1].

As can be seen from Table 4, the gas-balloon «hot» pressurization system is optimal for the oxidizer tank, but for the fuel tank, the pressurization by methane vapors is more effective, since the methane gas constant is 52 J/(kg  $\cdot$  K). In fact, it reflects the energy efficiency of gas as a working pressurizing body. For the oxidizer tank, the oxygen pressurization is not ef-

fective, since the necessary oxygen supply exceeds the weight of the bottles of the «hot» pressurization system, while the «hot» pressurization system is generally lighter than «cold» by ~268 kg.

Figure 3 shows a principal scheme of a rational fuel tank pressurization system. The methane intake is being done after the engine pump. Then it is gasified on the engine chamber and fed into the free gas volume of the tank.

As a result, based on the proven methodology [7], an assessment of the effect of the above changes in the PHSS design on the LV energy-mass characteristics was made and presented in Table 5.

#### CONCLUSIONS

We have compared methane, kerosene, and hydrogen as combustible for carrier rockets. As a result, we have found that hydrogen requires larger dimensions of LV stages. Due to restrictions on rail transportation, the design of the first stage on hydrogen is not appropriate for the considered LV.

The analysis of changes in the PHSS design resulted from replacement of kerosene with methane with subsequent effect on the energy mass characteristics of the stage and the launch vehicle as a whole showed that for the considered configuration the launch mass of the first stage will decrease by 14 %, while the LV will be able to launch the payload by approximately a half a ton more.

Thus, in the course of complex studies, the results are as follows:

• An effective fuel path chilldown system with the use of the «gas-lift» function is proposed.

• The volume of the fuel tank is increased by reducing the «dry» weight of the structure due to the use of an intermediate bottom of the optimal construction.

• The most rational variants of the oxidizer and fuel tank pressurization systems have been analyzed and selected.

• The effect of methane use on the PHSS characteristics is analyzed, the design features of the system and its main parameters are determined.

In general, the modification of the PHSS for the integration of engines burning the components «methane + oxygen» with a reduction in stage mass by 8 % and an increase in stage height by 11 % leads to an increase in the payload mass by ~10 %.

#### REFERENCES

- Belyaev N. M. Raschet pnevmogidravlicheskih sistem raket [Calculation of pneumohydraulic missile systems]. Moscow, Mashinostroenie, 219 p. (1983) [in Russian].
- Cracker A., Peery S. System Sensitivity Studies of a LOX/ Methane Expander Cycle Upper Stage Engine. *AIAA 98-3674*, 14 p. (1998).
- 3. Gorokhov V. D., Rachuk V. S. CADB's Development of the LRE operating with Liquefied Natural Gas and Oxygen. 9 p. (2009) [in Russian].
- 4. Ierardo N., Biagioni M., Pirrelli P. Development of the LM10-Mira LOX-LNG Expander Cycle for the Lyra Launch Vehicle. *IAC S.24-146*, 12 p. (2014).
- Kalmykov G. P., Mossolov S. V. Liquid Rocket. Engines Working on Oxygen/Methane for Space. Transportation systems of the XXI century. *IAF-00-S.2.10*, 14 p. (2000) [in Russian].
- Kyoung-Ho Kim, Dae-Sung Ju, Development of 'Chase-10' liquid rocket engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane). *AIAA-2006-4907*, 16 p. (2006). doi: org/10.2514/6.2006-4907.
- Pavlyuk Yu. S. Ballisticheskoe proektirovanie raket [Ballistic rocket designing]. Chelyabinsk, 92 p. (1996) [in Russian].
- 8. Tamura H. Lox/methane Staged Combustion Rocket Investigation. *AIAA 07-1856*, 17 p. (2007).
- 9. Technical report *«Circulation parameters determination for liquid oxygen in the chilldown system»* 22.8234.123. Dnipro, 34 p. (2016). [in Russian].

Received 21.09.17

# *Р. В. Михальчишин, М. С. Брезгин, Д. А. Ломський* Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

#### ПОРІВНЯННЯ МЕТАНУ, ГАСУ ТА ВОДНЮ ЯК ПАЛЬНИХ ПРИ РОЗРОБЦІ ПНЕВМОГІДРАВЛІЧНОЇ СИСТЕМИ ПОДАЧІ ПАЛЬНОГО ДО РАКЕТИ-НОСІЯ

Представлено порівняльний аналіз характеристик метану, гасу та водню як пальних у парі з киснем. Запропоновано систему захолоджування тракту пального, визначено оптимальні системи наддуву баків окиснювача та пального для першого ступеня ракети-носія при використанні метану. На прикладі першого ступеня розробки КБ «Південне» розглянуто конструктивні особливості баків при використанні пар «кисень-метан» та «кисеньгас», показано вплив конструктивних особливостей на масу ступеня та корисного вантажу.

*Ключові слова*: компоненти палива, властивості, бак, балон наддуву, маса, захолоджування, наддув, корисний вантаж.

Р. В. Михальчишин, М. С. Брезгин, Д. А. Ломской

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днипро, Украина

#### СРАВНЕНИЕ МЕТАНА, КЕРОСИНА И ВОДОРОДА КАК ГОРЮЧИХ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ГОРЮЧЕГО К РАКЕТЕ-НОСИТЕЛЮ

Представлен сравнительный анализ характеристик метана, керосина и водорода как горючих в паре с кислоро-

дом. Предложена система захолаживания тракта горючего, определены оптимальные системы наддува баков окислителя и горючего для ступеней ракеты-носителя при использовании метана. На примере первой ступени разработки КБЮ рассмотрены конструктивные особенности баков при использовании пар «кислород-метан» и «кислород-керосин», показано влияние конструктивных особенностей на массу ступени и полезного груза.

*Ключевые слов*а: компоненты топлива, свойства, бак, баллон наддува, масса, захолаживание, наддув, пневмогидравлическая система подачи, полезный груз. doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.018

УДК 533.6.011.6+523.682

#### Л. Ф. Черногор

Харьковский национальный университет имени В. Н. Каразина, Харьков, Украина

## ФИЗИЧЕСКИЕ ЭФФЕКТЫ РУМЫНСКОГО МЕТЕОРОИДА. 2

Проведено комплексное моделирование процессов во всех геосферах, вызванных падением и взрывом метеороида над Румынией 7 января 2015 г. Оценены эффект турбулентности, магнитные, электрические, электромагнитные и сейсмические эффекты, а также эффекты акустико-гравитационных волн и ионосферные эффекты. Пролет метеороида привел к образованию плазменного следа, к заметному возмущению не только нижней, но и верхней атмосферы на удалениях не менее 1 тыс. км. Величины плазменного, магнитного, электрического, электромагнитного и акустического эффектов были существенными. Магнитуда землетрясения, вызванного взрывом метеороида, не превышала 1. Средняя частота падения космических тел, подобных Румынскому метеороиду, составляет 8.4 лет<sup>-1</sup>.

**Ключевые слова:** метеороид, эффект турбулентности, магнитные, электрические, электромагнитные, сейсмические эффекты, акустико-гравитационные волны, ионосферные эффекты, частота падений.

#### введение

Физическим эффектам Румынского метеороида посвящены работы [41, 45, 61]. В первой части настоящей работы описаны механические, газодинамические, оптические и термодинамические эффекты, вызванные полетом и взрывом Румынского метеороида [41].

Цель второй части работы — изложение результатов расчетов и оценок эффектов турбулентности и акустико-гравитационных волн, а также плазменных, магнитных, электрических, электромагнитных, ионосферных и сейсмического эффектов, сопровождавших падение Румынского космического тела. Обозначения в этой части работы такие же, как и в первой части [41]. Подчеркнем, что перечисленные эффекты для крупных метеороидов как в теоретическом, так и в экспериментальном планах изучены недостаточно. Имеются лишь оценки отдельных эффектов [9, 10, 20, 21, 43, 44, 58]. Ранее автором предпринята попытка оценки всего комплекса эффектов для Челябинского метеороида [37, 38, 49]. В обобщающих работах по Челябинскому метеороиду [59, 60] перечисленные выше эффекты вообще не рассматриваются.

#### ЭФФЕКТ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Турбулентность в сплошной среде становится определяющей, если число Рейнольдса [7] составляет

$$\operatorname{Re} = \frac{vd}{v} = \rho \frac{vd}{\eta} \ge \operatorname{Re}_{cr} \approx 10^3 \,. \tag{1}$$

Здесь v и d — скорость и диаметр космического тела, v и  $\eta$  — кинематическая и динамическая вязкости,  $\rho$  — плотность атмосферы на заданной высоте. Условие (1) при диаметре  $d \approx 1.1$  м,

© Л. Ф. ЧЕРНОГОР, 2018

 $\eta = 1.7 \cdot 10^{-5}$  Па · с и  $v \approx 35$  км/с реализуется при  $\rho > 4.4 \cdot 10^{-7}$  кг/м<sup>3</sup>, т. е. на высотах z < 105 км.

Таким образом, след метеороида был сильно турбулизированным на высотах  $z \approx 105...40$  км. Внешний масштаб турбулентности  $L_t \approx d(z) \approx \approx 1...20$  м на высотах 105...42 км соответственно (см. табл. 1 в работе [41]). Время становления турбулентности

$$\tau_t = \frac{L_t}{v_t} = \frac{L_t}{\alpha_t v} \approx 2.9 \cdot 10^{-4} \dots 2.9 \cdot 10^{-2} \text{ c}$$

для того же диапазона высот. Здесь  $\alpha_t = v_t / v$ ,  $v_t$  — характерная скорость турбулентного движения. Обычно полагают  $\alpha_t \approx 0.1$  [7, 10]. Видно, что  $\tau_t << \tau_e \sim 0.3$  с, т. е. процесс турбулизации был сравнительно малоинерционным. Здесь  $\tau_e$  — характерное время энерговыделения [41].

Коэффициент турбулентной диффузии оценим следующим образом:

$$D_t = v_t L_t = v_t^2 \tau_t \,.$$

При  $v_t \approx 3.5...10$  км/с и  $L_t = 1...20$  м имеем  $D_t \approx 3.5 \cdot 10^3 ...2 \cdot 10^4 \text{ м}^2 \text{c}^{-1}$ . В невозмущенной атмосфере на высотах 40...105 км  $D_{t0} \approx 400...5000 \text{ м}^2 \text{c}^{-1}$ . Видно, что вблизи высоты максимального энерговыделения  $D_t >> D_{t0}$ , на остальных высотах величины  $D_t$  и  $D_{t0}$  одного порядка.

След метеороида заполнен плазмой с проводимостью σ. Турбулентность плазмы характеризуется магнитным числом Рейнольдса

$$\operatorname{Re}_{m} = \mu_{0} v_{t} L_{t} \sigma = \mu_{0} D_{t} \sigma , \qquad (2)$$

где  $\mu_0$  — магнитная постоянная. При указанных значениях  $v_t$ ,  $L_t$  и  $\sigma \approx 3 \cdot 10^4$  Ом<sup>-1</sup>м<sup>-1</sup> (см. далее) из (2) получаем  $\text{Re}_m \approx 125...720$  для  $z \approx 105...40$  км соответственно. Критическое значение  $\text{Re}_{mcr} \approx 40$ .

Таким образом,  $\text{Re}_m > \text{Re}_{mcr}$ , и магнитные свойства турбулентности для тел метрового диапазона активно проявляются. Для тел декаметрового диапазона эти свойства также существенны. Существенными они были и для Челябинского метеороида [37].

#### ПЛАЗМЕННЫЕ ЭФФЕКТЫ

*Концентрация электронов.* Линейная концентрация электронов вычисляется из следующего уравнения:

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

$$\alpha_i = -\frac{\beta_i}{M_m v} \frac{dm}{dt}$$

Положим  $M_m = 5 \cdot 10^{-26}$  кг,  $\beta_i \approx 0.0154$  [7]. Результаты расчета  $\alpha_i$  и объемной концентрации электронов  $N = \alpha_i / S$  приведены в табл. 1. Видно, что вблизи высоты максимального энерговыделения  $\alpha_{imax} \approx 4.7 \cdot 10^{22} \text{ м}^{-1}$ , а  $N_{max} \approx 8 \cdot 10^{20} \text{ м}^{-3}$ . На всех высотах степень ионизации плазмы  $s_i(0) = N / N_n < 1$ , где  $N_n$  — концентрация нейтралов в невозмущенной атмосфере (см. табл. 1).

После окончания процесса ионизации электроны исчезают в результате прилипания к молекулам кислорода при тройных соударениях в реакции [11]:

$$e + O_2 + O_2 \rightarrow O_2^- + O_2$$

и рекомбинации с метеорными ионами. Уравнение баланса числа частиц имеет вид

$$\frac{dN}{dt} = -\beta_a N - \alpha_r N^2, \ N\Big|_{t=0} = N(0), \qquad (3)$$

где  $\beta_a = k_a N^2 [O_2]$  — коэффициент прилипания,  $k_a$  — скорость реакции,  $\alpha_r$  — коэффициент радиативной рекомбинации метеорных частиц. Учтем, что [11]

$$k_{a} = k_{a0} \frac{300}{T} e^{-600/T}, \ k_{a0} \approx 1.4 \cdot 10^{-41} \text{ M}^{6}/\text{c},$$
$$\alpha_{r} \approx \alpha_{r0} \left(\frac{T_{0}}{T}\right)^{3/2}, \ \alpha_{r0} \approx 10^{-18} \text{ M}^{3}/\text{c},$$

Решение (3) имеет вид

$$N = \frac{N(0)N_c}{(N(0) + N_c)e^{t/t_{N1}} - N(0)},$$

где  $N_c = \beta_a / \alpha_r$ ,  $t_{N1} = 1 / \beta_a$  (см. табл. 1).

Как следует из уравнения (3), релаксация ионизированного следа, вообще говоря, определяется как прилипанием электронов, так и их рекомбинацией с метеорными ионами. Времена релаксации за счет этих процессов, согласно выражению (3), даются соотношениями

$$t_{N1} = \beta_a^{-1},$$
  
$$t_{N2} = (\alpha_r N(0))^{-1}.$$

Результаты расчета этих и других плазменных параметров приведены в табл. 1. Считалось, что при временах  $t \le t_{N1}$ ,  $t_{N2}$  температура газа в сле-

де  $T(t) \approx T_m \approx 3500$  К. Тогда  $k_a(T_m) \approx 10^{-42} \text{ м}^6/\text{с}$ ,  $\alpha_r(T_m) \approx 1.9 \cdot 10^{-20} \text{ м}^3/\text{с}$ . Из табл. 1 видно, что на высотах 42...48 км  $t_{N1} > t_{N2}$ .

*Частота соударений электронов.* Плазменные электроны испытывают соударения с ионами и нейтралами. При этом в системе СИ [12]

$$v_e = v_{ei} + v_{in} ,$$

$$v_{ei} = 5.5 \cdot 10^{-6} N T_e^{-3/2} \ln(2.2 \cdot 10^4 T_e N^{-1/3}) ,$$

$$v_{en} = 5.7 \cdot 10^{-20} N_n v_{Te} ,$$

$$v_{Te} = \left(\frac{k T_e}{m}\right)^{1/2} ,$$

где  $N, T_e, m$  и  $v_{Te}$  — концентрация, температура, масса и тепловая скорость электронов, k — постоянная Больцмана,  $N_n$  — концентрация нейтралов в разреженном следе (см. табл. 1). Учитывая, что время релаксации температуры электронов  $t_{Te}$  намного меньше времени релаксации температуры нейтралов  $t_T$ , будем считать, что во всем объеме газа  $T_e(t) \approx T(t) \approx T_m \approx 3500$  К. Кроме того, полагаем, что  $N \approx N(0)$ . Рассчитанные при таких условиях значения  $v_{ei}$ ,  $v_{en}$  и  $v_e$  приведены в табл. 1. Видно, что почти на всех высотах  $v_{ee} >> v_{en}$  и  $v_e \approx v_{ei}$ .

Частоты соударений  $v_{ei}$  и  $v_{en}$  определяют время релаксации  $T_e$ :

$$t_{Te} \stackrel{e}{=} \left( \delta_{ei} v_{ei} + \delta_{en} v_{en} \right)^{-1}$$

где  $\delta_{ei}$  и  $\delta_{en}$  — относительная доля энергии, теряемая при одном акте соударений с ионом и нейтралом соответственно. Полагаем, что  $\delta_{ei} \approx 10^{-4}$  и  $\delta_{en}(T_m) \approx 0.003$ . Результаты расчета  $t_{Te}$  также приведены в табл. 1. Как видно,  $t_{Te} \sim 10$  мкс  $<< t_T$ .

*Проводимость плазмы.* В следе электронная проводимость равна

$$\sigma = \frac{e^2 N}{mv}$$

На высотах  $z \ge 43 \text{ км } v_{ei} >> v_{en}$  и

$$\sigma = \frac{e^2 N}{m v_{ei}} \, .$$

Поскольку  $v_{ei} \propto N$ , проводимость электронов при  $t \leq t_{N1}$  практически не зависит от N и составляет величину около  $3 \cdot 10^4$  Ом<sup>-1</sup>м<sup>-1</sup>. При  $t > t_{N1}$ значения  $\sigma$  быстро уменьшаются из-за уменьшения N(t) и влияния  $v_{en}$ .

Пылевой компонент плазмы. Кроме электронно-ионной плазмы, след от метеороида заполнен атомами метеорного вещества и пылевыми частицами, которые несут на себе заряд. Пыль в следе появляется в результате конденсации испарившегося вещества и взрывоподобного выделения энергии при резком торможении космического тела. Такая плазма является газопылевой. Ее свойства, как известно, заметно отличаются от свойств классической плазмы. В частности, в дисперсионной зависимости появляются новые ветви, описывающие иные виды волн и колебаний. Пыль существенно влияет на диффузионные процессы. Более детальное исследование роли метеорной пыли выходит за рамки настоящей работы.

<i>z</i> , км	N <sub>n</sub> , 10 <sup>21</sup> м <sup>-3</sup>	N[O <sub>2</sub> ], 10 <sup>20</sup> м <sup>-3</sup>	<i>N</i> (0), 10 <sup>20</sup> м <sup>-3</sup>	α <sub>i</sub> (0), 10 <sup>22</sup> м <sup>-1</sup>	s <sub>i</sub> (0)	$egin{array}{c} \beta_a \ \mathrm{c}^{-1} \end{array}, \ \mathrm{c}^{-1} \end{array}$	t <sub>N1</sub> , c	$N_c$ , $10^{18}$ m <sup>-3</sup>	<i>t</i> <sub>N2</sub> , c	$v_{ei}$ , $10^8  \mathrm{c}^{-1}$	$v_{en}$ , $10^7  \mathrm{c}^{-1}$	$v_e$ , $10^7 c^{-1}$	<i>t<sub>Te</sub></i> , 10 <sup>−6</sup> c
41	3.9	8.2	0.0061	0.019	1.6.10-4	0.67	1.5	35	86	0.012	5.1	5.2	6.7
42	3.4	7.2	1.1	2.4	0.032	0.52	1.9	27	0.5	1.4	4.4	18	6.8
43	3.0	6.3	10	15	0.33	0.40	2.5	21	0.05	9.2	3.9	96	5.0
44	2.6	5.5	16	15	0.62	0.30	3.3	16	0.03	14	3.4	140	4.2
45	2.3	4.8	17	8.8	0.74	0.23	4.3	12	0.03	14	3.0	140	4.3
46	2	4.2	16	4.1	0.80	0.18	5.7	9.5	0.03	14	2.6	140	4.5
47	1.7	3.6	14	1.2	0.82	0.13	7.7	6.8	0.04	12	2.2	120	5.4
48	1.4	3	12	0.12	0.86	0.10	10	5.3	0.04	11	1.8	110	6.1

Таблица 1. Основные параметры плазменного следа

#### МАГНИТНЫЙ ЭФФЕКТ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

**Оценка магнитного возмущения.** Турбулентность в плазменном следе может приводить к хаотизации («закручиванию», «запутыванию» [8]) магнитных силовых линий и усилению магнитного поля. Оценим этот эффект. Будем исходить из того, что плотности энергии турбулентного движения плазмы  $\varepsilon_t$  и магнитного поля  $\varepsilon_m$  сравниваются. С учетом того, что

$$\varepsilon_t = \frac{1}{2} m_t N v_t^2 ,$$
$$\varepsilon_m = \frac{1}{2} \frac{B^2}{\mu_0} ,$$

получим

$$B = \sqrt{\mu_0 m_i N v_t} \, .$$

Здесь  $m_i$  — масса иона.

При  $N \approx N(0) \approx 10^{21} \,\mathrm{m}^{-3}$ ,  $m_i = 5 \cdot 10^{-26} \,\mathrm{kr}$ ,  $v_t \approx 1...3 \,\mathrm{km/c}$  получим характерное значение

$$B(0) = \sqrt{\mu_0 m_i N(0)} v_i \approx 8...24$$
 мТл.

Время становления турбулентности  $\tau_t \approx 0.3...$ 30 мс  $\leq t_{N2} \approx 0.03...0.5$  с. За это время N(t) существенно не уменьшится на высотах 42...46 км.

Заметим, что полученные значения *В* примерно на 2...2.7 порядка больше значения геомагнитного поля ( $B_0 \approx 0.5$  мкТл). Сгенерированное метеороидом поле относится к квазистатическим. На расстоянии *R* от следа

$$B(R) \approx B(0) \left(\frac{d}{R}\right)^3$$
,

где d — диаметр следа. Под эпицентром взрыва  $R \approx 44$  км. Тогда при  $d \approx 10$  м имеем  $B(R) \approx \approx 0.1...0.3$  пТл, что находится на пределе чувствительности лучших магнитометров. Длительность возмущения магнитного поля определяется временем жизни ионизированного следа порядка 0.1 с (см. табл. 1).

**Оценка** электродвижущей силы. Изменения магнитного поля в следе должны приводить к возникновению электродвижущей силы (ЭДС). Исходим из соотношения

$$\boldsymbol{E} = -\frac{d\Phi}{dt} \approx -S\frac{dB}{dt} \,. \tag{4}$$

Здесь  $\Phi$  — поток индукции магнитного поля. Заменим выражение (4) оценкой:  $\boldsymbol{E} \approx B(0)S / \tau_{t}$ .

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

На высотах  $z \approx 42...48$  км для  $S \approx 200...1$  м<sup>2</sup>,  $B(0) \approx \approx 10...30$  мТл,  $\tau_t = 30...0.3$  мс соответственно. Тогда для этих же высот  $\boldsymbol{E} \approx 0.07...0.1$  кВ. Если электрические токи внутри следа замыкаются благодаря турбулентным вихрям с размером  $L_t$  и площадью сечения  $S_t \approx L_t^2$ , сопротивление замыкания равно

$$R_t = \frac{L_t}{\sigma S_t} \approx \frac{1}{\sigma L_t} \,.$$

Сила тока при этом

$$I = \frac{\boldsymbol{E}}{\boldsymbol{R}_e + \boldsymbol{R}_t},$$

где  $R_e \approx L/\sigma(z_e)S(z_e) \approx 4.2 \cdot 10^{-3}$  Ом,  $R_t \approx 3.3 \cdot 10^{-6}$ Ом. При оценках полагалось, что L = 10 км,  $\sigma(z_e) = 3 \cdot 10^4$  Ом<sup>-1</sup>м<sup>-1</sup>,  $S(z_e) \approx 80$  м<sup>2</sup>,  $L_t \approx d(z_e) \approx 10^{-6}$  $\approx 10$  м. При **Е**  $\approx 0.1$  кВ получим  $I \approx 24$  кА.

Таким образом, в случае замыкания электрических токов в следе метеороида могла возникнуть ЭДС  $\boldsymbol{E} \approx 0.1$  кВ и ток силой порядка десятков килоампер.

#### МАГНИТНЫЙ ЭФФЕКТ

Магнитный эффект крупных метеороидов изучен недостаточно. Возмущения геомагнитного поля могут генерироваться за счет дипольного момента космических тел и за счет диамагнитного возмущения, вносимого ударной волной взрывающегося космического тела [8, 10].

Геомагнитные пульсации (квазипериодические вариации геомагнитного поля) могут генерироваться за счет МГД-эффекта при периодическом движении ионосферной плазмы в поле акустико-гравитационной волны, генерируемой при пролете и взрыве метеороида [34—38, 40].

Геомагнитный эффект ионосферных токов. Механизмы генерации геомагнитных возмущений, перечисленные в работах [8, 10], не могут считаться эффективными. Наиболее существенным механизмом является модуляция ионосферных токов, точнее токовой струи в динамообласти ионосферы. Последняя находится в основном на высотах  $z \approx 100...150$  км. Модуляция происходит за счет движения газа в поле акустической волны от взрыва. Из роторного уравнения Максвелла для амплитуды возмущения

индукции магнитного поля имеем [35]:

$$\Delta B \approx \frac{\mu_0 \Delta j_0}{k_a} \approx \frac{\mu_0 j_0 \delta_N}{k_a}$$

где  $j_0$  — плотность ионосферных токов,  $\Delta j_0$  и  $\delta_N$  — возмущение плотности ионосферных токов и концентрации электронов на высотах динамо-области,  $k_a$  — волновое число акустической волны. Здесь

$$k_a = \frac{2\pi}{v_s T_{a0}},$$

где  $v_s - \text{скорость звука.}$  Полагая на высоте 125 км  $v_s \approx 400 \text{ м/c}, T_{a0} \approx 1...10 \text{ c}, \delta_N \approx \delta_p = \Delta p/p_0 \approx 0.5...1,$   $j_0 \approx 10^{-7} \text{ A/m}^2$ , получим, что  $\Delta B \approx 5...50 \text{ пТл.}$  При этом геомагнитный эффект очень слабый.

В случае модуляции токовой струи внутренней гравитационной волной с периодом  $T_{a0} > 5$  мин амплитуда геомагнитного возмущения [36]

$$\Delta B \approx \mu_0 j_0 \delta_N \Delta z ,$$

где  $\Delta z \approx 30$  км — толщина динамо-области. При тех же значениях  $\delta_N u j_0$  получим  $\Delta B \approx 2.3$  нТл. Такой эффект может наблюдаться при помощи современных магнитометров.

*Магнитный эффект электрического тока в следе*. При силе тока в следе *I* на расстоянии *R* из соотношения

$$\Delta B = \mu_0 \frac{I}{2\pi R}$$

можно оценить  $\Delta B$ . Например, при I = 1...10 кА, R = 100 км получим, что  $\Delta B \approx 2...20$  нТл. Магнитный эффект в этом случае мог быть весьма значительным.

#### ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ЭФФЕКТЫ

Проблема электрических и магнитных явлений, сопровождающих падения крупных космических тел, в настоящее время далека от разрешения [9]. Рассмотрим ряд возможных механизмов, приводящих к электрическому эффекту.

*Ток, обусловленный разделением заряда.* В работе [9] предполагалось, что движение электронов в следе происходит на фоне образующихся и отстающих от тела ионов. Это должно приводить к возникновению тока силой

$$I = e \alpha_i v$$
,  
линейная концентрация электронов в

следе метеороида (см. табл. 1), v — скорость метеороида. При  $\alpha_i \approx 10^{22}...10^{23}$  м<sup>-1</sup>,  $v \approx 30$  км/с имеем  $I \approx 48...480$  МА. Такая сила тока является аномально большой. Она возникала бы при полном разделении зарядов в следе, что не представляется возможным. Частичное же разделение заряда исключать нельзя. Тогда приведенные выше значения силы тока являются оценкой сверху.

Эффект внешнего электрического поля. Плазменный след находится в постоянном электрическом поле атмосферного происхождения (поле ясной погоды). У поверхности Земли напряженность этого поля  $E_0(0) \approx 100$  В/м [5]. С увеличением высоты напряженность поля убывает по следующему закону:

$$E_0(z) = E_0(0) \exp(-z / H_E),$$

где  $H_E \approx 2.5...4$  км. Тогда при  $H_E = 3.5$  км на высотах  $z \approx 41...48$  км имеем 0.82...0.11 мВ/м.

Между концами следа возникает разность потенциалов

$$U = \int_{L} E_0 dl = \int_{z_1}^{z_2} E_0(z) \frac{dz}{\sin \alpha} =$$
  
=  $\frac{E_0(z_1)H_E}{\sin \alpha} (1 - e^{-(z_2 - z_1)/H_E}).$  (5)

При  $z_1 \approx 41$  км и  $z_2 \approx 48$  км из (5) имеем  $U \approx \approx 3.2$  В. При сопротивлении следа

$$R(z_e) = \frac{H}{\sigma(z_e)S(z_e)\sin\alpha}$$
(6)

из (5) и (6) получим, что

$$I = \frac{U}{R(z_e)} = \sigma(z_e) E_0(z_e) S(z_e) \frac{H_E}{H} (1 - e^{-(z_2 - z_1)/H}).$$

При  $\sigma = 3 \cdot 10^4$  Ом<sup>-1</sup>м<sup>-1</sup>,  $E_0(z_e) \approx 0.35$  мВ/м,  $S \approx 80$  м<sup>2</sup>,  $H_E = 3.5$  км, H = 7.5 км имеем  $R(z_e) \approx 0.4$  Ом,  $I \approx 8$  А.

**Эффект** ударной волны. Пролет достаточно крупного метеороида приводит к генерации ударной волны. При этом на фронте ионизации сгенерирована ЭДС [9]:

$$\boldsymbol{E} = \frac{kT_i}{e} \ln \frac{N(0)}{N_o}$$

где  $T_i \approx 14000 \text{ K} - \kappa$ ритическая температура, определяющая начало ионизации,  $N_0 \approx 10^6 \text{ м}^{-3} - \phi$ оновое значение N в атмосфере. При  $N(0) \approx 10^{20} \dots 10^{21} \text{ м}^{-3}$  оценка дает  $\boldsymbol{E} \approx 38 \dots 41 \text{ B}.$ 

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

где  $\alpha_i$  —

$$I = \frac{E}{R_e + R_0}$$

где  $R_e$  — сопротивление следа,  $R_0$  — сопротивление замыкания электрической цепи. Поскольку  $R_0 >> R_e$ , сила тока в следе за счет этого механизма будет крайне незначительной. Если же принять, как и выше, что  $R_e \approx 4.2 \cdot 10^{-3}$  Ом,  $R_0 \approx R_t \approx 3.3 \cdot 10^{-6}$  Ом,  $I \approx 9...10$  кА.

Электростатический эффект. Оценим электростатический эффект метеороида, опираясь на результаты работы [26].

Электрический заряд системы плазма + окружающий воздух определяется балансом прямого и обратного потоков электронов в этой системе [26]. Будем считать поверхность плазменной оболочки метеороида сферой радиусом  $r_s$ . С нее убегают вперед электроны, которые более подвижны, чем ионы. Убегание электронов будет продолжаться до тех пор, пока положительный заряд не начнет возвращать их назад. При этом скорость уноса электронов, близкая к скорости метеороида, становится равной скорости возврата электронов, имеющих подвижность  $\mu_a$ , т. е.

$$v = \mu_e E_s, \tag{7}$$

где  $E_s$  — напряженность электрического поля на поверхности плазменной оболочки. Из соотношения (7) определяется потенциал электрического поля относительно Земли:

$$\varphi = E_s r_s = \frac{v r_s}{\mu_e} \,. \tag{8}$$

Зная  $\varphi$ , можно вычислить заряд q и энергию E электрического поля:

$$q = 4\pi\varepsilon_0 r_s \varphi = \frac{4\pi\varepsilon_0}{\mu_e} v r_s^2, \qquad (9)$$

$$E = q\varphi = \frac{4\pi\varepsilon_0}{\mu_e^2} v^2 r_s^3, \qquad (10)$$

где  $\varepsilon_0$  — электрическая постоянная. Важно, что  $q \propto v r_s^2$ , а  $E \propto v^2 r_s^3$ .

Положим для Румынского метеороида  $r_s = 0.5...10$  м, v = 35...7 км/с,  $\mu_e = 0.003...0.03$  м<sup>2</sup>B<sup>-1</sup>c<sup>-1</sup> [26] в диапазоне высот 48...41 км соответственно. Тогда из выражений (7)—(10) для этого же диапазона высот получим, что  $E_s \approx 11.7...0.2$  МВ/м,  $\varphi = 5.8...2.3$  МВ, q = 0.65...0.26 мК и E = 3.8...0.6 кДж. Добавим, что пробой идеально чистого воздуха у поверхности Земли наступает при  $E_s = 3$  МВ/м, а «грязного» воздуха — при  $E_s \sim 1$  МВ/м. Таким образом, при пролете Румынского метеороида вполне мог возникнуть слабый молниевый разряд, энергия которого сравнительно невелика (~ 1 кДж).

#### ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ ЭФФЕКТЫ

Механизмы возникновения электромагнитных эффектов при падении крупных космических тел как в теоретическом, так и особенно в экспериментальном планах, изучены недостаточно [9, 20, 21, 36, 40, 49]. Ниже рассмотрим возможные механизмы генерации электромагнитных процессов, вызванных движением метеороидов.

*Импульс электрического поля*. Резкое изменение магнитного поля в следе сопровождается генерацией импульса электрического поля. Из уравнения Максвелла

$$\operatorname{rot} \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t},$$

заменяя производные оценкой, имеем оценку напряженности электрического поля:

$$E=\frac{\lambda B(0)}{2\pi\tau_t}\,.$$

Полагая B(0) = 8...24 мТл,  $\tau_t \approx 0.3...30$  мс,  $\lambda \approx 2L \approx 19$  км (длина электромагнитной волны), получим E = 80...2.4 кВ/м.

Электромагнитное излучение следа. При протекании в следе метеороида тока силой *I* возникает импульс электромагнитного поля с амплитудой напряженности электрического поля, которая в предположении, что излучатель является элементарной антенной типа диполя Герца, дается следующим соотношением [14, 37]:

$$E=\frac{\mu_0 I l f}{2R},$$

где *l* — длина излучателя, *f* — частота электромагнитного поля. Мощность излучения [14, 37]

$$P = \frac{\pi}{3} Z_0 I^2 \left(\frac{l}{\lambda}\right)^2, \qquad (11)$$

где  $\lambda$  — длина волны излучения,  $Z_0 = 120\pi$  Ом — сопротивление свободного пространства. Из соотношения (11) видно, что при  $(l/\lambda)^2 <<1$  мощность излучения невелика. Проводник с током длиной l эффективно излучает при  $l = \lambda/2$ . По-

лагая, что  $l_{\min} = L_e \approx 3.9$  км, а  $l_{\max} = L \approx 9.6$  км, получим, что  $\lambda \approx 7.8...19.2$  км и  $f \approx 38.5...15.6$  кГц.

Если I = 1...10 кА и  $l = \lambda / 2$ , мощность излучения  $P \approx 1...10$  МВт. При этом в излучение преобразуется доля мощности  $P_c(z_e) \approx 10$  ТВт [41].

$$\eta_I = \frac{P}{P_c(z_e)} \approx 10^{-5} \dots 10^{-4} \%$$

Электромагнитный эффект инфразвука. Хорошо известно, что воздействие на геосферы целого ряда высокоэнергичных источников приводит к генерации синхронных возмущений акустического и геоэлектрического (атмосферного) полей. К таким источникам относятся: движение атмосферного фронта и солнечного терминатора, солнечные затмения, микробаромы и др. [15—17, 27, 28, http://symp.iao.ru/files/ symp/rwp/25/ru/abstr\_7796.pdf]. Важно, что при этом наблюдается приблизительная пропорциональность амплитуды возмущений атмосферного электрического поля  $E_a$  и амплитуды давления ∆*р*. Механизм генерации возмущений электрического поля связан, скорее всего, с вариациями плотности объёмного заряда  $\Delta \rho_{el}$  в приземной атмосфере (высоты 10...100 м) при периодических изменениях давления воздуха в поле инфразвуковой или ударной волн. Оценим величи-Hy  $E_a$ .

Из уравнения Максвелла

div 
$$\mathbf{E} = \frac{\Delta \rho_{el}}{\varepsilon_0}$$

имеем следующее соотношение для оценки амплитуды:

$$\frac{E_a}{L_z} \approx \frac{\Delta \rho_{el}}{\varepsilon_0} \,, \tag{12}$$

где  $L_z = \min\{L_t, k_a^{-1}, H_E\}$ . Здесь  $L_t \approx 10...100$  м — толщина приземного слоя атмосферы с объемным электрическим зарядом  $\Delta \rho_{el0}, k_a$  — волновое число инфразвука,  $H_E \approx 2.5...4$  км — характерный высотный масштаб изменения *E*. При периоде инфразвука T > 0.2...2 с имеем  $L_z \approx L_t \approx 10...100$  м. В силу того, что заряженная составляющая в приземной атмосфере является малой примесью, изменение  $\Delta \rho_{el}$  составляет

$$\Delta \rho_{el} \approx \rho_{el0} \frac{\Delta N_n}{N_{n0}} \approx \rho_{el0} \frac{\Delta p}{p} \,. \tag{13}$$

Тогда из (12) и (13) следует, что

$$E_a \approx \frac{\rho_{el0} L_t}{\varepsilon_0} \frac{\Delta p}{p}, \qquad (14)$$

т. е. амплитуда  $E_a$  действительно пропорциональна избыточному давлению  $\Delta p$ .

При  $\rho_{el0} \approx 5 \cdot 10^{-9} \text{ Kл/m}^3$ ,  $L_t \approx 10 \text{ м для Румынско$  $го метеороида <math>\Delta p \approx 10...20$  Па и  $E_a \approx 0.56...1.13$  В/м. Невозмущенное электрическое поле (поле ясной погоды) у поверхности Земли обычно близко к 100 В/м. Учитывая, что чувствительность электрометров составляет 0.01 В/м, регистрация возмущений приземного электрического поля, вызванного акустической волной от Румынского метеороида, не представляла труда.

Распространение инфразвука вдоль поверхности Земли сопровождалось бегущей волной возмущения электрического поля с частотой инфразвука  $\omega$  и амплитудой  $E_a$  (см. выражение (14)). Периодические вариации  $\Delta p$  в поле инфразвука вызвали периодические изменения E. При этом следовало ожидать периодических вариаций магнитного поля. Оценим амплитуду индукции магнитного поля  $B_a = \mu_0 H_a$ . Из уравнения Максвелла

$$\operatorname{rot} \mathbf{H} = \varepsilon_0 \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}$$

для амплитуды  $B_a$  имеем следующее соотношение:

$$B_a = \frac{\varepsilon_0 \mu_0 \omega}{k} E_a = \frac{\omega E_a}{kc^2} = \frac{E_a}{c} , \qquad (15)$$

где  $k = \omega/c$  — волновое число электромагнитного поля. При записи (15) учтено, что  $|\text{rot}\mathbf{B}| \approx kB_a$ ,  $|\partial \mathbf{E}/\partial t| \approx \omega E_a$ . Если  $E_a = 0.6...1.1$  В/м, то  $B_a \approx$  $\approx 1.8...3.7$  нТл. Такой эффект легко регистрируется. Сравним обсуждаемый эффект с эффектом Челябинского метеороида.

Для Челябинского метеороида при  $E_a \approx 56...113$  В/м получим, что вблизи эпицентра  $B_a \approx 187...377$  нТл. В то же время в магнитной обсерватории АРТИ, удаленной от эпицентра на 220 км, где, по расчетам,  $\Delta p \approx 100...200$  Па,  $E_a \approx 6...11$  В/м и  $B_a \approx 19...38$  нТл, возмущения магнитного поля отсутствовали, что, возможно, связано с наличием «мертвой зоны» для приема инфразвука на таких расстояниях. В то же время на расстоянии от эпицентра в 1500 км  $\Delta p \approx 0.5...1$  Па, а  $E_a \approx 28...56$  мВ/м и  $B_a = 93...187$  пТл. Возмущения электрического и магнитного полей —

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

малы, но в принципе могли быть зарегистрированы в ряде российских обсерваторий.

Генерация ионного и магнитного звука инфразвуком. Как отмечалось в первой части нашей работы [41], амплитуда инфразвука на высотах более 100 км оставалась достаточно большой, чтобы создать предпосылки для преобразования энергии инфразвука в энергию ионно-звуковой волны. Такое преобразование становится возможным благодаря тому, что в диапазоне высот 60...130 км электроны в отличие от ионов являются замагниченными. Возникает как бы раздельное движение электронов и ионов, что и способствует генерации ионного звука с частотой инфразвука. Для Румынского метеороида эта частота порядка 0.1...1 Гц.

В диапазоне высот 130...150 км газокинетическое давление становится соизмеримым с магнитным давлением (~10<sup>-3</sup> Па). При этом инфразвуковая волна может трансформироваться в магнитозвуковую волну. Последняя может достигать магнитосферы и тем самым обеспечивать взаимодействие подсистем в системе Земля (внутренние оболочки) — атмосфера — ионосфера — магнитосфера.

С другой стороны, часть энергии магнитозвуковой волны может каналироваться в F-области ионосферы и распространяться вдоль этой области со скоростью 20...40 км/с. Пройдя значительные расстояния, магнитозвуковая волна на высотах 130...150 км может обратно трансформироваться в инфразвук.

Генерация неустойчивостей. Выше 100 км инфразвуковая волна становится нелинейной, поскольку здесь  $\Delta p/p > 0.2...0.3$ . При этом её профиль становится пилообразным. На крутом фронте может генерироваться градиентно-дрейфовая неустойчивость ионного звука с той же частотой (период 1...10 с). При наличии ионосферного электрического поля с напряженностью 0.1...1 мВ/м в направлении, перпендикулярном к направлению ионно-звуковой волны, может генерироваться короткопериодная (с периодом T << 1...10 с) ионно-звуковая волна. Причиной этой генерации служит дрейфово-диссипативная неустойчивость. По оценкам ее частота может составлять 10...100 МГц. Разумеется, рассмотренные выше электрические, магнитные и электромагнитные эффекты не могут претендовать на законченность теории электромагнитных явлений, генерируемых метеороидами. В будущем предстоит еще развить соответствующую теорию и проранжировать основные эффекты. Заметим, что все электромагнитные эффекты тесно связаны с плазменными процессами.

#### ЭФФЕКТ АКУСТИКО-ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН

Движение метеороида в атмосфере приводит к генерации волн плотности в широком диапазоне частот: от акустических частот порядка 1 кГц до частот, соответствующих внутренним гравитационным волнам, 1...3 мГц. По данным [13] при падении космического тела в энергию акустических ( $E_{ac}$ ) и внутренних гравитационных ( $E_g$ ) волн преобразуется около 1 и 0.2 % кинетической энергии метеороида. При  $E_k \approx 1.66$  ТДж имеем  $E_{ac} \approx 17$  МДж,  $E_g \approx 3.3$  ГДж. Скорее всего, оценки коэффициентов преобразования [13] справедливы лишь для мелких космических тел.

Генерация акустических волн. При взрыве Румынского космического тела в энергию ударной волны трансформировалось около 10 % его начальной кинетической энергии [42]. Тогда  $E_{ac} \approx$  $\approx 170$  МДж. При этом коэффициент преобразования (акустическая эффективность) на порядок превосходит оценку коэффициента в работе [13]. Очевидно, акустическая эффективность является функцией кинетической энергии космического тела.

На достаточно больших удалениях от места взрыва энергия взрывной ударной волны трансформируется в энергию акустических волн (см., например, [1]). При эффективной длительности взрывной ударной волны в месте ее генерации  $\tau_a \approx 11$  с (см. работу [42]) энергии  $E_{ac}$  соответствует средняя мощность около 150 ГВт.

Период акустических волн  $T_{a0}$  с наибольшей амплитудой связан с энергией источника  $E_e$  следующим соотношением [19, 59]:

$$E_e = 2 \left(\frac{T_a}{T_{a0}}\right)^{3.34}, \ T_{a0} \approx 5.92 \ c,$$
 (16)

где  $E_e$  выражается в кт, а  $T_a$  — в с. Полагая  $E_e \approx 0.8 \ E_{k0} \approx 1.3 \ TДж \approx 0.316 \ кт \ THT$ , из (16) получим, что  $T_a \approx 3.4 \ c$ . Примерно такой же период наблюдался в иследовании [42].

Формула (16) справедлива для приземных взрывов. При взрыве на высоте  $z_e$  соотношение (16) попытаемся заменить следующим [37]:

$$E_e \frac{p(0)}{p(z_e)} = 2 \left(\frac{T_a}{T_{a0}}\right)^{3.34},$$
 (17)

где  $p(0) \approx 10^5$  Па,  $p(z_e) \approx 160$  Па. Тогда из (17) получаем, что  $T_a \approx 23.3$  с. На румынской инфразвуковой станции IPLOR наблюдались периоды 7...10 с [61].

Дальше других (вплоть до глобальных) расстояний распространяются волны с максимальным периодом [35]:

$$T_{\max} \approx 4.3 T_a \approx 100 \text{ c} \approx 1.7 \text{ мин.}$$

В энергию волн с периодом  $T_a \approx T_{\text{max}}$  переходит около 10 % энергии взрыва.

Генерация внутренних гравитационных волн (ВГВ). Эти волны могут генерироваться как прямым, так и косвенным способом. В первом случае их источником служит движение космического тела и связанные с этим ударные волны (цилиндрическая и взрывная). Размер возмущенной ударными волнами области атмосферы относительно невелик (см. выше), и эффективность генерации ВГВ при этом сравнительно низкая. Оценки по формулам из работы [13] дают  $E_g \approx 3.3$  ТДж, а  $\eta_g = E_g/E_{k0} \approx 0.2$ %.

Во втором случае механизм генерации может быть следующим. Относительное избыточное давление во фронте ударной волны с увеличением высоты увеличивается (см. табл. 4 в работе [41]). При  $\Delta p/p > 0.3$  спектр ударно-волнового сигнала (инфразвука) обогащается более высокими гармониками, которые сильнее поглощаются, чем основная гармоника, возникает диссипация энергии акустической волны и нагрев атмосферы. Нагретая область атмосферы служит источником вторичных ВГВ. Оценим ее параметры.

Из геометрических соображений следует, что нагретая инфразвуком область атмосферы из

высоты взрыва метеороида видна под углом 2 $\Delta\beta$ , где  $\Delta\beta$  дается соотношением

$$\cos\Delta\beta=1-\frac{z_2-z_1}{z_2-z_e}.$$

Здесь  $z_1$  и  $z_2$  — высоты начала и окончания нагрева. При  $z_1 \approx 100$  км и  $z_2 \approx 200$  км имеем  $\Delta\beta \approx 68^\circ \approx$  $\approx 1.2$  рад. Горизонтальный радиус нагретой области изменяется от  $R_1 = (z_1 - z_e) \text{ tg} \Delta\beta \approx 150$  км до  $R_2 = (z_2 - z_e) \text{tg} \Delta\beta \approx 400$  км. При этом длина ВГВ  $\lambda$  изменяется от  $2R_1$  до  $2R_2$ , т. е. в пределах 300...800 км. При средней скорости звука  $v_s \approx$  $\approx 400...500$  м/с на высотах 100...200 км имеем для периода ВГВ  $T \approx 12.5...27$  мин соответственно.

Энергию ВГВ можно оценить из следующего соображения:

$$E_g = \eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 E_{k0} ,$$

где  $\eta_1 \approx 0.1$  — доля энергии  $E_{k0}$ , преобразуемой в энергию инфразвука,  $\eta_2 = \Delta \Omega / 4\pi \approx 0.31$  — доля энергии в телесном угле

$$\Delta \Omega = 2\pi \frac{z_2 - z_1}{z_2 - z_e} \approx 1.25\pi \; ,$$

 $\eta_3$  — доля энергии инфразвука, поглощаемой слоем атмосферы толщиною  $z_2 - z_1$ ,  $\eta_4$  — доля поглощенной энергии инфразвука, преобразуемая в энергию ВГВ. Полагая  $\eta_2 \approx 0.3$ ,  $\eta_3 \approx 0.5$ ,  $\eta_4 \approx 1$ , получим, что  $\eta_1 \eta_2 \eta_3 \eta_4 \approx 0.015$ , а  $E_g \approx 25$  ГДж.

Далее оценим тепловую энергию *E<sub>T</sub>* в нагретом объеме:

$$E_T = \int_V C \rho_0 T_0 dV,$$

где  $T_0 \approx 210 \text{ K}$  — невозмущенная температура атмосферы на высоте  $z_1 \approx 100 \text{ км}$ ,  $\rho_0 \approx 10^{-6} \text{ кг/м}^3$  — плотность атмосферы на высоте  $z_1$ ,  $C \approx 10^3 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{ K})$  — удельная теплоемкость. Оценка  $E_T$  имеет вид

$$E_T \approx C \rho_0(z_1) T_0(z_1) \pi R_1^2 H .$$

При  $R_1 \approx 150$  км,  $H \approx 7$  км имеем  $E_T = 100$  ТДж. Тогда относительное возмущение температуры равно

$$\frac{\Delta T}{T_0} \approx \frac{E_g}{E_T} \approx 2.5 \cdot 10^{-4} \, .$$

На высотах 120 и 150 км значение  $\Delta T/T_0$  порядка 0.25 и 2.5 % соответственно. При этом относительное давление в ВГВ такого же порядка. Учитывая, что ВГВ каналируется в волноводе на высотах 100...200 км, относительная амплитуда ВГВ остается достаточно большой (0.1...1 %) на расстояниях около 1000 км.

**Возможность электрофонного эффекта.** Как известно, под электрофонным эффектом понимается слышимость человеком звука во время пролета крупных космических тел еще до того, как акустическое возмущение, генерируемое движением тела, успевает достичь наблюдателя [25]. Надежная теория этого явления до настоящего времени не разработана, хотя многократно предпринимались попытки ее создания [43, 44, 50—56, 58].

Есть три вероятных механизма, способных качественно объяснить электрофонный эффект [20, 21, 25].

1. Космическое тело при падении приобретает электрический заряд, под действием которого с поверхности земли возникает стекание заряда противоположного знака. Последнее сопровождается акустическим эффектом. По оценкам стекание заряда начинается при напряженности электрического поля порядка единиц кВ/м. В случае Румынского метеороида напряженность достигала 0.1...10 МВ/м (см. выше), однако большая высота взрыва вряд ли допускает реализацию этого механизма.

2. Электромагнитные волны звукового диапазона за счет пьезоэлектрического эффекта в предметах, окружающих наблюдателя, или в самом человеке преобразуются в звук. По оценкам, при  $f \sim 1...10$  кГц напряженность электрического поля должна быть не менее сотен В/м. Такие поля возникают на поверхности земли при силе тока в следе  $I \ge 50$  кА, который вряд ли возникал при пролете Румынского космического го тела.

3. Распад диссипативных градиентно-дрейфовых ионно-циклотронных нелинейных волн в результате потери устойчивости, сопровождаемый генерацией электромагнитного шума в диапазоне частот 10...1000 Гц. Высокочастотная часть шума после преобразования в акустический шум могла регистрироваться как электрофонный эффект [21]. Данный механизм, скорее всего, реализовывался при пролете Челябинского метеороида. Не ясно, однако, какова роль этого механизма при падении Румынского космического тела. Таким образом, при падении Румынского метеороида ни один из механизмов не мог иметь место. Автору неизвестно, отмечался ли кем-либо из свидетелей события электрофонный эффект.

#### ИОНОСФЕРНЫЕ ЭФФЕКТЫ

Воздействие на ионосферу может осуществляется по нескольким каналам. Во-первых, через поток нагретого вещества вдоль плазменного плюма. Во-вторых, посредством ударной волны. В-третьих, влияние на ионосферу оказывает электромагнитное излучение, генерируемое следом (см. выше). В четвертых, за счет механизма, описанного в работе [21].

Эффект ионизированного следа. Эффекты плазменного плюма в ионосфере при падении Румынского тела были, скорее всего, невелики из-за относительной малости энергии взрыва. Если плазменный плюм все же возникал, то плазменный след простирался по высоте не более чем на 7...8 км.

Результаты расчета начальной линейной  $\alpha_i(0)$  и объемной концентрации электронов N(0) по следующим соотношениям, приведенным, например, в работах [7, 37, 41]:

$$\alpha_i(0) = \frac{\beta_i}{M_m} \frac{C_h}{2Q} \rho v^2 S , \ N(0) = \frac{\beta_i}{M_m} \frac{C_h}{2Q} \rho v^2 ,$$

изложены в табл. 2. В этой таблице также перечислены времена становления концентрации электронов за счет амбиполярной диффузии  $t_D$ , прилипания электронов к молекулам кислорода (на высотах  $z \le 100$  км) и рекомбинации с метеорными ионами:

$$t_D = \frac{d^2}{D}, \ t_{N10} = (k_{a0}N_0^2[O_2])^{-1},$$
  
$$t_{N20} = (\alpha_{r0}N(0))^{-1}, \ \alpha_{r0} \approx 10^{-18} \text{ m}^3/\text{c},$$

где D — коэффициент амбиполярной диффузии. Для простоты считалось, что  $T \approx T_0$  и  $\rho \approx \rho_0$ . Из табл. 2 видно, что на высотах z > 100 км ионизационный след релаксирует в основном за счет амбиполярной диффузии. Перенос заряженных частиц происходит в основном вдоль магнитных силовых линий. Процесс прилипания не существенный на всех высотах. В диапа-

зоне высот 40...90 км *N* релаксирует в основном за счет рекомбинации.

Рассмотрим несколько подробнее влияние ударной волны и электромагнитного излучения.

**Ионосферный эффект ударной волны.** Ударная волна приводит к движущемуся фронту повышенной концентрации электронов *N*. Относительное возмущение последней  $\delta_N$  можно оценить по относительному возмущению давления  $\delta_p = \Delta p/p_0$ . При грубой оценке  $\delta_N \approx \delta_p$ . Результаты расчета  $\delta_p$  на ионосферных высотах приведены в табл. 4 в работе [41]. Над эпицентром взрыва следовало ожидать значений  $\delta_N \approx 0.1...1$ .

Движение ударной волны является источником перемещающихся ионосферных возмущений в диапазоне акустико-гравитационных волн (см. выше).

Эффект электромагнитного импульса. Генерация электромагнитного импульса ионизированным следом достаточной интенсивности может приводить к возмущению ионосферы и пробою атмосферы. При  $(2\pi f)^2 << v_e^2$  напряженность электрического поля пробоя дается следующим соотношением [6]:

$$E_{cr}(z) = E_{cr}(0) \exp(-z/H),$$

где  $E_{cr}(0) = 3$  MB/м. Время пробоя при  $E \approx E_{cr}$  дается таким выражением [6]:

$$\tau_{cr} = \tau_{cr}(0) \exp(z / H) .$$

Здесь  $\tau_{cr}(0) = 0.02$  мкс.

Результаты расчета  $E_{cr}$  и  $\tau_{cr}$  приведены в табл. 3. Для пробоя атмосферы на высотах 95...105 км (выше поле импульса не проникает из-за отражения на границе ионосферы) требуется  $E_{cr} \approx 5...1$  В/м соответственно. Поле такой напряженности могло возникнуть на этих высотах, если в месте генерации электромагнитного импульса  $E \approx 17...260$  кВ/м. Тогда при размере источника  $d \approx 10$  м и расстоянии  $R \approx 20...60$  км от места генерации напряженность переменного электрического поля составила бы 3...130 В/м.

Поскольку длительность электромагнитного импульса  $\tau_t \approx 0.29...29$  мс может быть сравнима с  $\tau_{cr}$ , пробой атмосферы успевает развиться.

Кроме пробоя атмосферы, электрическое поле по-иному возмущает среду. В нижней части ионосферы ( $z \approx 80...100$  км) происходит нагревание электронов, изменение коэффициента прилипания  $\beta_a(T_e)$  и уменьшение коэффициента рекомбинации  $\alpha_r(T_e)$  электронов с ионами NO<sup>+</sup> и O<sub>2</sub><sup>+</sup> [18, 39]. Время становления процесса рекомбинации значительно превышает длительность электромагнитного импульса и поэтому нарушения ионизационно-рекомбинационного процесса заметной роли не играет.

Нагрев электронов становится существенным при  $E \ge E_p$ , где в гиротропной ионосфере при квазипродольном распространении радиоволны

$$E_{p}^{2} = \frac{3kT_{e0}m\delta_{en}(\omega_{B}^{2} + v_{en}^{2})}{e^{2}}$$

Здесь  $E_p$  — плазменное поле [18, 39],  $T_{e0}$  — температура электронов в невозмущенной плазме,  $\omega_B \approx 8.5 \cdot 10^6 \,\mathrm{c}^{-1}$  — гирочастота электронов, точнее ее «продольная» составляющая.

<i>z</i> , км	р, кг/м <sup>3</sup>	<i>Т</i> <sub>0</sub> , К	$N_0[\mathrm{O_2}]$ , $$\mathrm{M}^{-3}$$	<i>D</i> , м <sup>2</sup> с <sup>-1</sup>	$\alpha_i(0),$ $\mathrm{M}^{-1}$	<i>N</i> (0), м <sup>-3</sup>	$k_{a0},$ $10^{-42} \text{ m}^6 \text{c}^{-1}$	<i>t<sub>D</sub></i> , c	<i>t</i> <sub>N1</sub> , c	<i>t<sub>N2</sub></i> , c
50	$1.7 \cdot 10^{-3}$	300	$7.2 \cdot 10^{21}$	$2.2 \cdot 10^{-2}$	10 <sup>21</sup>	10 <sup>21</sup>	1.9	45	0.01	10-3
60	$4.4 \cdot 10^{-4}$	260	$1.5 \cdot 10^{21}$	0.1	$2.6 \cdot 10^{20}$	$2.6 \cdot 10^{20}$	1	10	0.44	$3.8 \cdot 10^{-3}$
70	$1.1 \cdot 10^{-4}$	220	$4.2 \cdot 10^{20}$	0.3	$6.5 \cdot 10^{19}$	$6.5 \cdot 10^{19}$	0.9	3.3	6.3	0.015
80	$3 \cdot 10^{-5}$	180	$6.2 \cdot 10^{19}$	1	$1.8 \cdot 10^{19}$	$1.8 \cdot 10^{19}$	0.5	1	520	0.056
90	8.10-6	190	$8.2 \cdot 10^{18}$	3.5	$4.7 \cdot 10^{18}$	$4.7 \cdot 10^{18}$	0.6	0.29	$2.5 \cdot 10^4$	0.21
100	$2.1 \cdot 10^{-6}$	210	$1.9 \cdot 10^{18}$	12	$1.2 \cdot 10^{18}$	$1.2 \cdot 10^{18}$		$8.3 \cdot 10^{-2}$	_	0.83
120	$2.1 \cdot 10^{-7}$	360	$1.2 \cdot 10^{17}$	30	$1.2 \cdot 10^{17}$	$1.2 \cdot 10^{17}$		$3.3 \cdot 10^{-2}$	_	8.3
150	$2.1 \cdot 10^{-8}$	650	$7.0 \cdot 10^{15}$	76	$1.2 \cdot 10^{16}$	$1.2 \cdot 10^{16}$		$1.3 \cdot 10^{-2}$	_	83
200	$2.1 \cdot 10^{-9}$	850	$5.6 \cdot 10^{14}$	$1.7 \cdot 10^{3}$	$1.2 \cdot 10^{15}$	$1.2 \cdot 10^{15}$		$5.9 \cdot 10^{-4}$	_	830
300	$2.1 \cdot 10^{-10}$	930	10 <sup>13</sup>	$1.6 \cdot 10^4$	$1.2 \cdot 10^{14}$	$1.2 \cdot 10^{14}$		6.3.10-5		8300

Таблица 2. Параметры атмосферы и метеорной ионизации на высотах ионосферы

Нагрев электронов описывается следующей системой уравнений [39]:

$$\frac{d\theta}{dt} + \delta_{en}(\theta)v_{en}(\theta)(\theta - 1) = \frac{E^2}{E_p^2}A(\theta)\delta_0 v_{en}(\theta) , \quad (18)$$
$$\frac{dE}{dz} + \frac{\omega}{c}\kappa(\theta, z)E = 0 , \quad (19)$$

$$)E=0$$
,

$$\begin{split} \delta_{en}(\theta) &= \delta_{en0} [\theta^{-4/3} + 0.014\theta + 2^{(\theta - 45)/5}], \\ \delta_{en}(\theta) &= \delta_{en0} \theta^{5/6}, \\ A(\theta) &= \frac{\omega_B^2 + v_{en0}^2}{\omega_B^2 + v_{en}^2(\theta)}, \end{split}$$

где  $\theta = T_{\rho}/T_{\rho 0}, \omega_B = 2\pi f - круговая частота ра$ диоизлучения, к — показатель поглощения радиоизлучения. Результаты численного решения системы (18), (19) при  $E(z_a) = 11...33$  кВ/м приведены в табл. 3. Видно, что вблизи нижней границы ночной ионосферы значения в составляют 17...42. При z > 95 км величина нагрева быстро уменьшается из-за эффекта самопомутнения плазмы [18, 39] (см. табл. 3).

Значительный нагрев электронов на границе ионосферы приводит к увеличению  $v_{en}(T_e) \approx$  $\approx v_{en}(T_{e0})(T_e/T_{e0})^{5/6}$  [18, 39], а значит к увеличению показателя преломления плазмы с горизонтальным размером в сотни километров. Такое образование может служить фокусирующей линзой для радиоизлучения в широком диапазон частот.

Генерация альвеновского импульса и МГД-волн. Резкое изменение проводимости плазмы на границе ионосферы в результате возмущения v<sub>en</sub> и N приводит к генерации альвеновского импульса [23]. По оценкам при пролете Румынского тела амплитуда импульса была порядка 0.1...1 мВ/м.

Таблица З. Параметры, описывающие пробой атмосферы

<i>z</i> , км	${f v}_{en0}$ , $10^6{ m c}^{-1}$	<i>Е<sub>сг</sub></i> , В/м	τ <sub>cr</sub> , ΜC	$t_{Te}^{}$ , мс	$T_e/T_{e0}$
80	2	30	2	0.070.11	1724
85	1.1	17	1.2	0.080.12	2029
90	0.63	9	7	0.090.14	2542
95	0.35	5	12	0.380.68	1116
100	0.20	3	20	1.7	1.11.2
105	0.11	1	34	3	1

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

Как известно, альвеновская волна распространяется вдоль магнитной силовой линии, достигая магнитосферы и магнитно-сопряженной области.

Нестационарный плазменный след метеороида, взаимодействуя с геомагнитным полем, также является источником магнитогидродинамических волн, которые могут распространяться в ионосфере и магнитосфере. В результате взаимодействия этих волн с высокоэнергичными электронами радиационного пояса Земли могут возникнуть высыпания электронов в атмосферу и ее дополнительная ионизация [29-32, 35, 39, 48, 62].

Так могли возникнуть каналы воздействия Румынского метеороида на магнитосферу.

Возможность фотоионизации. В работах [20, 21] оценивается возможность фотоионизации молекул NO при пролете Челябинского метеороида. Дело в том, что эти молекулы имеют низкий потенциал ионизации, а их концентрация в Е-области ионосферы может достигать (1...3) · 10<sup>14</sup> м<sup>-3</sup>. По оценкам [20, 21] на высоте 105 км мог возникнуть ионизированный след с концентрацией  $\Delta N$ до  $2 \cdot 10^{10}$  м<sup>-3</sup> длиною около 100 км. Для сравнения укажем, что в ночное время фоновое значение  $N_0 \approx (0.3...1) \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$ . Тогда  $\Delta N/N_0 \approx 6.7...2$ . Учитывая, что энергия Румынского метеороида была на три порядка меньше энергии челябинского космического тела, величина дополнительной ионизации вряд ли превосходила 10<sup>7</sup> м<sup>-3</sup>. В этом случае  $\Delta N/N_0 \approx 0.03...0.1$  % и эффект фотоионизации практического значения не имел, а значит и не генерировались связанные с ним неустойчивости [20, 21].

#### СЕЙСМИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ

У поверхности Земли плотность акустической энергии и плотность ее потока равны:

$$\varepsilon_{ac} = \frac{\Delta p^2}{\rho_0 v_s^2} , \ \Pi_{ac} = \varepsilon_{ac} v_s = \frac{\Delta p^2}{\rho_0 v_s} .$$

Полагая  $\Delta p = 20...30$  Па и  $\rho_0 = 1.3$  кг/м<sup>3</sup>, получим  $\Pi_{ac} \approx 1...2.3 \, \text{Дж}/(\text{м}^2 \cdot \text{c})$ . При площади воздействия ударной волны  $S_a \approx 1000 \text{ км}^2$  и длительности воздействия  $\Delta \tau_a \approx 100$  с имеем оценку энергии ударной волны у поверхности Земли, вызывающей землетрясения,  $E_{ac} \approx 0.1...0.23$  ТДж. В энергию сейсмических волн  $E_{sw}$  переходит около  $10^{-5}$  энергии ударной волны от приземного взрыва [19]. При этом  $E_{sw} \approx 1...2.3$  МДж. Такому значению  $E_{sw}$  соответствует магнитуда землетрясения M, даваемая следующим соотношением [19]:

$$\lg E_{sw} = 4.8 + 1.5M.$$

Отсюда  $M \approx 0.8...1$ . Землетрясение с такой магнитудой практически не ощущаются человеком. Добавим, что сейсмические измерения, выполненные на украинских сейсмических станциях, дали  $M \approx 1$ .

#### ЧАСТОТА ПАДЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ

Частота падения космических тел или интервал времени между падениями  $\Delta T$  зависит от его энергии. При этом число падающих тел в течение 1 года дается известным соотношением [19, 46]:

$$\log N_s = 0.5677 - 0.9 \log E_k$$
,

где  $E_k$  измеряется в кт. При  $E_k \approx 0.4$  кт имеем  $N_s \approx 8.4$  лет<sup>-1</sup>. Тогда  $\Delta T = N_s^{-1} \approx 43$  сут.

Следовательно, тела, подобные Румынскому метеороиду, падают на Землю примерно каждые 43 дня. К сожалению, большинство из них не документируется, а значит и не анализируется.

Заметим, что по данным работы [22] оценка частоты падений тел с массой около 2.6 т будет примерно 0.5 сут $^{-1}$ . Последня оценка, однако, представляется сильно завышенной.

#### обсуждение

Падение Румынского метеорита привело к ряду ощутимых или сильных эффектов во всех геооболочках. Это событие целесообразно сравнить с падением Челябинского тела [2 — 4, 24, 36 — 38, 59, 60].

Пролет и взрыв Челябинского метеороида вызвал целый комплекс физических (и не только физических) процессов в околоземной среде. Высота основного энерговыделения примерно равнялась 23 км.

Размер (около 18 м) и начальная кинетическая энергия (около 0.44 Мт ТНТ) Челябинского метеороида была достаточно велика, чтобы тело отнести к малым астероидам, вызывающим явление суперболида.

Эффекты Челябинского метеороида существенно отличались от эффектов, вызванных взрывом Румынского тела. Основных причин две. Первая из них — начальная кинетическая энергия челябинского тела была на три порядка больше, чем румынского. Вторая причина заключается в том, что высота взрыва челябинского тела равнялась приблизительно 23 км. Поэтому зона частичных разрушений при падении челябинского тела составляла около 6000 км<sup>2</sup> [4, 37, 49, 60]. Достаточно большая высота взрыва Челябинского метеороида привела к относительно незначительным разрушениям элементов жилых построек (окон, оконных рам, дверей, крыш и т.п.). Этим же объясняется и относительная легкость ранений жителей пострадавшего региона.

В случае Румынского метеороида разрушения отсутствовали, так как они возникают при избыточном давлении более 1 кПа. Для Румынского космического тела избыточное давление на поверхности Земли вблизи эпицентра не превышало 20...30 Па.

Обсудим магнитный эффект космических тел. Магнитный эффект тунгусского тела составил огромную величину — около 50...70 нТл [19], что объясняется движением плюма, для которого площадь сечения была более чем  $10^6$  м<sup>2</sup>, а сила тока в следе  $I \approx 30$  кА. При этом  $\Delta B \approx 60$  нТл. Эта оценка хорошо соответствует результатам наблюдений [10, 19]. В то же время для челябинского тела  $\Delta B \approx 1$  нТл. Примерно такая же величина  $\Delta B$ , обусловленная модуляцией токовой струи ВГВ, могла быть и для Румынского метеороида.

Важно, что возмущения, вызванные взрывами и челябинского, и румынского тел распространялись как по вертикали на сотни километров вверх, так и по горизонтали на расстояние не менее тысячи километров. Регистрируемые возмущения возникли не только в атмосфере, но и в ионосфере, а также в геомагнитном поле. Результаты наблюдения эффектов в этих средах еще предстоит детально проанализировать. Уже сейчас можно утверждать, что при падении достаточно крупных ( $d \approx 1...10$  м) космических тел сама природа предоставляет редкую возможность изучения целого комплекса явлений на поверхности Земли, в атмосфере и геокосмосе астрономам, физикам, геофизикам, минералологам, химикам, сейсмологам и другим специалистам. Изучение этого комплекса явлений требует системного подхода к объекту Земля (внутренние оболочки) — атмосфера — ионосфера — магнитосфера (ЗАИМ) [29 — 31, 35, 37, 38, 48, 62].

#### выводы

Проведен комплексный анализ основных процессов в системе Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера, сопровождавших падение космических тел, подобных Румынскому метеороиду, и установлено следующее.

1. Пролет и взрыв метеороида размером 1 м и более вызывает во всех геооболочках заметные (или сильные) возмущения.

2. Пролет упомянутых тел сопровождается плазменными, магнитными, электрическими, электромагнитными и акустическими эффектами. Возмущение геомагнитного поля на поверхности Земли вблизи взрыва метеороида может достигать 0.5...1 нТл.

3. Заметные возмущения от взрыва и вторичных процессов распространяются по горизонтали на расстояние не менее тысячи километров. По оценкам период ВГВ составляет несколько десятков минут, а относительная амплитуда единицы процентов.

4. Относительные возмущения концентрации электронов над эпицентром взрыва достигают десятков — сотен процентов.

5. Магнитуда землетрясения, вызванного взрывом Румынского тела, не превышала 1.

6. Космические тела, подобные Румынскому метеороиду, падают на Землю в среднем с частотой один раз в 43 дня.

7. Для изучения всего комплекса явлений потребовался системный подход к объекту ЗАИМ.

#### ЛИТЕРАТУРА

- Адушкин В. В., Попова А. П., Рыбнов Ю. С., Кудряецев В. Н., Мальцев А. Л., Харламов В. А. Геофизические эффекты Витимского болида 24.09.2002 г. // Докл. Акад. наук. — 2004. — 397, № 5. — С. 685—688.
- Алпатов В. В., Буров В. А., Вагин Ю. П. и др. Геофизические условия при взрыве Челябинского (Чебаркульского) метеороида 15.02.2013 г. М.: ФГБУ ИПГ, 2013. 37 с.

- Астероиды и кометы. Челябинское событие и изучение падения метеорита в озеро Чебаркуль: Матер. Междунар. научно-практ. конф. одная конференция (Чебаркуль, 21 — 22 июня 2013 г.). — 168 с.
- 4. *Астрономический* вестник. 2013. **47**, № 4. (Тем. вып.).
- 5. *Атмосфера*. Справочник. Л.: Гидрометеоиздат, 1991. 510 с.
- 6. *Борисов Н. Д., Гуревич А. В., Милих Г. М.* Искусственная ионизированная область в атмосфере. М.: ИЗМИРАН, 1985. 184 с.
- 7. *Бронштэн В. А.* Физика метеорных явлений. М.: Наука, 1981. 416 с.
- 8. *Бронштэн В. А.* Магнитогидродинамический механизм генерации радиоизлучения ярких болидов // Астрон. вестник. 1983. 17, № 2. С. 94—98.
- 9. Бронштэн В. А. Электрические и электромагнитные явления, сопровождающие полет метеоров // Астрон. вестник. 1991. 25, № 2. С. 131—144.
- Бронштэн В. А. Магнитный эффект Тунгусского метеорита // Геомагнетизм и аэрономия. — 2002. — 42, № 6. — С. 854—856.
- Брюнелли Б. Е., Намгаладзе А. А. Физика ионосферы. М.: Наука, 1988. — 527 с.
- 12. *Гинзбург В. Л.* Распространение электромагнитных волн в плазме. М.: Наука, 1967. 684 с.
- Голицын Г. С., Григорьев Г. И., Докучаев В. П. Излучение акустико-гравитационных волн при движении метеоров в атмосфере // Изв. АН СССР. Физика атмосферы и океана. 1977. 13, № 9. С. 926—936.
- 14. Гольдитейн Л. Д., Зернов Н. В. Электромагнитные поля и волны. М.: Сов. радио, 1971. 664 с.
- Горбачев Л. П., Глушков А. И., Котов Ю. Б. и др. Генерация геомагнитных возмущений нестационарными источниками с высокой энергией. М.: МИФИ, 2001. 353 с.
- 16. Госсард Э. Э., Хук У. Х. Волны в атмосфере. М.: Мир, 1978. 532 с.
- Гохбере М. Б., Шалимов С. Л. Воздействие землетрясений и взрывов на ионосферу. — М.: Наука, 2008. — 295 с.
- Гуревич А. В., Шварцбург А. Б. Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере. — М.: Физ.-мат. изд-во, 1973. — 272 с.
- Катастрофические воздействия космических тел / Под ред. В. В. Адушкина, И. В. Немчинова. — М.: ИКЦ «Академкнига», 2005. — 310 с.
- 20. Ковалева И. Х., Ковалев А. Г., Попель С. И., Попова О. П. Электромагнитные эффекты, генерируемые в ионосфере Земли при падении метеороида // Триггерные эффекты в геосистемах: Матер. Всероссийского семинара-совещания / Под ред. В. В. Адушкина, Г. Г. Кочеряна. — М.: ГЕОС, 2013. — С. 41—50.
- 21. Ковалева И. Х., Ковалев А. Г., Попова О. П. и др. Электромагнитные эффекты, генерируемые в ионосфере

Земли при падении метеороида // Динамические процессы в геосферах. Вып. 5. Геофизические эффекты падения Челябинского метеороида: сб. науч. тр. ИДГ РАН. Спец. вып. — М.: ГЕОС, 2014. — С. 26—48.

- Кручиненко В. Г. Математико-фізичний аналіз метеорного явища. — Киев.: Наук. думка, 2012. — 294 с.
- Ляцкий В. Б. Токовые системы магнитосферно-ионосферных возмущений. — Л.: Наука, 1978. — 199 с.
- Метеорит Челябинск год на Земле : матер. Всероссийской науч. конф. / [редкол.: Н. А. Антипин и др.; сост. Н. А. Антипин]. — Челябинск, 2014. — 694 с.
- 25. Ольховатов А. Ю. Анализ механизмов генерации электрофонных звуков, сопровождающих болидные явления // Геомагнетизм и аэрономия. — 1993. — 33, № 2. — С. 154—155.
- 26. Райзер Ю. П. О дискуссии по поводу приобретения электрического потенциала метеоритным телом // Астрон. вестник. — 2003. — 37, № 4. — С. 364—366.
- 27. Соловьев С. П., Рыбнов Ю. С., Харламов В. А. Синхронные возмущения акустического и электрического полей, вызванные источниками природного и техногенного происхождений // Триггерные эффекты в геосистемах. Матер. третьего Всероссийского семинара-совещания / Под ред. В. В. Адушкина, Г. Г. Кочеряна. — М.: ГЕОС, 2015. — С. 317—326.
- Сурков В. В. Электромагнитные эффекты при взрывах и землетрясениях. М.: МИФИ, 2000. 448 с.
- Черногор Л. Ф. Физика Земли, атмосферы и геокосмоса в свете системной парадигмы // Радиофизика и радиоастрономия. — 2003. — 8, № 1. — С. 59—106.
- 30. Черногор Л. Ф. Земля атмосфера ионосфера магнитосфера как открытая динамическая нелинейная физическая система. 1 // Нелинейный мир. — 2006. — 4, № 12. — С. 655—697.
- З1. Черногор Л. Ф. Земля атмосфера ионосфера магнитосфера как открытая динамическая нелинейная физическая система. 2 // Нелинейный мир. — 2007. — 5, № 4. — С. 225—246.
- Черногор Л. Ф. О нелинейности в природе и науке. Харьков: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2008. — 528 с.
- Черногор Л. Ф. Каналы воздействия вариаций космических и атмосферных факторов на биосферу и человека // Фізіол. журн. 2010. 56, № 3. С. 25—40.
- 34. *Черногор Л. Ф.* Колебания геомагнитного поля, вызванные пролетом Витимского болида 24 сентября 2002 г. // Геомагнетизм и аэрономия. 2011. **51**, № 1. С. 119—132.
- Черногор Л. Ф. Физика и экология катастроф. Харьков: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2012. — 556 с.
- 36. Черногор Л. Ф. Крупномасштабные возмущения магнитного поля Земли, сопровождавшие падение Челябинского метеороида // Радиофизика и электроника. — 2013. — 4 (18), № 3. — С. 47—54.

- 37. Черногор Л. Ф. Плазменные, электромагнитные и акустические эффекты метеорита «Челябинск» // Инженерная физика. — 2013. — № 8. — С. 23—40.
- 38. Черногор Л. Ф. Физические эффекты пролета Челябинского метеорита // Доп. Нац. академії наук України. — 2013. — № 10. — С. 97—104.
- Черногор Л. Ф. Физика мощного радиоизлучения в геокосмосе. — Харьков: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2014. — 448 с.
- 40. *Черногор Л. Ф*. Эффекты Челябинского метеороида в геомагнитном поле // Геомагнетизм и аэрономия. 2014. **54**, № 5. С. 658—669.
- Черногор Л. Ф. Физические эффекты Румынского метеороида. 1 // Космічна наука і технологія. 2018. 24, № 1. С. 49—70.
- Черногор Л. Ф., Лящук А. И. Инфразвуковые наблюдения взрыва болида над Румынией 7 января 2015 г. // Кинематика и физика небес. тел. — 2018. — 33, № 6. — С. 34—54.
- 43. *Beech M., Brown P., Jones J.* VLF detection of fireballs // Earth Moon Planets. – 1995. – **68**. – P. 181–188.
- Beech M., Foschini L. A. Aspace charge model for electrophonic bursters // Astron. and Astrophys. — 1999. — 345. — P. L27— L31.
- 45. Borovička J., Spurný P., Grigore V. I., Svoreň J. The January 7, 2015, superbolide over Romania and structural diversity of meter-sized asteroids // Planet. and Space Sci. – 2017. – 143. – P. 147–158.
- Brown P., Spalding R. E., Re Velle D. O., et al. The flux of small near-Earth objects colliding with Earth // Nature. – 2002. – 420. – P. 294–296.
- Chernogor L. F. The Earth atmosphere geospace system: main properties and processes // Int. J. Remote Sens. 2011. 32, N 11. P. 3199–3218.
- Chernogor L. F., Rozumenko V. T. Earth atmosphere geospace as an open nonlinear dynamical system // Radio Phys. and Radio Astron. – 2008. – 13, N 2. – P. 120– 137.
- Chernogor L. F., Rozumenko V. T. The physical effects associated with Chelyabinsk meteorites passage // Probl. Atomic Sci. and Technology. - 2013. - 86, N 4. - Pp. 136-139.
- Kaznev V. Y. Observational characteristics of electrophonic bolides: Statistical analysis // Sol. Sys. Res. – 1994. – 28. – P. 49–60.
- Keay C. S. L. Anomalous sounds from the entry of meteor fireballs // Science. – 1980. – 210. – P. 11–15.
- Keay C. S. L. Audible sounds excited by aurorae and meteor fireballs // J. Roy. Astron. Soc. Can. – 1980. – 74. – P. 253–260.
- Keay C. S. L. Meteor fireball sounds identified // Asteroids, Comets, Meteors. 1991, 1992. P. 297–300.
- Keay C. S. L. Electrophonic sounds from large meteor fireballs // Meteoritics. – 1992. – 27. – P. 144–148.

- 55. *Keay C. S. L.* Electrophonic Sounds Catalog // WGN Obs. Rep. Ser. Int. Meteor. Org. – 1994. – 6. – P. 151–172.
- Keay C. S. L., Ceplecha Z. Rate of observation of electrophonic meteor fireballs // J. Geophys. Res. – 1994. – 99. – P. 13,163–13,165.
- Le Pichon A., Blanc E., Hauchecorne A. Infrasound monitoring for atmospheric studies. — Dordrecht, Heidelberg, London, New York: Springer, 2010. — 734 p.
- Popel S. I. Electromagnetic effects in the Earth's ionosphere and magnetosphere caused by a cosmic body // Planet. Space Sci. – 1997. – 45. N 7. – P. 869–875.
- Popova O. P., Jenniskens P., Emelyanenko V., et al. Chelyabinsk airburst, damage assessment, meteorite recovery, and characterization // Science. – 2013. – 342. – P. 1069–1073.
- Popova O. P., Jenniskens P., Emelyanenko V., et al. Supplementary material for Chelyabinsk airburst, damage assessment, meteorite, and characterization // Science. 2013. 145 p.
- Pricopi D., Dascalu M., Badescu O., et al. Orbit reconstruction for the meteoroid of the meteorite-producting fireball that exploded over Romania on January 7, 2015 // Proc. Romanian Acad. Ser. A. 2016. 17, N 2. P. 133–136.
- Zalyubovsky I. I., Chernogor L. F., Rozumenko V. T. The Earth – atmosphere – geospace system: main properties, processes and phenomena // Space Res. in Ukraine. 2006–2008. – Kyiv, 2008. – P. 19–29.

Стаття надійшла до редакції 30.10.17

#### REFERENCES

- Adushkin V. V., Popova O. P., Rybnov Yu. S., Kudryavtsev V. I., Mal'tsev A. L., Kharlamov V. A. Geophysical effects of the Vitim bolide. *Doklady Earth Sciences*, 397 (6), 861–864 (2004).
- Alpatov V. V., Burov V. N., Vagin J. P., Galkin K. A., Givishvili G. V., Gluhov J. V., Davidenko D. V., Zubachev D. S., Ivanov V. N., Karhov A. N., Kolomin M. V., Korshunov V. A., Lapshin V. B., Leshenko L. N., Lysenko D. A., Minligareev V. T., Morozova M. A., Perminova E. S., Portnyagin J. I., Rusakov J. S., Stal N. L., Syroeshkin A. V., Tertyshnikov A. V., Tulinov G. F., Chichaeva M. A., Chudnovsky V. S. and Shtyrkov A. Y., 2013. Geophysical conditions at the explosion of the Chelyabinsk (Chebarkulsky) meteoroid in February 15, 2013. (FGBU "IPG" Publ., Moscow, Russia, 2013) [in Russian].
- Materials and reports of international scientific practical conference "Asteroids and comets. Chelyabinsk event and the study of meteorite falling into the lake Chebarkul", 21–22 June 2013, Chebarkul, 168 p. (2013) [in Russian].
- 4. *Solar System Research*. **47** (4). (Thematical issue) (2013) [in Russian].

- 5. Atmosphere: A Handbook, 510 p. (Gidrometeoizdat, Leningrad, 1991) [in Russian].
- Borisov N. D., Gurevich A. V., Milih G. M. Artificially Ionized Region in the Atmosphere, 184 p. (IZMIRAN, Moscow, 1985) [in Russian].
- 7. Bronshten V. A. Physics of Meteor Phenomena, 358 p. (Springer Netherlands, 1983).
- Bronshten V. A. A magneto-hydrodynamic mechanism for generating radio waves by bright fireballs. *Solar System Research.* 17 (2), 70–74 (1983).
- Bronshten V. A. Electrical and electromagnetic phenomena associated with meteor flight. *Solar System Research*, 25 (2), 93–104 (1991).
- Bronshten V. A. Magnetic Effect of the Tungus Meteorite. Geomagnetism and Aeronomy. 42 (6), 854–856 (2002).
- 11. Brunelli B. E., Namgaladze A. A. *Physics of ionosphere*, 527 p. (Moscow, Nauka, 1988) [In Russian].
- 12. Ginzburg V. L. The propagation of electromagnetic waves in plasmas, 684 p. (London, Pergamon Press, 1970).
- Golitsyn G. S., Grigoriev G. I., Dokuchaev V. P. Radiation of acoustic gravity waves during the motion of meteors in the atmosphere. *Izvestiya Rossiyskoy Akademii nauk*. *Fizika atmosfery i okeana*, 1977, **13** (9), 926–936 [In Russian].
- Goldshtein L. D., Zernov N. V. *Electromagnetic fields and waves*, 664 p. (Sov. radio, Moscow, 1971) [In Russian].
- Gorbachev L. P., Bitter V. V., Glushkov A. I., Kotov Yu. B., Krasheninnikov M. V., Lazarev B. M., Levahina L. V., Matronchik A. Yu., Mozgov K. S., Savchenko Yu. N., Semenova T. A., Skryilnik A. A., Fedorov V. F. The generation of the geomagnetic disturbances by non-stationary high-energy sources, 353 p. (MIFI, Moscow, 2001) [In Russian].
- Gossard E. E., Hooke Y. X., Waves in the Atmosphere: Atmospheric Infrasound and Gravity Waves, Their Generation and Propagation, 532 p. (Developments in Atmospheric Science). *Elsevier Scientific Pub. Co.*, 472 p. (1975).
- Gohberg M. B., Shalimov S. P. The action of earthquakes and explosions on the ionosphere, 295 p. (Nauka, Moscow, 2008) [In Russian].
- Gurevich A. V., Shvartsburg A. B. Nonlinear Theory of Radio Wave Propagation in the Ionosphere, 272 p. (Nauka, Moscow, 1973) [In Russian].
- Adushkin V. V., Nemchinov I. V. (eds). Catastrophic Impacts of Cosmic Bodies. 310 p. (Moscow, Russia: ECC Akademkniga Publ., 2005) [in Russian].
- Kovaleva I. H., Kovalev A. G., Popel S. I., Popova O. P. The electromagnetic effects generated in the Earth ionosphere during the meteoroid falling. *Triggernyie effektyi v* geosistemah. *Materialy Vserossiyskogo seminara-sove*schaniya. Ed.: V. V. Adushkin, G. G. Kocheryan, 41–50. (GEOS, Moscow, 2013) [In Russian].
- 21. Kovaleva I. H., Kovalev A. G., Popova O. P., et al. The electromagnetic effects generating in the Earth ionosphere

during the meteoroid falling. *Dinamicheskije processy v* geospherah. Vypusk 5. Geophysicheskije effekty padenija Chelyabinskogo meteoroida: sbornik nauchnyh trudov IDG RAN. Special'nyj vypusk, 26–48 (GEOS, Moscow, 2014) [in Russian].

- 22. Kruchinenko V. G. Mathematical and physical analysis of the meteor phenomena, 294 p. (Kyiv, 2012) [in Ukrainian].
- Liatskij V. B. The Current Systems of the magnetospheric and ionospheric disturbances, 199 p. (Nauka, Leningrad, 1978) [in Russian].
- Antipin N. A., ed. The Chelyabinsk Meteorite one year on the Earth: Proceedings of All-Russian Scientific Conference. Chelyabinsk, Russia: Kamennyi poyas Publ., 694 p. (Chelyabinsk, 2014) [in Russian].
- Ol'khovatov A. Yu. The electrophone sounds mechanisms generation analysis that accompany bolide effects. *Geomagnetism and Aeronomy*. 33 (2), 154–155 (1993) [in Russian].
- Raizer Yu. L. A Debate over the Acquisition of an Electric Potential by a Meteoroid. *Solar System Research.* 37 (4), 333–335 (2003)
- Soloviev S. P., Rybnov Yu. S., Kharlamov V. A. The synchronic disturbances of the acoustic and electric fields caused by artificial and natural sources. *Triggernyie effektyi v geosistemah. Materialyi tretego Vserossiyskogo seminara-soveschaniya. Pod red. V. V. Adushkina, G. G. Kocheryana*, 317–326 (GEOS, Moskva, 2015) [in Russian].
- 28. Surkov V. V. Electromagnetic effects caused by earthquakes and explosions, 448 p. (MEPhI, Moscow, 2000) [in Russian].
- 29. Chernogor L. F. Physics of Earth, Atmosphere, and Geospace from the Standpoint of System Paradigm. *Radiophyzika i Radioastronomija*. **8** (1), 59–106 (2003) [in Russian].
- Chernogor L. F. Earth–Atmosphere–Ionosphere–Magnetosphere as Opened Dynamic Nonlinear Physical System. 1. Nelinejnyj mir. 4 (12), 655–697 (2006) [in Russian].
- Chernogor L. F. Earth–Atmosphere–Ionosphere–Magnetosphere as Opened Dynamic Nonlinear Physical System. 2. *Nelinejnyj mir.* 5 (4), 225–246 (2007) [in Russian].
- Chernogor L. F. On the Nonlinearity In Nature and Science, 528 p. (Kharkiv V. N. Karazin National University, Kharkiv, 2008) [in Russian].
- Chernogor L. F. The ways in which variations in space and tropospheric weather impact the biosphere (humans). *Phyzyologichnyj journal*. 56, № 3. – C. 25 – 40 (2010) [in Russian].
- Chernogor L. F. Oscillations of the Geomagnetic Field Caused by the Flight of Vitim Bolide on September 24, 2002. *Geomagnetism and Aeronomy.* 51 (1), 116–130 (2011).
- Chernogor L. F. Physics and Ecology of Catastrophes: monograph, 556 p. (Kharkiv V. N. Karazin National University, Kharkiv, 2012) [in Russian].

- 36. Chernogor L. F. Large-scale disturbances in the Earth's magnetic field associated with the Chelyabinsk meteorite event. *Radiophizika i electronica*. **4** (18) (3), 47–54 (2013) [in Russian].
- Chernogor L. F. Plasma, electromagnetic and acoustic effects of meteorite «Chelyabinsk». *Inzhenernaja physica*. 8, 23–40. (2013) [in Russian].
- Chernogor L. F. The Physical Effects of Chelyabinsk Meteorite Passage. *Dopovidi Natsionalnoi akademii nauk Ukraini*. 10, 97–104 (2013) [in Russian].
- Chernogor L. F. Physics of High-Power Radio Emissions in Geospace : Monograph, 448 p. (Kharkiv V. N. Karazin National University, Kharkiv, 2014) [in Russian].
- 40. Chernogor L. F. Geomagnetic Field Effects of the Chelyabinsk Meteoroid. *Geomagnetism and Aeronomy*. **54** (5), 613–624 (2014).
- Chernogor L. F. The physical effects of Romanian meteoroid. 1. *Space Science and Technology*. 24 (1), 49–70 (2018).
- Chernogor L. F., Liashchuk O. I. Infrasound observations of the bolide explosion over Romania on January 7, 2015. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*. 33 (6), 276– 290 (2017).
- 43. Beech M., Brown P., Jones J. VLF detection of fireballs. *Earth Moon Planets*. 68, 181–188 (1995).
- Beech, M., Foschini L. A. A space charge model for electrophonic bursters. *Astron. Astrophys.* 345, L27–L31 (1999).
- Borovička J., Spurný P., Grigore V. I., Svoreň J. The January 7, 2015, superbolide over Romania and structural diversity of meter-sized asteroids. *Planetary and Space Science*. 143, 147–158 (2017).
- Brown P., Spalding R. E., ReVelle D. O., Tagliaferri E., Worden S. P. The flux of small near-Earth objects colliding with Earth. *Nature*. 420, 294–296 (2002).
- 47. Chernogor L. F. The Earth atmosphere geospace system: main properties and processes. *International Journal of Remote Sensing*. **32** (11), 3199–3218 (2011).
- Chernogor L. F., Rozumenko V. T. Earth Atmosphere Geospace as an Open Nonlinear Dynamical System. *Radio Physics and Radio Astronomy*. 13 (2), 120–137 (2008).
- 49. Chernogor L. F., Rozumenko V. T. The physical effects associated with Chelyabinsk meteorite's passage. *Problems of Atomic Science and Technology*. **86** (4), 136–139 (2013).
- Kaznev V. Y. Observational characteristics of electrophonic bolides: Statistical analysis. *Sol. Sys. Res.* 28, 49– 60 (1994).
- 51. Keay C. S. L. Anomalous sounds from the entry of meteor fireballs. *Science*. **210**, 11–15 (1980).
- 52. Keay C. S. L. Audible sounds excited by aurorae and meteor fireballs. J. R. Astron. Soc. Canada. 74. 253–260 (1980).

- Keay C. S. L. Meteor fireball sounds identified. Asteroids, Comets, Meteors. 297–300, *Lunar and Planet. Inst., Houston, Tex.*, (1991, 1992).
- Keay C. S. L. Electrophonic sounds from large meteor fireballs. *Meteoritics*, 27, 144–148 (1992).
- 55. Keay C. S. L. Electrophonic Sounds Catalog. *WGN Obs. Rep. Ser. Int. Meteor. Org.* **6**, 151—–172 (1994).
- Keay C. S. L., Ceplecha Z. Rate of observation of electrophonic meteor fireballs. *J. Geophys. Res.* 99, 13163–13165 (1994).
- 57. Le Pichon A., Blanc E., Hauchecorne A. Infrasound monitoring for atmospheric studies. 734 p. (*Springer Dordrecht Heidelberg London New York*, 2010).
- Popel S. I. Electromagnetic effects in the Earth's ionosphere and magnetosphere caused by a cosmic body. *Planet. Space Sci.* 45 (7), 869–875 (1997).
- 59. Popova O. P., Jenniskens P., Emel'yanenko V., Kartashova A., Biryukov E., Khaibrakhmanov S., Shuvalov V., Rybnov Y., Dudorov A., Grokhovsky V. I., Badyukov D. D., YIN Q. Z., Gural P. S., Albers J., Granvik M., Evers L. G., Kuiper J., Kharlamov V., Solovyov A., Rusakov Y. S., Korotkiy S., Serdyuk I., Korochantsev A. V., Larionov M. Y., Glazachev D, Mayer A. E., Gisler G., Gladkovsky S. V., Wimpenny J., Sanborn M. E., Yamakawa A., Verosub K. L., Rowland D. J., Roeske S., Botto N. W., Friedrich J. M., Zolensky M. E., Le L., Ross D., Ziegler K., Nakamura T., Ahn I., Lee J. I., Zhou Q., Li X. H., Li Q. L., Liu Y., Tang G. Q., Hiroi T., Sears D., Weinstein I. A., Vokhmintsev A. S., Ishchenko A. V., Schmitt-Kopplin P., Hertkorn N., Nagao K., Haba M. K., Komatsu M., Mikouchi T. Chelyabinsk airburst, damage assessment, meteorite recovery, and characterization. Science. 342, 1069-1073 (2013).
- Popova O. P., Jenniskens P., Emelyanenko V., et al. Supplementary material for Chelyabinsk airburst, damage assessment, meteorite, and characterization. *Science*. 145 p. (2013).
- Pricopi D., Dascalu M., Badescu O., et al. Orbit reconstruction for the meteoroid of the meteorite-producting fireball that exploded over Romania on January 7, 2015. *Proc. Romanian Academy, Series A.* 17 (2), 133–136 (2016).
- Zalyubovsky I. I., Chernogor L. F., Rozumenko V. T. The Earth – Atmosphere – Geospace System: Main Properties, Processes and Phenomena. *Space Research in Ukraine*. 2006–2008. Kyiv. 19–29 (2008).

Received 30.10.17

#### Л. Ф. Чорногор

Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна, Харків, Україна

#### ФІЗИЧНІ ЕФЕКТИ РУМУНСЬКОГО МЕТЕОРОЇДА. 2

Проведено комплексне моделювання процесів у всіх геосферах, які зумовлені падінням та вибухом типового метеороїда над Румунією 7 січня 2015 р. Оцінені ефект турбулентності, магнітні, електричні, електромагнітні та сейсмічні ефекти, а також ефекти акусто-гравітаційних хвиль та іоносферні ефекти. Політ метеороїда призвів до утворення плазмового сліду, до помітного збурення не тільки нижньої, але й верхньої атмосфери на відстані не менш ніж 1 тис. км. Значення плазмового, магнітного, електричного, електромагнітного та акустичного ефектів були помітними. Магнітуда землетрусу, який було викликано вибухом метеороїду, не перевищувала 1. Середня частота падіння космічних тіл, подібних Румунському метеороїду, складає 8.4 рік<sup>-1</sup>.

*Ключові слова*: метеороїд, ефект турбулентності, магнітні, електричні, електромагнітні, сейсмічні ефекти, акустико-гравітаційні хвилі, іоносферні ефекти, частота падінь.

#### L. F. Chernogor

V. N. Karazin National University of Kharkiv, Kharkiv, Ukraine

#### PHYSICAL EFFECTS OF THE ROMANIAN METEOROID. 2

We describe various aspects of a comprehensive modeling study of the processes induced in all geospheres the meteoroid passed and exploded over Romania on January 7, 2015. We estimated turbulence generation, magnetic, electric, electromagnetic, and seismic effects, the effects of acoustic-gravity waves, and ionospheric effects. The passage of the meteoroid has caused the formation of a plasma trail and an appreciable disturbance not only in the lower but also in the upper atmosphere at the distances not less than 1,000 km. The magnitudes of plasma, magnetic, electric, electromagnetic, and acoustic effects were significant. The magnitude of the earthquake caused by the meteoroid explosion did not exceed 1. The mean rate of the fall of cosmic bodies similar to the Romanian meteoroid is equal to 8.4 times a year.

*Keywords*: meteoroid, turbulence effect, magnetic, electric, electromagnetic, seismic effects, acoustic-gravity waves, ionospheric effects, falling frequency.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.036

УДК 520.66+53.082

### О. В. Дудник <sup>1, 2</sup>, Є. В. Курбатов <sup>1</sup>

<sup>1</sup> Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України, Харків, Україна <sup>2</sup> Харківський національний університет ім. В. Н. Каразіна, Харків, Україна

## ВИКОРИСТАННЯ НАНОСУПУТНИКІВ ДЛЯ ВИВЧЕННЯ ПРИРОДИ МІКРОСПЛЕСКІВ ВИСОКОЕНЕРГЕТИЧНИХ ЧАСТИНОК У МАГНІТОСФЕРІ ЗЕМЛІ: ІДЕЯ КОСМІЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Представлено концепцію наукового космічного експерименту з вивчення природи мікросплесків заряджених частинок високих енергій у магнітосфері Землі з використанням наносупутникової платформи у форматі «CubeSat». Дано опис функціональної схеми, структурних одиниць і технічних характеристик мініатюрного реєстратора-аналізатора електронів і протонів MiPA ер.

**Ключові слова:** радіаційний пояс, електрон, наносупутник, «CubeSat», кремнієвий PIN-детектор, органічний сцинтилятор, Бразильська магнітна аномалія, нахил орбіти супутника.

#### вступ

У земній магнітосфері є шари, завжди заповнені високоенергетичними електронами і протонами. Вони утворюють радіаційні пояси Землі, або так звані пояси Ван Аллена. Кількість експериментальних даних про іонізовану радіацію довкола Землі безперервно зростає. Поновлення інтересу в останні роки до вивчення радіаційних поясів пов'язане з розвитком принципово нових технологій, як у детекторах для реєстрації елементарних заряджених частинок, так і в космічній мікроелектроніці. Крім відомих поясів Ван Аллена, досліджених за допомогою великої кількості штучних супутників Землі за часи космічної ери, є просторові області, що спорадично заповнюються низькоенергетичними і субрелятивістськими електронами. Одним зі значних наукових досягнень у вивченні іонізованої радіації є виявлення мікросплесків високоенергетичних електронів, які реєструються на краях зовнішнього електронного поясу [2, 10, 12, 13], на низьких широтах та поблизу екваторіальної зони [9, 11, 15]. Інший напрям досліджень пов'язаний з реєстрацією короткоживучих радіаційних поясів у проміжку між внутрішнім і зовнішнім поясами Ван Аллена, а також під внутрішнім електронним поясом [1, 8].

Зони радіації, що спорадично генеруються у проміжку між поясами Ван Аллена, на середніх широтах, мікросплески частинок на краях радіаційних поясів не є ще достатньо вивченими. Мапа розподілу електронних потоків на висоті  $h \approx 600$  км показує, що частинки розподілено приблизно у трьох широтних зонах: 1) у екваторіальній зоні (параметр Мак-Ілвайна L < 1.2), 2) у низькоширотній зоні (1.2 < L < 1.4), 3) на середніх широтах (1.6 < L < 2) [15]. Однак дослідники до цього часу не запропонували механізмів генерації електронних піків на середніх та низьких широтах, що спостерігаються на низькоорбітальних супутниках. Крім того, в літературі не-

<sup>©</sup> О. В. ДУДНИК, Є. В. КУРБАТОВ, 2018
має згадувань про існування вузького довгоживучого прошарку зарядженої радіації високої енергії під внутрішнім радіаційним поясом Землі, що вперше був задекларований на основі спостережень приладом СТЕП-Ф на борту космічного апарата «КОРОНАС-Фотон» [4].

Ще однією актуальною і важливою для людства проблемою є визначення провісників сейсмічної активності через реєстрацію висипань частинок з радіаційних поясів в атмосферу Землі перед землетрусами [5-7, 16, 18]. Базуючись на 11-річних даних з 1998 по 2011 рр., зібраних за допомогою приладу MEPED на супутнику NOAA-15/POES щодо потоків електронів і протонів на висоті близько 800 км, статистично суттєва кореляція була знайдена між збуреннями потоку електронів з енергіями  $E_e = 30...100$  кеВ та магнітудою землетрусів ( $M \ge 6$ ), що мали місце за цей період в регіоні острова Суматра та Філіппін [5]. При цьому електрони, що висипались на малих *L*-оболонках, передували головному поштовху землетрусу на 2-3 год. В роботі [5] зроблено висновок, що для реєстрації сплесків електронів перед землетрусами детекторні системи мають бути чутливими до електронів з енергіями до  $E_{\rho} \sim 1$  MeB, вісь кута зору має бути спрямована вертикально, тоді як сам кут зору, сформований коліматорною системою, повинен бути не меншим за  $\Delta \theta = 30^\circ$ . Орбіта супутника, яка максимально збільшує площу детектування електронів, що висипаються з радіаційних поясів, — це екваторіальна орбіта з висотами від 900 до 1000 км. Крім того, подальші дослідження можуть бути більш плідними, якщо залучити до експерименту інші супутникові вимірювання, беручи до уваги денно-нічний ефект у розподілах частинок на низьких орбітах.

З метою вирішення перелічених наукових задач в теперішній час розроблюються прилади різного гатунку. Зокрема, іноземними інженерами плануються або вже здійснені впровадження мініатюрних супутникових приладів елементарних заряджених частинок високих енергій. Індійськими вченими і студентами з Інституту технологій міста Мадрас розроблено компактний прилад SPEED для реєстрації електронів і протонів на борту наносупутника IITMSAT [17]. IITMSAT призначений для вивчення висипань заряджених частинок з радіаційних поясів Ван Аллена, пов'язаних з сейсмо-електромагнітними емісіями. В іншому приладі RADMON студентського наносупутника «Aalto-1» (Фінляндія) як детектори використовуються кремнієвий PINдетектор і сцинтиляційний детектор на основі монокристала CsI(Tl) з кремнієвим фотодіодом великої площі [14]. Час світлового спалаху сцинтилятора CsI(Tl) досить великий ( $\tau > 3$  мкс), що не дає змоги реєструвати потоки частинок зі значною щільністю. У приладі американської місії FIREBIRD у форматі «CubeSat 1.5 U» прилади вимірювали на низьких орбітах сплески електронів у п'яти діапазонах парами іонно-імплантованих кремнієвих детекторів у полі зору, що складав приблизно  $\Delta \theta \approx 45^{\circ}$  [3].

В роботі представлена ідея здійснення супутникового експерименту з дослідження природи мікросплесків високоенергетичних заряджених частинок з використанням компактного приладу, відмінними рисами якого є: а) застосування швидкодіючого сцинтиляційного детектора з монокристала паратерфенілу вітчизняної розробки, нечутливого до вторинного гальмівного випромінювання; б) реєстрація частинок з двох протилежних напрямів, що дозволить вивчати ступінь анізотропії мікросплесків.

## НАУКОВІ ЗАДАЧІ Супутникового експерименту

Метою здійснення супутникового експерименту є вивчення механізмів систематичних та спорадичних варіацій та сплесків інтенсивності високоенергетичних електронів та протонів на низьких орбітах. Задачами досліджень є: а) перевірка факту існування додаткового внутрішнього електронного радіаційного поясу на  $L \approx 1.6$  для частинок з енергіями від десятків кеВ до  $E_{o} \approx 0.5 \text{ MeB}$ у геомагнітно спокійних умовах; б) визначення енергетичних спектрів частинок у стаціонарних радіаційних поясах та у мікросплесках поза межами поясів і аналіз тонкої структури мікросплесків; в) вивчення ступеня анізотропії напрямів швидкостей електронів всередині радіаційних поясів та у мікросплесках на краях поясів Ван Аллена та поза їхніми межами під час проявів со-



Рис. 1. Функціональна схема приладу

нячної, магнітосферної та іоносферної активностей; г) уточнення та визначення часу життя, коефіцієнтів радіальної та пітч-кутової дифузії електронів у зовнішніх та внутрішніх шарах магнітосфери Землі в умовах низької, помірної та екстремальної геомагнітної активності; д) пошук і визначення відмінних рис поміж мікросплесками електронів, породжених магнітосферою, сонячною і міжпланетною активністю, та таких, що виникли в результаті сейсмічної активності.

Перелічені задачі планується вирішувати за допомогою компактного супутникового приладу власної розробки. З цією метою пропонується розробити, виготовити та впровадити прилад MiPA\_ ер (Мініатюрний Реєстратор-Аналізатор електронів і протонів), що буде накопичувати дані про потоки частинок в різних діапазонах енергій на різних широтах та довготах, у різні періоди сонячної та геомагнітної активності, на освітленій та затемненій сторонах земної поверхні.

#### ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ МІНІАТЮРНОГО ПРИЛАДУ МіРА\_ер

Блок-схема та основні параметри приладу. Як корисне навантаження наносупутника, побудованого у форматі «CubeSat», прилад MiPA\_ер складатиметься з трьох модулів: детекторного, аналогового та цифрового (рис. 1). Кожен з модулів є окремою одиницею, що з'єднуються за допомогою кабелів та з'єднувачів. У аналоговому та цифровому модулях будуть встановлені перетворювачі напруги, що забезпечуватимуть відповідні блоки необхідними рівнями напруги.



Нижче представлено основні наукові та технічні параметри приладу:

Кут зору телескопічної системи, град 34
Геометричний фактор, см <sup>2</sup> ср 0.76
Сорти та діапазони енергій заряджених
частинок, МеВ:
електрони 0.042.5
протони 1.254.7
Кількість напрямків реєстрації (0180°) 2
Кількість енергетичних каналів кожного
сорту частинок (на кожний напрямок) 5
Кількість енергетичних каналів без визна-
чення сорту частинок (на кожний напрямок) 5
Мінімальна часова роздільна здатність
потоків частинок, с 0.1
Інформативність приладу (середня 6370 біт/с),
Мбайт/добу 66
Об'єм цифрового масиву з науковими
даними, байт 796
Період формування інформаційних масивів
для надсилання до системи збору
інформації, с
Кількість програмних команд для керування
приладом 6
Розмір програмної команди, байт 12
Середня частота надсилання команд, на добу 4
Період отримання часових міток від СЗІ, с 1
(точність прив'язки до бортового часу
не гірша за 1 мс)
Період отримання даних про орієнтацію
приладу, с 1
Розміри модулів, мм:
детекторний
аналоговий
× 23.1
цифровий 90.2 × 95.9 ×
× 23.1
Вага, г < 850

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2



Рис. 3. Функціональна схема аналогового модуля з підключеним детекторним модулем

Споживана потужність, Вт:

•	
середня	. 0.7
пікова	. 1
Напруга живлення, В	$+5 \pm 10 \%$
Струм живлення, А:	
середній	. 0.14
піковий	. 0.2

Детекторний модуль. Детекторний модуль (ДМ) складатиметься з двох кремнієвих «пролітних» детекторів і одного сцинтиляційного детектора на основі монокристала паратерфенілу, що виконуватиме функцію детектора повного поглинання. Модуль буде містити також коліматорну систему, що формуватиме кут зору у двох протилежних напрямках (рис. 2). Детектори розміщуються у механічній конструкції детекторного модуля таким чином, щоб утворювалася двонаправлена телескопічна система. Коліматорна система формує кут зору приладу  $\Delta \theta = 34^\circ$ .

Аналоговий і цифровий модулі. Аналоговий модуль складатиметься з трьох спектрометричних каналів: двох ідентичних каналів для обробки сигналів з кремнієвих детекторів Д1 та Д2 і одного каналу для підключення каналу сцинтиляційного детектора Д3. Канали Д1 та Д3 складаються з зарядочутливого попереднього підсилювача (ЗЧПП), формувального підсилювача, пристрою вибірки та запам'ятовування та 12-розрядного АЦП. Канал Д2 має два ЗЧПП для підключення фотодіодів, два формувальних підсилювачі, сигнали з виходів яких надходять до аналогового суматора, пристрою вибірки та запам'ятовування та 12-розрядного АЦП. Функціональну схему аналогового модуля з підключеним детекторним модулем наведено на рис. 3.

Аналоговий модуль матиме окремі цифрові SPIінтерфейси для зчитування кодів АЦП кожного із спектрометричних каналів та один загальний SPIінтерфейс для керування параметрами каналів. Планується регулювати коефіцієнти підсилення формувачів та рівні спрацювання пікових детекторів. Модуль також містить в собі перетворювачі вхідної напруги у необхідні рівні живлення.

Основними задачами цифрового модуля є керування параметрами аналогового модуля; зчитування та опрацювання кодів АЦП аналогового модуля; визначення сортів та енергій зареєстрованих частинок; формування вихідного телеметричного кадру; накопичення та вивантаження наукових даних; прийом та відпрацювання командних повідомлень.

#### ВИМОГИ ДО РОЗМІЩЕННЯ ПРИЛАДУ ТА КОНФІГУРАЦІЯ ОРБІТИ

Нахилення орбіти супутника, що перекриває *L*-оболонки від  $L \approx 1.0$  (геомагнітний екватор) до  $L \approx 2.5$  (зовнішній край внутрішнього радіаційного поясу Ван Аллена) на малих висотах має дорівнювати  $\phi \approx 50^{\circ}$ . Якщо у процесі виконання космічної місії ставити задачу одночасно спостерігати за динамікою частинок у зазорі між двома поясами Ван Аллена та у зовнішньому радіаційному поясі, то нахилення орбіти має бути не меншим, ніж  $\phi \approx 75^{\circ}$ . Виконання задачі моніторингу тільки мікросплесків електронів під радіаційними поясами обмежує величину нахилення орбіти до φ ≈ 20...30°. Але і в цьому разі можна буде слідкувати за потоками електронів у внутрішньому радіаційному поясі через перетинання космічним апаратом Бразильської магнітної аномалії. Попередні експерименти показали, що висоти орбіти супутників, які максимально збільшують площу детектування електронів, що висипаються з радіаційних поясів, становлять від 900 до 1000 км.

Кут зору детекторної головки приладу має бути спрямований вертикально вгору по відношенню до поверхні Землі з метою реєстрації саме потоків частинок, що висипаються. В такому разі з другого (протилежного) напряму прилад буде здатний реєструвати високоенергетичні електрони і протони, що рухаються від атмосфери та іоносфери вертикально вгору. Таким чином, з'явиться можливість вивчення ступеня анізотропії потоків частинок, пошуку зв'язку з земними гама-сплесками (Terrestrial Gamma Flashes) тощо.

#### висновки

Експериментальні дослідження динаміки потоків частинок в радіаційних поясах Землі та поза їхніми межами, вивчення природи мікросплесків високоенергетичних заряджених частинок доцільно здійснити за допомогою мініатюрного економічного реєстратора-аналізатора МіРА\_ер, відмінними рисами якого є застосування легкого органічного сцинтилятора з монокристала паратерфенілу та реєстрація частинок з двох протилежних напрямів, що дозволить вивчати ступінь анізотропії мікросплесків. Невеликі геометричні розміри модулів, малі вага (m < 850 г), споживана потужність (P < 0.7 Вт) і первинна напруга живлення (U = 5 В) надають змогу застосувати прилад MiPA\_ер як корисне навантаження студентських наносупутників у форматі «CubeSat».

Роботу виконано в рамках Програми наукового приладобудування НАН України у 2017 р., договір № 2.31.16 РІ НАН України. Автори вдячні Раді з космічних досліджень НАН України і Інституту космічних досліджень НАН України та ДКА України за фінансову підтримку роботи в рамках конкурсного відбору у 2017 р. проектів корисного навантаження платформи «YuzhSat».

#### ЛІТЕРАТУРА

- 1. Baker D. N., Kanekal S. G., Hoxie V. C., Henderson M. G., Li X., Spence H. E., et al. A Long-Lived Relativistic Electron Storage Ring Embedded in Earth's Outer Van Allen Belt // Science. – 28 February 2013. – P. 1–7.
- Blake J. B., Looper M. D., Baker D. N., Nakamura R., Klecker B., Hovestadt D. New high temporal and spatial resolution measurements by SAMPEX of the precipitation of relativistic electrons // Adv. Space Res. – 1996. – 18, N 8. – P. 171–186.
- 3. *Crew A. B., Spence H. E., Blake J. B., Klumpar D. M., Larsen B. A., et al.* First multipoint in situ observations of electron microbursts: Initial results from the NSF FIREBIRD II mission // J. Geophys. Res., Space Phys. – 2016. – **121**, N 6. – P. 5272–5283.
- 4. Dudnik O. V., Podgórski P., Sylwester J., Gburek S., Kowaliński M., et al. Investigation of Electron Belts in the Earth's Magnetosphere with the Help of X-ray Spectrophotometer SphinX and Satellite Telescope of Electrons and Protons STEP-F: Preliminary Results // Space Sci. and Technology. – 2011. – 17, N 4. – P. 14–25.
- 5. *Fidani C*. Particle precipitation prior to large Earthquakes of both the Sumatra and Philippine Regions: a statistical analysis // J. Asian Earth Sci. 2015. **114**, Part 2. P. 384–392.
- 6. *Fidani C., Battiston R.* Analysis of NOAA particle data and correlations to seismic activity // Natur. Hazards and Earth System Sci. 2008. **8**, N 6. P. 1277–1291.
- Fidani C., Battiston R., Burger W. J. A study of the correlation between Earthquakes and NOAA satellite energetic particle bursts // Remote Sens. 2010. 2, N 9. P. 2170-2184.
- 8. *Hudson M. K., Kress B. T., Mueller H.-R., Zastrow J. A., Blake J. B.* Relationship of the Van Allen radiation belts to solar wind drivers // J. Atmos. and Solar-Terr. Phys. 2008. **70**, N 5. P. 708–729.
- 9. *Imhof W. L., Reagan J. B., Gaines E. E.* The energy selective precipitation of inner zone electrons // J. Geophys. Res. 1978. **83**, N A9. P. 4245–4254.

- Imhof W. L., Voss H. D., Mobilia J., Datlowe D. W., Gaines E. E., et al. Relativistic Electron Microbursts // J. Geophys. Res. 1992. 97, NA9. P. 13829–13837.
- 11. Nagata K., Kohno T., Murakami H., Nakamoto A., Hasebe N., et al. Electron (0.19–3.2 MeV) and proton (0.58–35 MeV) precipitations observed by ONZORA satellite at low latitude zones L = 1.6-1.8 // Planet. and Space Sci. 1988. **36**, N 6. P. 591–606.
- Nakamura R., Baker D. N., Blake J. B., Kanekal S., Klecker B., Hovestadt D. Relativistic electron precipitation enhancements near the outer edge of the radiation belt // Geophys. Res. Lett. – 1995. – 22, N 9. – P. 1129–1132.
- Nakamura R., Isowa M., Kamide Y., Baker D. N., Blake J. B., Looper M. SAMPEX observations of precipitation bursts in the outer radiation belt // J. Geophys. Res. – 2000. – 105, N A7. – P. 15875–15885.
- Peltonen J., Hedman H-P., Ilmanen A., Lindroos M., Maattanen M., et. al. Electronics for the RADMON instrument on the Aalto-1 student satellite // 10<sup>th</sup> European Workshop on Microelectronics Education (EWME). (14–16 May 2014, Tallinn, Estonia). – Proceedings. – P. 161–166.
- Sadovnichy V. A., Panasyuk M. I., Yashin I. V., Barinova V. O., Veden'kin N. N., et. al. Investigations of the Space Environment Aboard the Universitetsky—Tat'yana and Universitetsky—Tat'yana-2 Microsatellites // Solar System Res. – 2011. – 45, N 1. – P. 3–29.
- Sgrigna V., Carota L., Conti L., Corsi M., Galper A. M., et al. Correlations between earthquakes and anomalous particle bursts from SAMPEX/PET satellite observations // J. Atmos. and Solar-Terr. Phys. 2005. 67, N 15. P. 1448–1462.
- Surya Teja S. S., Subramanyan V., Elangovan R., Reddy L. M., Ramachandran D., et al. Design of Nuclear Instrumentation for Space-based Proton-Electron Energy Detector (SPEED) // International Conference on Space Science and Communication (IconSpace) (10–12 August 2015, Kuala Lumpur, Malaysia): Proceedings. – P. 181–186.
- Zhang X., Fidani C., Huang J., Shen X., Zerren Z., Qian J. Burst increases of precipitating electrons recorded by the DEMETER satellite before strong earthquakes // Natur. Hazards and Earth System Sci. – 2013. – 13, N 1. – P. 197–209.

Стаття надійшла до редакції 04.01.18

#### REFERENCES

- Baker D. N., Kanekal S. G., Hoxie V. C., Henderson M. G., Li X., Spence H. E., et al. A Long-Lived Relativistic Electron Storage Ring Embedded in Earth's Outer Van Allen Belt. *Science*. 1–7 (28 February 2013).
- 2. Blake J. B., Looper M. D., Baker D. N., Nakamura R., Klecker B., Hovestadt D. New high temporal and spatial resolution measurements by SAMPEX of the precipita-

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

tion of relativistic electrons. *Advances in Space Research*. **18** (8), 171–186 (1996).

- Crew A. B., Spence H. E., Blake J. B., Klumpar D. M., Larsen B. A., et al. First multipoint in situ observations of electron microbursts: Initial results from the NSF FIRE-BIRD II mission. *Journal of Geophysical Research, Space Physics.* **121** (6), 5272–5283 (2016).
- 4. Dudnik O. V., Podgórski P., Sylwester J., Gburek S., Kowaliński M., et al. Investigation of Electron Belts in the Earth's Magnetosphere with the Help of X-ray Spectrophotometer SphinX and Satellite Telescope of Electrons and Protons STEP-F: Preliminary Results. *Space Science and Technology.* **17** (4), 14–25 (2011).
- 5. Fidani C. Particle precipitation prior to large Earthquakes of both the Sumatra and Philippine Regions: a statistical analysis. *Journal of Asian Earth Sciences*, **114** (2), 384–392 (2015).
- 6. Fidani C., Battiston R. Analysis of NOAA particle data and correlations to seismic activity. *Natural Hazards and Earth System Sciences.* **8** (6), 1277–1291 (2008).
- Fidani C., Battiston R., Burger W. J. A study of the correlation between Earthquakes and NOAA satellite energetic particle bursts. *Remote Sensing*, 2 (9), 2170–2184 (2010).
- Hudson M. K., Kress B. T., Mueller H.-R., Zastrow J. A., Blake J. B. Relationship of the Van Allen radiation belts to solar wind drivers. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*. **70** (5), 708–729 (2008).
- Imhof W. L., Reagan J. B., Gaines E. E., The energy selective precipitation of inner zone electrons. *Journal of Geophysical Research.* 83 (A9), 4245–4254 (1978).
- Imhof W. L., Voss H. D., Mobilia J., Datlowe D. W., Gaines E. E., et al. Relativistic Electron Microbursts. *Journal of Geophysical Research*. 97 (A9), 13829–13837 (1992).
- 11. Nagata K., Kohno T., Murakami H., Nakamoto A., Hasebe N., et al. Electron (0.19–3.2 MeV) and proton (0.58–35 MeV) precipitations observed by ONZORA satellite at low latitude zones L = 1.6-1.8. *Planetary and Space Science*. **36** (6), 591–606 (1988).
- Nakamura R., Baker D. N., Blake J. B., Kanekal S., Klecker B., Hovestadt D. Relativistic electron precipitation enhancements near the outer edge of the radiation belt. *Geophysical Research Letters.* 22 (9), 1129–1132 (1995).
- Nakamura R., Isowa M., Kamide Y., Baker D. N., Blake J. B., Looper M. SAMPEX observations of precipitation bursts in the outer radiation belt. *J. Geophys. Res.* 105 (A7), 15875–15885 (2000).
- Peltonen J., Hedman H-P., Ilmanen A., Lindroos M., Maattanen M., et al. Electronics for the RADMON instrument on the Aalto-1 student satellite. 10<sup>th</sup> European Workshop on Microelectronics Education (EWME), 14–16 May 2014, Tallinn, Estonia. Proceedings. P. 161–166 (2014).

- Sadovnichy V. A., Panasyuk M. I., Yashin I. V., Barinova V. O., Veden'kin N. N., et al. Investigations of the Space Environment Aboard the Universitetsky—Tat'yana and Universitetsky—Tat'yana-2 Microsatellites. *Solar System Research.* 45 (1), 3–29 (2011).
- Sgrigna V., Carota L., Conti L., Corsi M., Galper A. M., et al. Correlations between earthquakes and anomalous particle bursts from SAMPEX/PET satellite observations. *J. Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics.* 67 (15), 1448–1462 (2005).
- Surya Teja S. S., Subramanyan V., Elangovan R., Reddy L. M., Ramachandran D., et al. Design of Nuclear Instrumentation for Space-based Proton-Electron Energy Detector (SPEED). *International Conference on Space Science and Communication (IconSpace) (10–12 August 2015,* Kuala Lumpur, Malaysia. Proceedings, 181–186 (2015).
- Zhang X., Fidani C., Huang J., Shen X., Zerren Z., Qian J. Burst increases of precipitating electrons recorded by the DEMETER satellite before strong earthquakes. *Natural Hazards and earth System Sciences.* 13 (1), 197–209 (2013).

Received 04.01.18

А. В. Дудник <sup>1,2</sup>, Е. В. Курбатов <sup>1</sup>

- <sup>1</sup> Радиоастрономический институт Национальной академии наук Украины, Харьков, Украина
- <sup>2</sup> Харьковский национальный университет им. В. Н. Каразина, Харьков, Украина

#### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НАНОСПУТНИКОВ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ПРИРОДЫ МИКРОВСПЛЕСКОВ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЧАСТИЦ В МАГНИТОСФЕРЕ ЗЕМЛИ: ИДЕЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Представлена концепция научного космического эксперимента по изучению природы микровсплесков заряженных частиц высоких энергий в магнитосфере Земли с использованием наноспутниковой платформы в формате «CubeSat». Дано описание функциональной схемы, структурных единиц и технических характеристик миниатюрного регистратора-анализатора электронов и протонов МиРА ер.

*Ключевые слова*: радиационный пояс, электрон, наноспутник, кремниевый детектор, органический сцинтиллятор, Бразильская магнитная аномалия, наклонение орбиты спутника.

#### O. V. Dudnik<sup>1,2</sup>, E. V. Kurbatov<sup>1</sup>

 <sup>1</sup> Institute of Radio Astronomy, NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine
<sup>2</sup> V. N. Karazin Kharkiv National University,

<sup>2</sup> V. N. Karazin Kharkiv National University, Kharkiv, Ukraine

NANOSATELLITES FOR THE STUDY OF HIGH ENERGY PARTICLES' MICROBURSTS' NATURE IN THE EARTH'S MAGNETOSPHERE: AN IDEA OF COSMIC EXPERIMENT

A concept of a cosmic scientific experiment is presented. The main goal of the experiment is the study of microbursts of charged particles of high energy in the Earth's magnetosphere. The experiment is designed to use a nanosatellite platform. The paper describes the functional scheme, structural features and technical characteristics of a miniature detector-analyzer of electrons and protons MiRA\_ep.

*Keywords*: radiation belt, electron, nanosatellite, silicon detector, organic scintillator, Brazilian Magnetic Anomaly, inclination of satellite orbit.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.043

УДК 533.9

# В. А. Шувалов, Ю. П. Кучугурный

Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днипро, Украина

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ ИСКУССТВЕННОЙ МИНИ-МАГНИТОСФЕРЫ КАК СРЕДСТВА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ИОНОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Представлено краткое описание проекта космического эксперимента «Мини-магнитосфера КА». Предложена концепция эксперимента для обоснования эффективности использования искусственной мини-магнитосферы, создаваемой у поверхности КА, как средства управления его движением в ионосфере Земли благодаря силе Лоренца, возникающей при взаимодействии в системе «магнитное поле КА — ионосферная плазма». Система с мини-магнитосферой может быть использована для увода объектов космического мусора на более низкие орбиты, в дальнейшем они будут сгорать в плотных слоях атмосферы.

*Ключевые слова:* ионосферная плазма, магнитное поле, мини-магнитосфера, сила Лоренца, управление движением космического аппарата, физическое моделирование.

С появлением технологий создания компактных источников сильных магнитных полей стало реальным осуществление идеи применения магнитогидродинамических (МГД) систем для управления движением перспективных летательных аппаратов разного класса и назначения. К настоящему времени сформировались два направления работ, связанных с исследованием взаимодействия высокоскоростных потоков разреженной плазмы с твердыми телами, имеющими сильное собственное магнитное поле («намагниченными» телами). Первое направление исследований связано со спускаемыми аппаратами (СА). За ударной волной у затупленной поверхности СА образуется плазма, взаимодействующая с собственным магнитным полем аппарата. Такое взаимодействие характеризуется

двумя эффектами: уменьшением конвективного теплового потока к поверхности аппарата, увеличением отхода ударной волны от поверхности СА и силы лобового сопротивления. Второе направление связано с концепцией использования магнитных полей у поверхности «намагниченных» космических аппаратов (КА) для управления их движением при обтекании гиперзвуковым потоком разреженной плазмы в ионосфере Земли и в межпланетном пространстве. При обтекании «намагниченного» КА высокоскоростным потоком разреженной плазмы у его поверхности возникает неоднородное плазменное образование – мини-магнитосфера, подобная структуре магнитосфер планет. При наличии мини-магнитосферы у поверхности «намагниченного» тела на него действуют силы — производные от силы Лоренца, — превосходящие силу аэродинамического торможения для «ненамаг-

<sup>©</sup> В. А. ШУВАЛОВ, Ю. П. КУЧУГУРНЫЙ, 2018

ниченного» тела. Эффективность торможения КА при движении в ионосферной плазме существенно повышается. Исследования по проблеме актуальны, ведутся во многих аэрокосмических странах мира. Применение МГД-систем в ракетно-космической технике может стать альтернативой традиционным методам и средствам решения комплекса задач, связанных с эксплуатацией космических аппаратов в околоземном и в межпланетном пространстве.

В проекте [1] «Искусственная мини-магнитосфера как способ управления движением космического аппарата в ионосфере Земли» предлагается проведение натурного эксперимента в околоземном космическом пространстве на платформе микроспутников класса «CubeSat» или MC-2-8 (Украина). Целью эксперимента является определение эффективности управления полетом КА в ионосфере Земли с помощью собственного магнитного поля.

Обоснованием проекта являются:

• численное моделирование (решение задачи взаимодействия «намагниченного» КА с гиперзвуковым потоком разреженной плазмы [4]);

• физическое моделирование (экспериментальные исследования на плазмоэлектродинамическом стенде ИТМ НАН Украины и ГКА Украины [5—7], выполненных в рамках Целевой комплексной программы НАН Украины по научным космическим исследованиям на 2012—2016 гг.).

Условия на стенде ИТМ моделируют режимы взаимодействия «намагниченных» КА с ионосферной разреженной плазмой на высотах 200...800 км. Экспериментально получены зависимости аэродинамических коэффициентов силы лобового сопротивления и подъемной силы, действующих на «намагниченные» модели КА, от вектора индукции магнитного поля, вектора дипольного магнитного момента источника поля и вектора скорости плазменного потока [5-7]. Показано, что мини-магнитосфера у поверхности КА является новым силовым фактором, пригодным для управления движением КА (торможение, ускорение, изменение направления вектора тяги), и позволяет при определенных условиях реализовать режим полета с ненулевым аэродинамическим качеством.

Для реализации предлагаемого космического эксперимента предполагается использовать источник постоянного магнитного поля, помещенный в магнитный экран, с системой управления ориентацией вектора магнитного момента относительно вектора скорости полета КА. Предполагается использование базовой комплектации для платформы «CubeSat» или MC-2-8 с системой регистрации положения, ускорения (торможения) спутника на орбите и передачи телеметрической информации. Космический эксперимент предлагается провести на специализированном КА с минимальной комплектацией или на платформе базового КА.

Постоянный магнит внутри многослойного магнитного экрана («спящий» магнит) может быть расположен на платформе КА или вынесен на штанге. Может быть использован дисковый магнит из материала «неодим-железо-бор» (класс осевой намагниченности и тип исполнения 38EN – 42EN) диаметром 70 мм и толщиной 60 мм; масса магнита 1.7 кг. Индукция магнитного поля на полюсной поверхности такого магнита 420...500 мТл; дипольный магнитный момент составляет около 250 А · м<sup>2</sup>. Такой источник магнитного поля может создать в ионосфере на высоте 800 км при концентрации заряженных частиц 10<sup>11</sup> м<sup>-3</sup> мини-магнитосферу с характерным размером порядка 6 м. Как вариант конструктивного решения может быть использована сборка из кольцевых постоянных магнитов с полюсными наконечниками. «Спящий магнит» помещен в многослойный магнитный экран (из магнитомягкого материала с низкой остаточной намагниченностью). Экран обеспечивает допустимый остаточный магнитный момент, а также используется для управления взаимодействием в системе «магнитное поле — плазма». Для проведения активной фазы эксперимента по управлению движением КА экран удаляется. Независимой переменной в эксперименте является взаимная ориентация вектора скорости полета КА и вектора магнитного момента. Для управления ориентацией вектора магнитного момента относительно осей спутника предполагается использовать механизм вращения магнитной системы (например, с шаговым двигателем).

Диапазон высот для проведения эксперимента 250...1000 км в ионосфере Земли. Мини-магнитосфера возникает при удалении магнитного экрана. Контроль торможения (или ускорения) КА осуществляется с помощью акселерометров.

По завершению эксперимента в ионосфере может быть проведена вторая фаза эксперимента – исследование торможения при спуске аппарата в атмосфере Земли.

Результаты эксперимента могут быть использованы для решения проблемы очистки околоземного космического пространства от объектов космического мусора (OKM) — отработавших ресурс изделий ракетно-космической техники, аппаратов исчерпавших срок активной эксплуатации.

В проблеме увода ОКМ на промежуточную низкую орбиту, с дальнейшим сгоранием в плотных слоях атмосферы, можно выделить проект LEOSWEEP [2] и аналогичный проект [3], в которых предполагается создание специального КА с несколькими ионными двигателями. Космический аппарат «пастух» сопровождает ОКМ в течение достаточно длительного времени перехода на низкую орбиту, воздействуя на него плазменной струей с расстояния 7...20 м. Реактивная струя двигателя передает ОКМ дополнительный тормозящий импульс.

В контексте результатов предлагаемого эксперимента с мини-магнитосферой может быть реализован вариант пассивного увода ОКМ на низкую орбиту за счет эффекта электродинамического торможения тела с собственным магнитным полем в ионосфере Земли. Для реализации такого решения изделия ракетно-космической техники — потенциальные объекты космического мусора — оснащаются «спящим магнитом». По истечении срока эксплуатации КА экран удаляется. Взаимодействие магнитного поля с потоком ионосферной плазмы приводит к торможению ОКМ и уводу его на более низкую орбиту. Для уже находящихся в околоземном пространстве ОКМ торможение может быть реализовано с помощью «гарпуна» с вмонтированной магнитной системой.

По результатам численного и физического моделирования показано, что электромагнитное давление на ОКМ при индукции магнитного поля на его поверхности 0.6...0.8 Тл на орбите

высотой 250...800 км сравнимо с давлением реактивной струи ионного двигателя в проектах [2, 3, 5] и значительно (на три порядка) превосходит силу аэродинамического торможения «ненамагниченного» КА. Увод ОКМ с источником магнитного поля на низкую орбиту осуществляется за счет увеличения силы аэродинамического торможения в автономном режиме, без сопровождения ОКМ специальным КА.

На этапе подготовки предлагаемого эксперимента может быть выполнено физическое моделирование реального явления в потоке разреженной плазмы на стенде ИТМ в масштабе 1:1 или 1:2 с использованием платформы КА или его макета.

#### ЛИТЕРАТУРА

- Токмак Н. А., Кучугурный Ю. П., Кочубей Г. С., Цокур А. Г. Мини-магнитосфера как средство управления космическим аппаратом в ионосфере Земли // 17 Укр. конф. з комічних досліджень: тези доп. (21— 25 серпня 2017 року, Одеса). — Київ: Академперіодика, 2017. — С. 223.
- Bombardelli C., Pelaez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal // J. Guidance and Dynamics. - 2011. - 34, N 3. - P. 916-920.
- Kitamura S., Hayakawa Y., Kawamoto S. A reorbiter for large GEO debris objects using ion beam irradiation // Acta Astronaut. – 2014. – 94, N 2. – P. 725–735.
- Nishida H., Funaki I. Analysis of thrust characteristics of a magnetic sail in magnetized solar wind // J. Propulsion and Power. – 2012. – 28, N 3. – P. 636–641.
- Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Kochubei G. S. Physical simulation of the long-term dynamic action of a plasma beam on a space debris object // Acta Astronaut. – 2017. – 132. – P. 97–102.
- Shuvalov V. A., Priimak A. I., Bandel' K. A., Kochubei G. S., Tokmak N. A. Heat exchange and deceleration of a magnetized body in a rarefied plasma flow // J. Appl. Mech. and Technical Phys. – 2011. – 52, N 1. – P. 1–8.
- Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Pis'mennyi N. I., Kochubei G. S. Control of the dynamic interaction of a "magnetized" sphere with a hypersonic flow of rarefied plasma // High Temperature. – 2015. – 53, N 4. – P. 463–469.

## Стаття надійшла до редакції 12.12.17

### REFERENCES

1. Tokmak N. A., Kuchugurnyi Yu. P., Kochubei, G. S., Tsokur A. G. (2017). Mini-magnitosfera kak sredstvo upravleniya kosmicheskim apparatom v ionosphere Zemli [Mini-magnetosphere as a means of controlling a spacecraft motion in the Earth's ionosphere]. Abstracts from 17 Ukrainska konferentsiya z kosmichnyh doslidzhen (21–25 serpnya 2017 roku, Odesa) – 17 th Ukrainan conference on space research. (p. 223). Kiev: Akademperiodyka NAS Ukraine [In Russian].

- Bombardelli C., Pelaez, J. (2011). Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *J. Guidance and Dynamics*, **34** (3), 916–920.
- Kitamura S., Hayakawa Y., Kawamoto S. (2014). A reorbiter for large GEO debris objects using ion beam irradiation. *Acta Astronautica*, 94 (2), 725–735.
- 4. Nishida H., Funaki I. (2012). Analysis of thrust characteristics of a magnetic sail in magnetized solar wind. *J. Propulsion and Power*, **28** (3), 636–641.
- Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Kochubei, G. S. (2017). Physical simulation of the long-term dynamic action of a plasma beam on a space debris object. *Acta Astronautica*, 132, 97–102.
- Shuvalov V. A., Priimak A. I., Bandel K. A., Kochubei G. S., Tokmak N. A. (2011). Heat exchange and deceleration of a magnetized body in a rarefied plasma flow. *J. Applied Mechanics and Technical Physics*, **52** (1), 1–8.
- Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Pismennyi N. I., Kochubei G. S. (2015). Control of the dynamic interaction of a "magnetized" sphere with a hypersonic flow of rarefied plasma. *High Temperature*, 53 (4), 463–469.

Received 12.12.17

#### В. А. Шувалов, Ю. П. Кучугурний

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

#### ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ОБГРУНТУВАННЯ КОНЦЕПЦІЇ ШТУЧНОЇ МІНІ-МАГНІТОСФЕРИ ЯК ЗАСОБУ КЕРУВАННЯ РУХОМ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ В ІОНОСФЕРІ ЗЕМЛІ

Подається короткий опис проекту космічного експерименту «Міні-магнітосфера КА». Запропоновано кон-

цепцію експерименту для обґрунтування ефективності використання штучної міні-магнітосфери біля поверхні КА як засобу керування його рухом в іоносфері Землі завдяки силі Лоренца, яка виникає при взаємодії в системі «магнітне поле КА — іоносферна плазма». Систему з міні-магнітосферою може бути використано для відведення об'єктів космічного сміття на більш низькі орбіти, де вони будуть згоряти у густих шарах атмосфери.

*Ключові слова*: іоносферна плазма, магнітне поле, мінімагнітосфера, сила Лоренца, керування рухом космічного апарата, фізичне моделювання.

#### V. A. Shuvalov, Yu. P. Kuchugurnyi

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Dnipro, Ukraine

#### EXPERIMENTAL SUBSTANTIATION OF CONCEPTION OF ARTIFICIAL MINI-MAGNETOSPHERE AS A MEANS OF SPACECRAFT MOTION CONTROLLING IN THE EARTH'S IONOSPHERE

We present briefly the project of space experiment "Spacecraft Mini-magnetosphere". Concept of this experiment is proposed to substantiate the effectiveness of using an artificial mini-magnetosphere near the surface of a spacecraft as a means of controlling its motion in the Earth's ionosphere due to the Lorentz force arising in the interaction in "spacecraft magnetic field - ionospheric plasma" system. A scheme with mini-magnetosphere can be used in space debris removal procedure by lowering orbits of debris parts causing them to get burnt in dense layers of the Earth's atmosphere.

*Keywords*: ionospheric plasma, magnetic field, mini-magnetosphere, Lorentz force, spacecraft movement control, physical modeling. doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.047

UDC 520.224+629.783

# G. Manzoni<sup>1</sup>, M. Abele<sup>2</sup>, J. Vjaters<sup>2</sup>, A. Treijs<sup>2</sup>, V. Kuzkov<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Microspace SRL, Trieste, Italy

<sup>2</sup> HEE Photonic Labs, Institute of Astronomy of the University of Latvia, Riga, Latvia

<sup>3</sup> Main Astronomical Observatory, National Academy of Sciences, Kyiv, Ukraine

# BIDIRECTIONAL SPACE TO GROUND LASER COMMUNICATION SYSTEM FOR CUBESAT

Laser communication has potential advantages in comparison to radio frequency communication for space vehicles. The project team developed the concept of the bidirectional communication system for free space (FSO) laser communication links from space terminals (ST) at low Earth orbit (LEO) nano-, microsatellites with emphasis on CubeSat or Unmanned Aerial Vehicle (UAV) to transportable or to stationary positioned optical ground based terminal (GT) to achieve the high data rate communications. Very accurate pointing and tracking capability will be provided by options of optical auto-tracking for both ST and GT. This capability will provide fast moving of flying platforms with very precise visible movement tracking of their optical axes of telescopes and their optical alignment. Such improvement will allow optical transmission of data over a long distance while requiring fewer resources from the hardware of flying platform ST. These solutions give significant advantages compared to existing solutions. Our innovative diffraction resolution without aberration of the optical systems of GT embedded in the lightweight 2-axes alt-azimuthally mount with enhanced turning range will allow smooth, high-speed tracking without any gaps at zenith. All optical system axes of GT and the alt-azimuthally mount axes are controlled by an auto-collimator having unique auto-adjustment feature. The innovative stationary positioned GT is also proposed.

Keywords: free space optics, laser, communication, space terminal, low Earth orbit, unmanned aerial vehicle, ground terminal, optical system, CubeSat, attitude determination control system.

#### INTRODUCTION

We propose the concept applicable to the Free Space Optics (FSO) communication technologies suitable for flying platforms application with emphasis on CubeSat and other small size satellites. The concept takes into account the characteristics of lasers as communication signal carriers. Lasers have much more carrier frequency in comparison with radiofrequency communications. As a result, laser communications have significantly higher communication signal rates up to 100 Gbits per second (Gbps) or more per one channel in fiber or space. This property makes a promise of higher data rates than current radio-frequency communications capabilities, greater data security with reduced hardware size, weight and power (SWaP) in Space Terminal (ST). But the atmosphere of the Earth with its turbulence and clouds attenuated the laser signals more in comparison with radio-frequency signals.

The European space agency (ESO) developed the space data relay system where laser communication signals are sending from Low Earth Orbit (LEO) satellites (for example, Sentinals) to one of three Geostationary Orbit (GEO) satellites at a distant near 40000 km. Then, signals are relay to the ground sta-

<sup>©</sup> G. MANZONI, M. ABELE, J. VJATERS, A. TREIJS, V. KUZKOV, 2018

tion by radio-frequency communication channels. For this scheme, big laser power and complicated laser terminals are needed onboard the LEO and GEO satellites.

Another approach involves the scheme with laser signals from LEO satellites sent directly to the optical ground station. The proposed concept includes two tied CubeSat satellites remotely connected to each other at the common orbit. The first satellite is considered to as spacecraft for ground photo images, and the second one is the host spacecraft of FSO ST type communicating with Ground Terminal GT of the optical ground station (OGS). The other LEO nanosatellites, in particular, CubeSat or UAV (Unmanned Aerial Vehicles), could also be applied as the proposed ST.

This paper summarizes the team long experience in the development of CubeSat projects, in particular, CubeSat Athenoxat-1 [http://athenoxat.com/], as well as the development of a laser ground system for communication experiments with GEO satellite ARTEMIS [3, 6] and the development of a communication terminal LACES (Laser Atmosphere Communication Satellite experiments) for the Cassegrain focus of 0.7 m AZT-2 reflector at the Main Astronomical Observatory NAS of Ukraine (MAO NAS of Ukraine) [4, 5].

# THE PROPOSED SYSTEM OVERVIEW

**The System.** The new prototype model of the FSO laser communication link is designed to operate at different wavelengths,  $0.78/0.84 \ \mu m$ ,  $1.064 \ \mu m$ , and spectral range about  $1.55 \ \mu m$ , supporting PPM (pulse position modulation) with selectable data rates from 10 to 100 Mbps and an optional capability to measure FSO signal round-trip.

The FSO laser communication link prototype model includes CubeSat spacecraft platform with ST and GT with Operational box.

*Flying platform.* The designed flying platform of CubeSat satellite will be equipped with the necessary navigation and altitude stabilization systems. Additional systems will have to provide the satellite operational work of ST, and the payload.

Developed FSO laser communication link can be used in various satellites and UAVs. The last ones will need to have the appropriately designed navigation and attitude stabilization systems, supplemented by the proposed ST.

*Space Terminal.* The ST includes the following optical systems: the telescope's main optical system with transmission, receiving, and video optical channels; a spectrum dividers and, as additional devices, a laser transmitter, an optical receiver, and a video camera. The optical systems of ST are embedded in 2-axis gimbal system. The ST devices are controlled by electronic controllers and connected by central bus to CubeSat central controller. Similarly, ST can be installed in UAV.

*Ground Terminal.* The GT includes the following optical systems: telescope's main optical system with transmission, receiving, and visual optical channels; a spectrum dividers and, as additional devices, a laser transmitter, an optical receiver, and a video cameras. These systems and devices are embedded in 2-axis alt-azimuthally telescope mount with actuators. The devices and systems of GT are controlled by electronic controllers and connected to Operational Center with control and FSO data processing computers. The GT telescope is placed in minibus vehicle cargo space in a transport mode and moves upper its roof in the working mode.

*Operational Center.* Operational Center is installed in minibus cargo space, and operators will have 2 working places equipped with control and FSO data processing computers.

# SPACE TERMINAL

**Optical systems.** The ST telescope main optical system is made as a shortened catadioptric system. The system forms a diffraction resolution aberration-free image for spectral range  $0.5...1.6 \mu$ m. It is used with a spectrum divider for transmission, receiving, and video optical channels and additional spectrum divider system at the optical data receiver. The telescope has the main aperture  $D_{ST} = 85 \text{ mm}$  that is sufficient to provide the angle range  $\pm 1^{\circ}$  for gimbal turning when pointing (limiting down-link laser beam auto-tracking angle range). The ST telescope gimbal and terminal devices are shown in Fig. 1 and telescope mounting on CubeSat platform in Fig. 2.

**Parameters of Space Terminal optical systems.** The ST main optical parameters are given in Table 1,

transmitter optical system parameters - in Table 2, receiver optical system parameters — in Table 3.

Evaluated optical transmittance of ST video channels  $T_{vid} = 0.97$ .

Transmittance of Space Terminal optical channels. The transmittance of the beam passing through the input aperture of the ST main telescope is:

- Transmitter channel  $T_{tranch} = 0.37$ .
- Receiver channel  $T_{recch} = 0.35$ .

• Video channel  $T_{vidch} = 0.59$ . Supplemented devices of ST. The spectrum divider system (Fig. 1) is the most important for obtaining optical beams from main telescope system by an optical receiver. It is used to separate spectra lines of FSO optical data laser from the rest of the spectrum range, e.g.

- 1.60 µm for laser beam upload from GT.
- 1.55 µm for laser beam download to GT.

• The spectrum divider system forms an output beam  $2 \times 5 \,\mu\text{m}$  [1] (Fig. 5) on its focal plane which is the data receiver sensor surface.

The optical output of the laser transmitter active (emitting) surface must satisfy the conditions of optical joints with the main telescope system. In other words, in this case, the estimated full radiant angle of the laser should not exceed 10° allowing to maximize the optical

Table 1.	Evaluated	parameters	of ST	main	optical	system
----------	-----------	------------	-------	------	---------	--------

Parameters	Space terminal
Geometric optical transmittance $T_{mgeo}$	0.75
Optical system elements transmittance $T_{mop}$	0.81
Main optical system transmittance $T_m$	0.61

Table 2. Evaluated parameters of ST transmitter optical channel

	•
Parameters	Space terminal
Geometric optical transmittance $T_{lgeo}$	0.80
Optical system elements transmittance $T_{lop}$	0.80
Transmitter optical system transmittance $T_l$	0.64

Table 3. Evaluated parameters of ST receiver optical channel

Parameters	Space terminal
Spectrum divider optical transmittance $T_{spgeo}$	0.95
Spectrum divider elements transmittance $T_{spop}$	0.60
Spectrum divider transmittance $T_l$	0.57





Fig. 1. Space Terminal Telescope with gimbal and terminal devices



Fig. 2. Space Terminal Telescope in 2U CubeSat platform [4]

channel transmittance of the transmitter as well as to minimize the laser beam divergence. On the other hand, the theoretical angular resolution of the terminal telescope ( $\theta_t$ ) (e. g., at  $\lambda_1 = 1.55 \,\mu\text{m}$  laser line), defined as  $\sin\theta = 1.22\lambda_1/D_{ST}$ , gives an Airy circle of 4.59 arcsec or 22.25 µrad. This means that ST laser beam illuminates a circle with a diameter of 22.3 m at the best on GT at 1000 km spacecraft distance from GT.

Two different lasers are installed on CubeSat board  $-1.55 \,\mu\text{m}$  and 0.84  $\mu\text{m}$  as in VSOTA ST [2] where laser at 1.55 µm will be used for FSO data communication only and laser at 0.84 µm will be used as a beacon in auto-tracking mode. The laser signals at wavelength 1.55 µm will be received by In-GaAs Avalanche Photo Diode (APD) having 40 nA dark current. The second laser signals with wavelength of 0.84 µm will be received by Si APD (Attitude Determination Control) System which has the dark current ~1 nA [7]. The GaAs photo diode has Noise Equivalent Power (NEP)  $3 \times 10^{-15}$  W/Hz<sup>1/2</sup> at  $0.85 \,\mu\text{m}$  and Rise/Fall time 30 ps.

ST is equipped with 2 video cameras (see Fig. 1), NIR (Near InfraRed) and VIS/NIR (Visible/NearInfraRed), forming two ST auto-tracking signals:

• GT FSO data laser beam will form radiation position on NIR camera.



Fig. 3. Athenoxat-1, Night Vision, High Resolution CubeSat [5]



Fig. 4. Stretch of images of Singapore and Johore Bahru

• ST beacon laser beams will form position at  $0.85/1.06 \,\mu\text{m}$  on VIS/NIR camera.

*CubeSat spacecraft.* The precise aiming of ST telescope optical axis to GT with its attitude control system (for laser beams aiming/tracking) needs the CubeSat axial turning angular velocity to be achieved:

• About 1.43°/s of CubeSat spacecraft at LEO height at 310 km above the Earth at nadir.

• About 0.61°/s of CubeSat spacecraf at LEO height at 710 km above the Earth at nadir.

As one can see above, the desired pointing of ST laser beam illumination circle around GT must not be worse than 1 arcsec (for both ST tracking systems: the spacecraft attitude control and a gimbal control of ST telescope).

The CubeSat spacecraft alike to Athenoxat-1 (see Fig. 3) provides the above-mentioned pointing and tracking parameters and, therefore, is suitable to be used as ST carrier.

Athenoxat-1 is the smallest spacecraft which could accommodate the proposed FSO, having nominal internal dimensions of  $100 \times 100 \times 340$  mm. It was launched in December 2015 and is still fully operative on LEO.

Athenoxat-1 has an optical payload, including sensors and image processors of dimensions comparable to the proposed FSO, occupying about 1/2 of the satellite length and using 90 mm aperture in the front of the satellite. Such high level of integration is achieved by producing in house the payload and ADC system actuators with a very compact design.

Athenoxat-1 is a very agile imaging satellite that can be easily programmed to perform observation of any visible target on the ground or in space. The offnadir imaging is normally performed with target pointing in inertial scanning mode. The same operation modes can be adopted for the tracking of the optical GT from the satellite.

Based on Athenoxat-1 attitude and imaging results as presented for example in Fig. 4, the required platform pointing accuracy better than 1 deg is fully achievable with stability better than 0.1 deg/s and maximum slew rate of up to 10 deg/s.

The CubeSat largest energy consumer is FSO ST laser transmitter, but only for a limited time: in the worst case scenario its transit near GT zenith the CubeSat flight time cannot be greater than:

• About 130 s at LEO height at 310 km;

• About 290 s at LEO height at 710 km;

at the CubeSat trajectory visibility not more than  $30^{\circ}$  above the horizon.

## **GROUND TERMINAL**

Optical systems. The GT telescope main optical system is made as a shortened reflector (main mirror) and Mangin secondary mirror optical system with spherical surfaces of its optical elements. The main optical system output is made non-focusing for spectral range 0.5...1.6  $\mu$ m. The formed output beam is used with an image divider for transmission, receiving and video control optical channels. The main telescope aperture is selected to  $D_{GT}$  = 400 mm limiting main optical system weight to 14...16 kg. The GT main optical system is supplemented with diffraction resolution aberration-free field telescope with an increased field of view (FOV) with its optical axis adjusted parallel to main telescope optical axis.

*GT optical systems parameters.* The GT main optical system evaluated parameters are shown in Table 4, transmitter optical system parameters — in Table 5, receiver optical system parameters — in Table 6, field telescope optical parameters — in Table 7.

*GT optical channels transmittance.* The evaluated transmittance of beams passing through the input aperture of the telescope is:

- Transmitter channel  $TR_{tran} = 0.66$ .
- Receiver channel  $TR_{rec} = 0.41$ .
- Main telescope video channel  $TR_{vid} = 0.82$ .

Parameters	Ground terminal
Geometric optical transmittance $T_{mgeo}$	0.96
Optical system elements Transmittance $T_{mop}$	0.88
Main optical system transmittance $T_m$	0.85

Table 5. Evaluated parameters of GT transmitter optical channel

Parameters	Ground terminal
Geometric optical transmittance $T_{lgeo}$	0.85
Optical system elements transmittance $T_{lop}$	0.90
Transmitter optical system transmittance $T_l$	0.77

Table 6. Evaluated parameters of GT receiver optical channel

Parameters	Ground terminal
Spectrum divider optical transmittance $T_{spgeo}$	0.92
Spectrum divider elements transmittance $T_{spop}$	0.65
Spectrum divider transmittance $T_l$	0.57

The evaluated optical transmittance of ST video channels  $T_{vid} = 0.97!$ 

# Table 7. Field telescope optical evaluated parameters (input aperture: $D_{FieT} = 75 \text{ mm}$ )

Parameters	Field telescope
Spectrum divider optical transmittance $T_{spgeo}$	0.68
Spectrum divider elements transmittance $T_{spop}$	0.83
Spectrum divider transmittance $T_l$	0.57



*Fig. 5.* Ground Terminal telescope spectrum divider image on its focal plane [1]

*GT* supplemented devices. The spectrum divider system (see Fig. 6) is the most important one for receiving optical data beam from ST telescope to GT optical receiver. It is intended to be used for FSO data flow near laser spectra lines, e. g.:

• 1.55  $\mu$ m for laser beam downloaded from ST,

• 1.60  $\mu$ m for laser beam uploaded to ST.

GT spectrum divider system is forming output beam  $2 \times 5 \,\mu\text{m}$  [6] (see Fig. 5) on its focal plane (on a receiver sensor surface) and may be used for fast sensors.

The optical output of the laser transmitter active emitting surface must satisfy the conditions of existing telescope optical joints. This means that, in this case, estimated laser *full radiant angle* should not exceed 8° allowing to maximize the transmitter optical channel transmittance as well as to minimize the laser beam divergence. On the other hand, the theoretical angular resolution of the terminal telescope ( $\theta$ ) (e. g., at  $\lambda = 1.60 \mu m$  laser line), defined as  $\sin \theta = 1.22\lambda/D$ , gives 1 arcsec or 4.85 m of GT laser illuminated circle at the best case on ST at 1000 km spacecraft distance from GT.

The GT is equipped with the video camera (NIR spectra). GT auto-tracking signals formed the position on NIR camera from ST FSO data laser beam. An additional camera on the field telescope is designed to search for a satellite.

*GT Telescope Mount.* The GT telescope optical elements (in Fig. 6, for visibility depicted transparent) and devices are embedded in 2-axis alt-alt telescope



Fig. 6. Ground Terminal telescope sketch [4]



*Fig.* 7. Stationary positioned Ground Terminal telescope (V. Kuzkov photo, 2013)

mount with its actuators (GT telescope sketch in Fig. 6). The named GT devices and systems are controlled by their controllers and connected to Operational Center control and FSO data processing computers. In working mode, the telescope is placed on the sliding mast end, slipped over the minibus cargo roof and fixed to the initial position (see Fig. 6) with own actuator with a gear box. The other sliding mast end is

fixed on the ground. The GT telescope is placed in minibus vehicle cargo space in transport mode.

*Operational Center.* Operational Center is installed in minibus cargo space with 2 operator's working places with control and FSO data processing computers and supplemented devices: GNSS, radio transmitter system for satellite communications, weather station, power system, climate stabilization and others.

*Spacecraft ephemeris.* Obtaining the FSO communication CubeSat spacecraft accurate ephemeris will be complemented by accurate GPS positioning. The aiming and tracking of the LEO CubeSat following on-board laser transmitter beam are possible only at night-time at the best.

**FSO link energy balance.** The LEO CubeSat FSO communication link between ST and GT can be established in the case when the transmitted data optical power is sufficient throughout all designed communications distances. As the data transmission is performed in relatively good weather conditions when the optical signal passing through the atmosphere then the signal loss could be evaluated as small: about 0.15...0.3 dB/km at 20 km distance in the atmosphere or as -3/-6 dB altogether. The greatest signal attenuation is due to geometric patterns formed by ST and GT optical systems. These signal losses can be compensated by appropriately increasing laser transmitters' power. The FSO communication link energy balance estimation is shown in Table 8.

*Stationary Positioned Ground Terminal*. The stationary positioned GT telescope can be upgraded as

Table 8. FSO communication linkwith CubeSat spacecraft power balance

Parameters	ST	GT
Transmittance $T_{tran}$ , dB (transmitter channel) Transmittance $T_{rec}$ , dB (receiver channel)	-4.3 -4.6	-1.6 -3.9
Transmitted beam divergence $\gamma$ , $\mu$ rad	22.25	4.85
Geometric loss (in distance:1000 km), dB	-70.3	-69.8
Loss in the atmosphere (in distance: 1000 km), dB	-3/-6	-3/-6
Transmitted power $P_t$ , dB	17.8	20
Received power $P_r$ , dB	-62.5	-61.9

follows: the optical system can include  $4 \times 30$  cm apertures of receiving telescopes and a laser transmitter optical system in the center. Next, it is possible to implement the ground receiver system with 3-4 receiving channels (separated mirrors or parts of the single mirror) to reduce the influence of the atmospheric turbulence. Other small parts of the mirrors can be used by the laser transmitters. The receiving channels supposed to be separated from the transmission communication channels [http://microspace.org/atx1.html#spec]. Similar stationary positioned GT telescope is presented in Fig. 7. The telescope is depicted during the restoration at the position in the former National Center of Space Facilities Control And Test (NCSFCT) in Crimea, Ukraine.

#### **SUMMARY**

The FSO ST communication system for CubeSat with transportable GT is being developed. The presented design and preliminary results of its operation in the space with a CubeSat satellite Athenoxat-1 show very promising chances for such very compact and efficient optical communication link.

#### REFERENCES

- 1. Abele M., Vjaters J., Treijs A. Nano-Satellite FSO data Terminal. The 2nd FOTONIKA-LV conference "Achievements and Future Prospects". Two years after the end of the project: FP7-REGPOT-2011-1, Nr. 285912, FO-TONIKA-LV "Unlocking and Boosting Research Potential for Photonics in Latvia - Towards Effective Integration in the European Research Area". Riga, 23-25 April, 2017. Book of Abstracts. ISBN 978-9984-45-936-3. Riga, p. 32-33 (2017).
- 2. Abele M., Vjaters J., Treijs A. Transportable FSO system Ground Terminal for flying platform, The 2<sup>nd</sup> FOTONI-KA-LV conference "Achievements and Future Prospects". Two years after the end of the project: FP7-REG-POT-2011-1, Nr. 285912, FOTONIKA-LV "Unlocking and Boosting Research Potential for Photonics in Latvia - Towards Effective Integration in the European Research Area". Riga, p. 23-25 April, 2017. Book of Abstracts. ISBN 978-9984-45-936-3. Riga, p. 48-49 (2017).
- 3. Kuzkov S., Sodnik Z., Kuzkov V. Laser Communication Experiments with Artemis Satellite. 64th International Astronautical Congress 2013. 23-27 September 2013, Beijing, China. Technologies for Space Communications and Navigation (3), IAC-13-B2.3.8, Paper ID: 16572 (2013).

- 4. Kuzkov V., Kuzkov S., Sodnik Z. Laser experiments in light cloudiness with the geostationary satellite AR-TEMIS. Space Science and Technology, 22(4), p. 38-50 (2016).
- 5. Kuzkov V. P., Nedashkovskii V. N. A receiver with an avalanche photodiode for the optical communication channel from a geostationary satellite. Instruments and *Experimental Techniques*, **47**(4), p. 513–515 (2004).
- 6. Kuzkov V., Volovyk D., Kuzkov S., Sodnik Z., Pukha S., Caramia V. Laser Ground System for Communication Experiments with ARTEMIS. Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (IC-SOS) 2012, 3-2, Ajaccio, Corsica, France, October 9-12 (2012), id. P3-2. 9 p.
- 7. Tochihiro Kubo-oka et al. Optical communication experiment using very small optical transponder component on a small satellite RISESAT. Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (IC-SOS). 2012.11.-4. Ajaccio, Corsica, France, October 9-12 (2012).

Received 16.11.17

#### Дж. Манцоні<sup>1</sup>, М. Абеле<sup>2</sup>, Я. В'ятерс<sup>2</sup>, А. Трейс<sup>2</sup>, В. Кузьков<sup>3</sup>

- <sup>1</sup> «Мікроспейс» ТОВ, Трієст, Італія
- <sup>2</sup> Лабораторія «Фотоніка», Інститут астрономії Латвійського університету, Рига, Латвія
- <sup>3</sup> Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ, Україна

# **ДВОНАПРЯМЛЕНА КОСМІЧНО-НАЗЕМНА** ЛАЗЕРНА КОМУНІКАЦІЙНА СИСТЕМА

ДЛЯ СУПУТНИКІВ «CUBESAT»

Лазерний зв'язок має потенційні переваги порівняно з радіочастотним зв'язком для космічних апаратів. Проектна група розробила концепцію двобічної системи космічного лазерного зв'язку (FSO) для комунікацій між космічними терміналами (ST) нано-, мікросупутників, що перебувають на низьких навоколоземних орбітах (з акцентом на «CubeSat»), або терміналами безпілотних літальних апаратів і переносними чи стаціонарними наземними терміналами (GT) для досягнення високої швидкості передавання даних. Дуже точна можливість наведення та супроводу буде забезпечена опціями оптичного автоматичного відстеження для ST та GT. Ця можливість забезпечить швидке переміщення літальних платформ з дуже точним видимим супроводом руху оптичних осей їхніх телескопів та їхнім оптичним вирівнюванням. Таке поліпшення дозволить здійснювати оптичну передачу даних на великі відстані, що вимагатиме менше ресурсів від обладнання літаючої платформи ST. Ці рішення дають значні переваги порівняно з відомими рішеннями. Наша інноваційна дифракційна роздільна здатність без аберації оптичної системи з широкосмуговим діапазоном буде використовуватися для ST під час роботи передавальних, приймальних та відеооптичних каналів. Оптичні системи GT, вбудовані в легке двовісне альтазимутальне монтування з поліпшеним діапазоном повертання, забезпечують плавне високошвидкісне відстеження без будь-яких прогалин у зеніті. Всі осі оптичних систем GT і осі альтазимутального монтування керуються автоколіматорами, які мають унікальну функцію автоматичного настроювання. Також пропонується інноваційний стаціонарний позиціонований GT.

*Ключові слова:* безатмосферна оптика, лазери, комунікації, космічний термінал, низька орбіта, безпілотний літальний апарат, наземний термінал, оптична система, «CubeSat», система контролю позиціонування.

#### Дж. Манцони <sup>1</sup>, М. Абеле <sup>2</sup>, Я. Вятерс <sup>2</sup>, А. Трейс <sup>2</sup>, В. Кузьков <sup>3</sup>

- <sup>1</sup> «Микроспейс» ООО, Триест, Италия
- <sup>2</sup> Лаборатория «Фотоника», Институт астрономии Латвийского университета, Рига, Латвия
- <sup>3</sup> Главная астрономическая обсерватория Националь ной академии наук Украины, Киев, Украина

#### ДВУНАПРАВЛЕННАЯ КОСМИЧЕСКИ-НАЗЕМНАЯ ЛАЗЕРНАЯ КОММУНИКАЦИОННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ СПУТНИКОВ «CUBESAT»

Лазерная связь имеет потенциальные преимущества по сравнению с радиочастотной связью для космических аппаратов. Проектная группа разработала концепцию двунаправленной системы космической лазерной связи (FSO) для коммуникаций между космическими терминалами (ST) нано-, микроспутников, находящихся на низких околоземных орбитах (с акцентом на «CubeSat»), или терминалами беспилотных летательных аппаратов и переносными или стационарными наземными терминалами (GT) для достижения высокой скорости передачи данных. Очень точная функция наведения и сопровождения будет обеспечена опциями оптического автоматического сопровождения для ST и GT. Эта возможность обеспечит быстрое перемещение летательных аппаратов с очень точным видимым отслеживанием движения оптических осей их телескопов и их оптическим выравниванием. Такое улучшение позволит осуществлять оптическую передачу данных на большие расстояния, требуя меньше ресурсов от аппаратного обеспечения летающей платформы ST. Эти решения дают значительные преимущества по сравнению с известными решениями. Наше инновационное дифракционное разрешение без аберрации оптической системы с широким спектральным диапазоном будет использоваться для ST во время работы передающих, приемных и видеооптических каналов. Оптические системы GT, встроенные в легкую двухосевую азимутальную монтировку с улучшенным диапазоном поворота, обеспечивают плавное высокоскоростное отслеживание без каких-либо пробелов в зените. Все оси оптической системы GT и оси альтазимутальной монтировки управляются автоколлиматором, имеющим уникальную функцию автоматической настройки. Также предлагается инновационный стационарный позиционированный GT.

*Ключевые слова:* безатмосферная оптика, лазеры, коммуникации, космический терминал, низкая орбита, беспилотный летающий аппарат, наземный терминал, оптическая система, «CubeSat», система контроля определения местоположения. doi: https://doi.org/ 10.15407/knit2018.02.055

УДК 58.084/.085:629.783

# В. О. Бриков<sup>1</sup>, Є. Ю. Коваленко<sup>2</sup>, Б. О. Іваницька<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Інститут ботаніки ім. М. Г. Холодного

Національної академії наук України, Київ, Україна

<sup>2</sup> Національний технічний центр України

«Київський політехнічний інститут ім. І. Сікорського», Київ, Україна

<sup>3</sup> Національний ботанічний сад ім. М. М. Гришка

Національної академії наук України, Київ, Україна

# МІКРОКОСМ — ПЕРСПЕКТИВНА МОДЕЛЬ ДЛЯ ПРОВЕДЕННЯ БІОЛОГІЧНИХ ЕКСПЕРИМЕНТІВ НА НАНОСУПУТНИКАХ

Запропоновано провести космічний експеримент з використанням наносупутника для реалізації довготривалого біологічного дослідження впливу факторів космічного польоту на екологічні взаємостосунки рослин. Даний проект зайняв третє місце у Молодіжному конкурсі перспективних космічних проектів, проведеного Радою з космічних досліджень НАН України.

Ключові слова: мікрокосм, наносупутник, рослини, мікрогравітація, експеримент.

Рослини є безальтернативним компонентом біорегенеративних систем життєзабезпечення (БСЖ) довготривалих космічних місій (тривалі перельоти та позаземні бази), оскільки рослини виступають як регенеранти кисню та води, джерело їжі та утилізації продуктів життєдіяльності. Іншими словами, освоєння людиною космосу неможливе без фактичної наявності рослин і тому спонукає до проведення широкого спектру біологічних експериментів на орбітальних платформах для з'ясування впливу факторів космічного польоту на функціонування рослинного організму. Узагальнюючи численні біологічні експерименти, проведені на різних космічних апаратах, можна зробити висновок, що мікрогравітація не є фактором, що лімітує ріст, розвиток і репродукцію рослин [5, 12].

рослин в космосі є використання елітного насіння та підтримання певних умов культивування рослин, а саме високого рівня штучного освітлення, системи примусового нагнітання води у субстрат, вентиляції повітряного середовища та субстрату, наявність в ростових камерах речовин. що поглинають етилен. Ростові камери складної будови та агротехнічні прийоми, що використовуються в експериментах з рослинами на борту пілотованих космічних апаратів, не можуть бути застосовані для створення майбутніх бортових оранжерей великого розміру, оскільки така система потребує значних енергетичних витрат, великої кількості технічних вузлів, технічного обслуговування та постійного моніторингу стану рослин та оранжереї [2, 4]. Крім того, потреба у обслуговуванні таких камер робить їх непридатними для використання на наносупутниках. В

Важливою умовою успішного вирощування

<sup>©</sup> В. О. БРИКОВ, Є. Ю. КОВАЛЕНКО, Б. О. ІВАНИЦЬКА, 2018



*Рис.* 1. Стабільний стан рослин у мікрокосмах, створених в Національному ботанічному саду ім. М. М. Гришка НАН України: *a* — віком 1 рік, *б* — віком 12.5 років

умовах мікрогравітації було експоновано більше 20 видів рослин, з яких тільки Arabidopsis thaliana (L) Heynh. [7, 8], Brassica rapa L. [9], Triticum aestivum L. [6] та Pisum sativum L. [11] розвивалися від насіння до насіння, тобто здійснили повний життєвий цикл в умовах реального космічного польоту. Чотири покоління карликового гороху було отримано в умовах космічного польоту [11]. Використані рослинні об'єкти, що були вирощені на борту пілотованих космічних апаратів, є однорічними рослинами з коротким життєвим циклом.

Таким чином, беручи до уваги плани з освоєння Місяця та Марса, ми не вважаємо, що результати проведених експериментів є достатнім підґрунтям для створення стабільної і збалансованої бортової оранжереї в ланці БСЖ. На жаль, дослідження біології рослин у космосі на даний час можна провадити лише на борту МКС з лімітованою кількістю обладнання та ресурсів, що вкрай обмежує проведення необхідних біологічних експериментів для з'ясування адаптивного потенціалу, продуктивності та репродукції різних видів рослин, а також оптимізації та випробування нових культиваційних камер більшого розміру.

Відомо, що рослини здатні тривалий час перебувати у замкненому гермооб'ємі, тобто в ізольованому від зовнішнього середовища стані (рис. 1, *a*). Така замкнена екологічна система отримала назву мікрокосм і є унікальним інструментом для дослідження фундаментальних процесів і взаємовідносин у екосистемі. Потенційно мікрокосми можуть бути використані для створення систем життєзабезпечення для дослідження космосу та влаштування поселень поза межами земної біосфери [10]. У Національному ботанічному саду ім. М. М. Гришка НАН України було продемонстровано здатність орхідеї Дорітіс рости у мікрокосмі об'ємом 3 дм<sup>2</sup> більше 12 років (рис 1, *б*). Таким чином, мікрокосм є вдалою моделлю для реалізації модельних експериментів на необслуговуваних космічних платформах.

Ми вперше пропонуємо застосувати наносупутник для дослідження стійкості вищих рослин в умовах мікрогравітації та продемонструвати фактичну можливість здійснення біологічних експериментів та отримання наукової інформації на альтернативній орбітальній платформі. Для цього пропонується провести космічний експеримент (КЕ) «Мікрокосм-М», метою якого є з'ясування впливу факторів космічного польоту на екологічні взаємостосунки рослин при довготривалій дії факторів космічного польоту методами візуального спостереження, визначення темпів росту рослин, дослідження стану фотосинтезу та дихання. Для цього планується створити та апробувати культиваційну камеру (гермоблок) на наносупутнику «PolyITAN-5-BioSat» в умовах космічного польоту. Наносупутники серії «PolyITAN» за стандартом «CubeSat» розроблено та створено в Національному технічному центрі України Київського політехнічного інституту ім. І. Сікорського. «PolyITAN-2-SAU» використовується у міжнародній місії з дослідження термосфери Землі проекту QB50 [1]. Об'єктами дослідження будуть слугувати багаторічні рослини, зокрема орхідеї, оскільки відомо, що вони добре переносять умови мікрогравітації [3], а також здатні тривалий час рости в умовах гермооб'єму. Крім того, особливістю проведення експерименту на наносупутнику є те, що апарат не повертається на Землю, і всю інформацію про хід експерименту буде отримано лише з використанням телеметрії.

Ключовим завданням проекту є створення гермоблоку наносупутника — контрольованої культиваційної камери для вирощування рослин (рис. 2). Розроблена циліндрична модель гермоблоку умовно розділяється на дві частини — субстратну та повітряну (25 та 75 % по об'єму). Як субстрат використовуються полівінільні волокна світлого відтінку. Функцією субстрату є закріплення коренів рослин та утримання води в зоні кореневої системи. Субстратна частина гермоблоку відділяється полімерною сіткою для фіксування субстрату і відповідно рослин у вихідному положенні. Рослини висаджуються у субстрат, їхня надземна частина направлена умовно вгору у напрямку до освітлення. З часом завдяки росту рослин їхня надземна частина почне заповнювати повітряну частину гермоблоку. Для оцінки темпів росту та стану рослин протягом КЕ пропонується використати дві RGB-камери на умовно боковій та верхній площинах гермоблоку, а також RGN-камеру для оцінки фотосинтезу рослин.

Важливим елементом повітряної частини гермоблоку є вентилятор, що повинен забезпечити циркуляцію повітря і запобігати перегріванню листків в умовах мікрогравітації. Всі ці елементи належать до системи підтримання життєзабезпечення та моніторингу рослин у гермоблоці. Окрім того, гермоблок повинен бути забезпечений системою моніторингу параметрів середовища всередині гермоблоку — датники вологості субстрату, освітлення, СО<sub>2</sub>, О<sub>2</sub>, радіації та температури.

#### Етапи проведення роботи:

1. «Рослинне угрупування» — підбір рослин для КЕ. Попередньо планується вирощувати у гермоблоці композиції з трьох рослин. Планується випробувати та оцінити стан різних ком-



**Рис. 2.** Ескіз гермоблоку «Мікрокосм-М», що включає систему підтримання життєздатності рослин (1 — волокнистий субстрат, 2 — утримувальна сітка для субстрату, 3 — NIR-камера для зйомки, 4 — вентилятор із захистом, 5 — світлодіодне освітлення) та датники системи моніторингу середовища всередині гермоблоку (a — освітлення, b — CO<sub>2</sub>, c — температури, d — вологості субстрату)

позицій рослин, ростові характеристики, взаємостосунки між особинами різних видів у гермооб'ємі. Для цього будуть використані скляні герметично запаяні циліндри висотою 160 мм та діаметром 80 мм, що будуть відповідати розміру експериментального гермоблоку. Попередньо планується апробувати 10 рослинних композицій у трьох біологічних повторах. Умови освітлення та температури будуть близькими до тих, що плануються в KE.

Очікувані результати:

 буде підібрано оптимальну рослинну композицію з найкращими ростовими характеристиками у гермооб'ємі;

• буде підібрано значення мінімально достатнього рівня води з мінеральним компонентом для живлення рослин.

2. «Моделювання КЕ». Метою даного етапу є повне відтворення КЕ в лабораторних умовах. Для реалізації даного етапу необхідна наявність двох-трьох попередньо сконструйованих гермоблоків. В них буде висаджено обрану рослинну композицію. Протягом етапу буде проведено моніторинг систем гермоблоку: візуальні зображення рослин з камери, температури, вологості субстрату, освітлення, рівня СО<sub>2</sub> всередині гермоблоку. Після остаточного доопрацювання гермоблоку потрібно переконатися, що рослини будуть перебувати у задовільному стані в гермоблоці протягом року.

Очікувані результати:

• буде з'ясовано кінцеву конструкцію гермоблоку;

• будуть уточнені необхідні параметри температури та освітлення для росту рослин;

• буде створено базу даних про показники росту та фотосинтезу рослин у гермоблоці, а також температури, вологості та освітлення як факторів навколишнього середовища;

• будуть сформовані уявлення про ріст рослин протягом року в гермоблоці, що є очікуваним результатом (контролем) у проведенні КЕ.

3. «КЕ» тривалістю до трьох років. Реалізація даного етапу потребує наявності трьох гермоблоків, один з яких буде експоновано на орбіті, інші два будуть використовуватися для лабораторного контролю. Старт лабораторного контролю повинен бути відтермінований на 3...7 діб з метою відтворення в лабораторії параметрів гермоблоку (температура, освітлення) польотного варіанту. Зміна параметрів гермоблоку наземного контролю буде здійснюватися на основі даних телеметрії польотного варіанту досліду. Це надасть можливість з'ясувати вплив саме факторів космічного польоту.

4. Аналіз результатів. Будуть порівнюватися ростові характеристики рослин в космічному експерименті та наземному контролі: приріст біомаси, фотосинтезу та дихання, орієнтації вегетативних органів.

Запропонований КЕ на даний час не має аналогів і буде першою спробою пристосувати наносупутники для проведення космічного експерименту з використанням технології мікрокосмів. В майбутньому наносупутники можуть стати потужним інструментом для реалізації програм з біології рослин у космосі. Технологія мікрокосмів, запропонована нами для космічного експерименту, за своєю суттю є замкненою штучною біосферою, здатною до саморегуляції. Результати експонування мікрокосмів в умовах космічного польоту можуть сприяти становленню нових технологій у космічному рослинництві, а саме створенню стабільної позаземної екосистеми для підтримання рослинних угрупувань на позаземних об'єктах в автономному режимі за відсутності людини.

#### ЛІТЕРАТУРА

- 1. Рассамакин Б. М., Ильченко М. Е., Байсков Н. Ф. и др. Миссия наносупутника POLYTN-2-SAU в международном проекте QB50 // 17-а Укр. конф. з космічних досліджень. Київ: ВД «Академперіодика», 2017. С. 225.
- 2. *Brykov V. O.* Bioenergetics of plant cells in microgravity // Kosm. nauka tehnol. 2015. **21**, N 4. P. 84–93.
- Cherevchenko T. M., Mayko T. K., Bogatir V. B., Kosakovskaya I. V. Perspectives in the use of tropical orchids for space investigation // Space Biol. Biotechnol. — 1986. — P. 41—45.
- 4. *Heyenga A. G.* The utilization of passive water and nutrient support systems in space flight plant cultivation and research // 6-th Eur. Symp. Space Environ. Contr. Syst. 1997. P. 867–871.
- Kordyum E. L. Plant cell gravisensitivity and adaptation to microgravity // Plant biol. 2014. - 16, N 1. - P. 79-90.
- Levinskikh M. A., Sychev V. N., Derendiaeva T. A., et al. The influence of space flight factors on the growth and development of super dwarf wheat cultivated in greenhouse Svet // Aerospace and Environmental Med. – 1999. – 33, N 2. – P. 37–41.
- Link B. M., Durst S. J., Zhou W., Stankovič B. Seed-toseed growth of Arabidopsis thaliana on the International Space Station // Adv. Space Res. – 2003. – 31, N 10. – P. 2237–2243.
- Merkys A. J., Laurinavičius R. S., Švegždiene D. V. Plant growth, development and embryogenesis during Salyut-7 flight // Adv. Space Res. – 1984. – 4, N 10. – P. 55–63.
- Musgrave M. E., Kuang A., Xiao Y. Stout S. C., et al. Gravity independence of seed-to-seed cycling in Brassica rapa // Planta. – 2000. – 210. – P. 400–406.
- Nelson M., Pechurkin N. S., Allen J. P.et al. Closed ecological systems, space life support and biospherics. Environmental biotechnology. // Handbook of environmental engineering / Eds L. Wang, V. Ivanov, J. H. Tay. — Totowa, NJ.: Humana Press, 2010. — Vol. 10.
- Sychev V. N., Levinskikh M. A., Gostimsky S. A., et al. Spaceflight effects on consecutive generations of peas grown onboard the Russian segment of the International Space Statio // Acta Astronaut. – 2007. – 60, N 4–7. – P. 426–432.

 Wolff S. A., Coelho L. H., Zabrodina M., et al. Plant mineral nutrition, gas exchange and photosynthesis in space: A review // Adv. Space Res. - 2013. - 51, N 3. -P. 465-475.

Стаття надійшла до редакції 12.12.17

#### REFERENCES

- Rassamakin B. M., Ilchenko M. E, Baiskov H. F., et al. Mission of POLYTN-2-SAU nanosatelhte on international project QB50. *17th Ukrainian conference on space research: Abstracts*, 225 (Odesa, 2017) [in Russian].
- Brykov V. O. Bioenergetics of plant cells in microgravity. *Kosm. nauka tehnol.*, 21 (4), 84–93 (2015). [in Ukrainian].
- Cherevchenko T. M., Мауко Т. К., Bogatir V. B., et al. Perspectives in the use of tropical orchids for space investigation. *Space Biol. Biotechnol.* 41–45 (1986).
- 4. Heyenga A. G. The utilization of passive water and nutrient support systems in space flight plant cultivation and research. *6-th Eur. Symp. Space Environ. Contr. Syst.*, 867–871 (1997).
- 5. Kordyum E. L. Plant cell gravisensitivity and adaptation to microgravity. *Plant biol.*, **16** (1), 79–90 (2014).
- 6. Levinskikh M. A., Sychev V. N., Derendiaeva T. A., et al. The influence of space flight factors on the growth and development of super dwarf wheat cultivated in greenhouse Svet. *Aerospace and Environmental Medicine*, **33** (2), 37– 41 (1999).
- Link B. M., Durst S. J., Zhou W., Stankovic B. Seed-toseed growth of Arabidopsis thaliana on the International Space Station. *Adv. Space Res.*, **31** (10), 2237–2243 (2003).
- Merkys A. J., Laurinavicius R. S., Svegzdiene D. V. Plant growth, development and embryogenesis during Salyut-7 flight. *Adv. Space Res.*, 4 (10), 55–63 (1984).
- Musgrave M. E., Kuang A., Xiao Y., et al. Gravity independence of seed-to-seed cycling in *Brassica rapa*. *Planta*, 210, 400–406 (2000).
- Nelson M., Pechurkin N.S., Allen J. P., et al. Closed Ecological Systems, Space Life Support and Biospherics. Environmental Biotechnology. Handbook of *Environmental Engineering / Wang L., Ivanov V., Tay J. H. (eds)*. Humana Press, Totowa, NJ., vol. 10 (2010).
- Sychev V. N., Levinskikh M. A., Gostimsky S. A., et al. Spaceflight effects on consecutive generations of peas grown onboard the Russian segment of the International Space Statio. *Acta Astronaut.*, **60** (4–7), 426–432 (2007).
- Wolff S.A., Coelho L.H., Zabrodina M., et al. Plant mineral nutrition, gas exchange and photosynthesis in space: A review. *Adv. Space Res.*, 51(3), 465–475 (2013).

Received 12.12.17

В. А. Брыков<sup>1</sup>, Е. Ю. Коваленко<sup>2</sup>, Б. А. Иваницкая<sup>3</sup>

- <sup>1</sup> Институт ботаники им. Н. Г. Холодного Национальной академии наук Украины, Киев, Украина
- <sup>2</sup> Национальный технический центр Украины «Киевский политехнический институт им. И. Сикорского», Киев, Украина
- <sup>3</sup> Национальный ботанический сад им. М. М. Гришка Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

#### МИКРОКОСМ — ПЕРСПЕКТИВНАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ БИОЛОГИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА НАНОСПУТНИКАХ

Предлагается провести космический эксперимент с использованием наноспутника для реализации длительного биологического исследования влияния факторов космического полета на экологические межвидовые взаимоотношения растений в микрокосме. Данный проект занял третье место в Молодежном конкурсе перспективных космических проектов, проведенного Советом по космическим исследованиям НАН Украины.

*Ключевые слова*: микрокосм, наноспутник, растения, микрогравитация, эксперимент.

#### V. A. Brykov<sup>1</sup>, E. Yu. Kovalenko<sup>2</sup>, B. A. Ivanytska<sup>3</sup>

- <sup>1</sup> M. G. Kholodny Institute of Botany,
- National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine <sup>2</sup> National Technical University "Igor Sikorsky
- Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv, Ukraine <sup>3</sup> M. M. Gryshko National Botanical Garden,
- National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine

#### MICROCOSM AS A PERSPECTIVE MODEL FOR BIOLOGICAL EXPERIMENTS ON NANOSATELLITES

The main proposal presented in the paper is to conduct a space experiment with use of a nanosatellite as a platform for the long-term biological experiment. The essence of the experiment is to study the influence of space flight factors on the ecological inter-species interaction between plants in the microcosm. This project won the third place in the Youth Competition of Advanced Space Projects organized by the Space Research Council of the National Academy of Sciences of Ukraine in 2017.

Keywords: microcosm, nanosatellite, plants, microgravity.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2018.02.060

УДК 523.3-36:523.43-36:577.112.384.4:577.175.82:612.815.1

Н. Г. Позднякова, А. О. Пастухов, М. В. Дударенко, М. О. Галкін, Р.В. Сівко, Н. В. Крисанова, Т. О. Борисова Інститут біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, Київ, Україна

# ЗБАГАЧЕННЯ НЕОРГАНІЧНОГО АНАЛОГУ МАРСІАНСЬКОГО ПИЛУ НОВІТНІМИ КАРБОНОВИМИ НАНОЧАСТИНКАМИ, ОТРИМАНИМИ ПРИ ЗГОРАННІ КАРБОГІДРАТІВ, ТА ОЦІНКА ЙОГО НЕЙРОТОКСИЧНОСТІ

На теперішній час з'ясування механізмів порушення функціонування мозку за умов довготривалих пілотованих космічних місій є пріоритетним напрямом досліджень міжнародних наукових груп та актуальним завданням сучасної космічної біології. Ігнорування відповідних проблем функціонування нервової системи зробить неможливим подальші довготривалі міжпланетні космічні місії. Однією з можливих причин порушень функціонування мозку може бути токсичний вплив планетарного та міжзоряного пилу, склад і властивості якого, а також вплив його на здоров'я людини, зокрема нейротоксична дія, недостатньо досліджені. Вуглець широко поширений у марсіанському пилу і міжзоряному просторі та входить до складу метеоритів. У рамках даного дослідження неорганічний аналог марсіанського пилу (МП) (JSC, Mars-1A, ORBITEC Orbital Technologies Corporation, Medicoн, штат Вісконсин, США) був збагачений у різній кількості карбоновими наночастинками (КНЧ), синтезованими при згоранні карбогідратів. МП, збагачений КНЧ (КНЧ-МП), деполяризує плазматичну мембрану нервових терміналей головного мозку щурів, що показано методом флуориметрії з використанням флуоресцентного зонда родаміну 6G. Збільшення вмісту карбонової складової КНЧ-МП супроводжується зростанням деполяризації мембрани. КНЧ-МП суттєво знижує початкову швидкість накопичення та збільшує позаклітинний рівень нейромедіаторів L-[<sup>14</sup>C]глутамату та [<sup>3</sup>H]ГАМК (ү-аміномасляної кислоти) в нервових терміналях. Збільшення вмісту КНЧ у складі КНЧ-МП супроводжується більш суттєвим зменшенням початкової швидкості накопичення нейромедіаторів та зростанням їхнього позаклітинного рівня. Тобто, нейротоксичний ефект КНЧ-МП пов'язаний виключно з активністю КНЧ, а не з дією його неорганічної складової. Зниження концентрації КНЧ у складі пилу призводить до зниження його нейротоксичності.

**Ключові слова:** аналог марсіанського пилу, карбонові наночастинки, мембранний потенціал, L-[<sup>14</sup>C]глутамат, [<sup>3</sup>H]үаміномасляна кислота, синаптосоми, нервові терміналі головного мозку.

Важливе значення при плануванні довготривалих пілотованих космічних польотів, зокрема місії на Марс, які включають також вихід у відкритий космос, має всебічна оцінка багатьох ризиків. На теперішній час не викликає сумнівів, що порушення функціонування мозку за умов мікрогравітації становлять реальну проблему при довготривалих пілотованих місіях. Нещодавно у НАСА був запропонований новий термін — VIIP (visual impairment and intracranial pressure syndrome) для означення синдрому порушення зору та внутрішньочерепного тиску та опису цілої низки симптомів, які спостерігалися у астронавтів після довгострокових місій. Хоча причини синдрому та пов'язані з ним зміни у структурі мозку пов'язують з довготривалим перебуванням в умовах мікрогравітації та підвищенням внаслідок цього внутрішньочерепного тиску, визначення інших причин,

<sup>©</sup> Н. Г. ПОЗДНЯКОВА, А. О. ПАСТУХОВ, М. В. ДУДАРЕНКО, М. О. ГАЛКІН, Р.В. СІВКО, Н. В. КРИСАНОВА, Т. О. БОРИСОВА, 2018

механізмів розвитку та шляхів подолання нейродегенеративних процесів тільки розпочаті [28].

Узагалі, при довготривалих пілотованих космічних місіях однією з можливих причин порушень функціонування мозку може бути токсичність планетарного та міжзоряного пилу, склад і властивості якого, а також вплив на здоров'я людини, зокрема нейротоксична дія, недостатньо досліджені [19, 20, 23, 27]. Відомо, що частинки місячного пилу сорбуються на скафандрах і потрапляють всередину космічних станцій [27, 31]. Внаслідок прямого контакту з частинками місячного пилу протягом декількох місій «Аполлон» спостерігалось подразнення очей, дихальних шляхів та шкіри астронавтів. Було продемонстровано, що місячний пил, а також наночастинки є причиною запалення [7, 10], яке, як відомо, може змінювати проникність гемато-енцефалічного бар'єру [1]. Нейротоксична дія наночастинок може реалізуватись через інгібування синтезу нейромедіатора, зміну потоку іонів через клітинні мембрани, блокування транспорту нейромедіаторів у нервових закінченнях головного мозку.

Метеорити та міжзоряний пил містять від 2 до 10 % вуглецю, який перебуває у різних фізичних формах, включаючи поліциклічні ароматичні карбогідрати (polycyclic aromatic hydrocarbons) і споріднені матеріали та аморфні з незначним вмістом кисню та азоту. Вуглець, можливо, є і у формі гідрогенізованих органічних сполук, судячи з того, що концентрація дейтерію у частинках міжзоряного пилу корелює з концентрацією вуглецю [2].

Аналіз вуглецю з Тісінтського марсіанського метеорита надав докази існування органічних речовин, інкапсульованих у внутрішніх лакунах метеорита [19, 20].

Нещодавно нами були відкриті нові нейромодулюючі та нейротоксичні ефекти карбонових наночастинок, синтезованих з β-аланіну [6] та сірковмісного попередника — суміші лимонної кислоти і тіосечовини [4] методом високотемпературного мікрохвильового нагрівання [13, 17].

Карбонові наночастинки (карбонові точки) являють собою нещодавно відкритий клас нанорозмірних сполук [15, 22]. Є різні методи їхнього одержання, найбільш поширеним з яких є піроліз органічних матеріалів під дією мікрохвиль [9, 13, 33]. Карбонові наночастинки у своєму складі поєднують ароматичні та аліфатичні ділянки, що є типовим і для графену, оксиду графену та алмазу. Вони зібрані у пропорціях та з варіаціями поверхневих груп, що залежать від вихідного матеріалу та умов синтезу.

Було показано, що розмір карбонових наночастинок варіює за даними різних досліджень від 1 до 6 нм [14, 30]. Встановлено, що вони можуть поглинатись клітинами, ймовірно, шляхом ендоцитозу [3, 24, 32]. Перенесення КНЧ через клітинну мембрану залежить від температури: інтерналізація не спостерігалась при 4 °С. Всередині клітин КНЧ накопичуються переважно у мембрані і цитоплазмі [8, 15, 29].

Нейротоксична дія КНЧ залежить від їхньої здатності проходити через стінку шлунково-кишкового тракту і проникати через гематоенцефалічний бар'єр. Наразі відомо, що в організмі ссавців нанорозмірні частинки можуть ефективно поглинатись епітелієм носової порожнини, трахеї, бронхів та альвеол за рахунок дифузії і, окрім перерозподілу між різними органами, транспортуватися вздовж сенсорних аксонів нюхового нерва в центральну нервову систему [18, 25, 26]. Нові дані нещодавно проведених епідеміологічних, клінічних та експериментальних досліджень свідчать про те, що деякі нейрологічні захворювання, а саме хвороба Альцгеймера, хвороба Паркінсона, інсульт і аутизм можуть бути значною мірою пов'язані із забрудненням атмосферного повітря [16].

У цьому контексті КНЧ, перебуваючи у складі пилу, можуть потрапляти до центральної нервової системи та викликати розвиток нейропатологій, які в умовах довгострокових місій можуть стати незворотними.

Таким чином, метою дослідження був аналіз впливу неорганічного аналогу марсіанського пилу, збагаченого новітніми карбоновими наночастинками, які були отримані при згоранні карбогідратів, на ключові характеристики глутаматергічної та ГАМК-ергічної нейротрансмісії, а саме: 1) потенціал плазматичної мембрани нервових закінчень; 2) на Na<sup>+</sup>-залежне транспортеропосередковане накопичення та позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C]глутамату та [<sup>3</sup>H]ГАМК в ізольованих нервових закінченнях головного мозку щурів. В дослідженні був використаний аналог марсіанського пилу JSC, «Mars-1А», який був збагачений карбоновими наночастинками (КНЧ), отриманими при згоранні карбогідратів, а саме цистеїну, за допомогою мікрохвильового нагрівання [13, 17].

# МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ

*Матеріали.* В роботі були використані такі матеріали та реактиви: HEPES, (N-2-hydroxyethylpiperazine-n-2-ethanesulfonic acid), «Fluka» (Швейцарія); EDTA, «Calbiochem» (США); фіколл-400, додецилсульфат натрію, амінооксиоцтова кислота; скловолокнові фільтри WhatmanGF/C «Sigma» (США); L-[<sup>14</sup>C] глутамат, сцинтиляційні рідини ACS та OSC, «Amersham», (Велика Британія); [<sup>3</sup>H]ГАМК, «PerkinElmer» (США).

Аналог марсіанського пилу JSC, «Mars-1A» виробництва компанії ORBITEC Orbital Technologies Corporation (Медісон, штат Вісконсин, США) містив (у %): SiO<sub>2</sub> (34.5), TiO<sub>2</sub> (3), Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (18.5), Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (19), FeO (2.5), MnO (0.2), MgO (2.5), CaO (5), Na<sub>2</sub>O (2), K<sub>2</sub>O (0.5), P<sub>2</sub>O<sub>5</sub> (0.7).

*Етичні норми*. Всі експерименти були виконані згідно з «Правилами проведення робіт з використанням експериментальних тварин», затверджених Комісією з догляду, утримання й використання експериментальних тварин Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна НАН України (Протокол № 1 від 19 / 09-2012).

Дослідження проводили на білих щурах-самцях лінії Wistar. Щурів утримували на стандартному раціоні віварію.

Виділення синаптосом з головного мозку щурів. Синаптосоми виділяли за методом Котмана [11] із незначними модифікаціями. Концентрацію протеїну визначали за методом Ларсона [21].

**Оцінка мембранного потенціалу синалтосом.** Для оцінки мембранного потенціалу ізольованих нервових закінчень був використаний флуоресцентний потенціал-чутливий зонд родамін 6G (Rh 6G). Флуоресцентні виміри проводились на спектрофлуориметрі «Hitachi MPF-4» при довжинах хвиль збудження та емісії  $\lambda$  528 та  $\lambda$  551 нм відповідно (ширина щілини 5 нм). В кювету з магнітною мішалкою до суспензії синаптосом (кінцева концентрація протеїну 0.15 мг/мл) додавали родамін 6G (кінцева концентрація 0.5 мкМ) та реєстрували зміну інтенсивності флуоресценції зонда до досягнення стаціонарного значення ( $F_t$ ). Потім у кювету додавали аналог марсіанського пилу та реєстрували кінетику вивільнення зонда та новий стаціонарний рівень його флуоресценції. Кількісну оцінку мембранного потенціалу давали, розраховуючи так званий індекс мембранного потенціалу  $F = F_t/F_0$ , де  $F_t$  та  $F_0$  — інтенсивності флуоресценції Rh 6G при наявності та відсутності синаптосом.

Визначення накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату синаптосомами. Накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату синаптосомами визначали наступним чином: зразки суспензії з концентрацією протеїну 250 мкг/мл преінкубували 10 хв при температурі 37 °C, потім додавали аналог марсіанського пилу та інкубували 5 хв. Реакцію ініціювали додаванням суміші L-глутамату та L-[<sup>14</sup>C]глутамату (0.1 мкКі/мл, 251 мКі/ммоль) та інкубували при температурі 37 °С. Аліквоти відбирали через 1 хв і швидко осаджували у мікроцентрифузі «Eppendorf» (20 с при 10 000 g). Накопичення визначали в аліквотах надосаду (100 мкл) та солюбілізованого в SDS осаду за допомогою сцинтиляційного лічильника «Delta 300» («Tracor Analytic», США) в 1.5 мл сцинтиляційної рідини для водних зразків ACS (aqueous counting scintillate).

Визначення вивільнення  $L-[^{14}C]$ глутамату з синаттосом. Суспензія синаптосом розводилася стандартним сольовим розчином так, що містила 1 мг протеїну/мл, і після 10 хв преінкубації при температурі 37 °С навантажувалася  $L-[^{14}C]$ глутаматом (500 нМ, 238 мКі/ммол) в кальцієвому стандартному сольовому розчині упродовж 10 хв. Після цього суспензія синаптосом відмивалася 10 об'ємами стандартного сольового розчину і розводилася до концентрації 1 мг протеїну/мл і відразу використовувалася для визначення вивільнення  $L-[^{14}C]$ глутамату з синаптосом.

Аліквоти (120 мкл; 25...30 мкг навантажених L-[<sup>14</sup>C]глутаматом синаптосом), преінкубували 10 хв при температурі 37 °С, потім додавали аналог марсіанського пилу та інкубували 5 хв. Нестимульоване вивільнення L-[<sup>14</sup>C]глутамату з синаптосом у безкальцієвому середовищі визначали за 6 хв. Суспензію синаптосом швидко осаджували

у мікроцентрифузі та центрифугували при 10000 *g* протягом 20 с. Аліквоти надосаду (90 мкл) та солюбілізованого додецилсульфатом натрію осаду (90 мкл) змішували з синтиляційною рідиною ACS (1.5 мл) та визначали радіоактивність за допомогою синтиляційного лічильника «Delta 300». Загальний вміст радіоактивності визначали як суму радіоактивності у аліквоті надосаду та у аліквоті солюбілізованого осаду.

Визначення накопичення [<sup>3</sup>Н]ГАМК синаптосо*мами*. У дослідах з акумуляції [<sup>3</sup>H]ГАМК синаптосомами стандартний сольовий розчин містив 100 мкМ амінооксиоцтової кислоти, інгібітора ГАМК-трансамінази, для запобігання утворення метаболітів ГАМК. Концентрація протеїну синаптосом у пробі дорівнювала 200 мкг/мл, об'єм проби дорівнював 0.6 мл. Синаптосоми преінку бували 5 хв при температурі 37 °С з аналогом марсіанського пилу, після чого ініціювали процесс акумуляції внесенням суміші ГАМК (1 мкМ ГАМК та 50 нМ — 0.2 мкКі/мл [<sup>3</sup>H]ГАМК). Через 1 хв аліквоти (0.5 мл) фільтрували через фільтри GF/C. Фільтри двічі промивали охолодженим стандартним сольовим розчином, висушували та вимірювали рівень радіоактивності у сцинтиляційній рідині OCS в лічильнику «Delta 300».

Визначення вивільнення [<sup>3</sup>Н]ГАМК з синаптосом. Синаптосоми (2 мг протеїну/мл) в оксигенованому стандартному сольовому розчині, який містив 10 мкМ амінооксиоцтової кислоти, інкубували 5 хв при 37 °С при наявності 5 · 10-7 М (0.1 Кі/мл) [3Н]ГАМК. Після охолодження на льоду суспензію утричі розводили охолодженим сольовим розчином і центрифугували 5 хв при 4000 g. Осад суспендували при температурі 4 °С і концентрації протеїну 1 мг/мл в сольовому розчині, який містив 10 мкМ амінооксиоцтової кислоти. Синаптосоми, що акумулювали [<sup>3</sup>H]ГАМК (1 мг протеїну/мл), негайно використовували для вивчення процесів вивільнення ГАМК. Синаптосоми (120 мкл суспензії) преінкубували 10 хв при 37 °C, потім додавали аналог марсіансього пилу та інкубували 5 хв. Зразки інкубували ще 5 хв, після чого центрифугували у мікроцентрифузі «Eppendorf» (10000 g, 20 c). Рівень радіоактивності вивільненої [<sup>3</sup>H]ГАМК в аліквотах супернатанту (90 мкл) вимірювали в лічильнику «Delta 300» з використанням сцинтиляційної рідини ACS (1 мл на 1 аліквоту). Вміст міченої ГАМК у супернатантах був виражений у відсотках від загального вмісту [<sup>3</sup>Н]ГАМК у синаптосомах.

*Статистична обробка результати* представлено як середнє  $\pm$  S.E.M. в *n* незалежних експериментах. Різниця між двома групами порівнювали за допомогою *t*-критерію Стьюдента. Різниця вважалася достовірною при  $P \leq 0.05$ . Статистична обробка даних, побудова графіків і розрахунки функцій проводили з використанням програми Excel.

#### РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХНЄ ОБГОВОРЕННЯ

Отримання аналогу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, синтезованими шляхом згорання карбогідратів. Аналог марсіанського пилу (МП) являє собою суміш часток різного розміру і хімічного складу. Для збільшення кількості нанорозмірних частинок суспензію МП у концентрації 2.0 мг/мл у воді обробляли ультразвуком при 22 кГц протягом 1 хв при кімнатній температурі та витримували протягом 2 хв. Коли великі частки осаджувались, осад видаляли і супернатант використовували в експериментах. Для отримання аналогу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, були використані карбонові наночастинки (КНЧ), отримані при згоранні карбогідратів, а саме цистеїну, за допомогою мікрохвильового нагрівання [13, 17]. Було отриманодва препарати: 1) з концентрацією 2.0 мг/мл та масовим співвідношенням 1:1 карбонової неорганічної складової (КНЧ-МП 1:1); 2) з концентрацією 0.2 мг/мл та масовим співвідношенням 1:10 карбонової і неорганічної складової (КНЧ-МП 1:10).

Вплив аналогу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, на мембранний потенціал нервових закінчень. Мембранний потенціал нервових закінчень є одним з основних параметрів, що визначає нормальне транспортеропосередковане поглинання і позаклітинний рівень нейромедіаторів. Мембранний потенціал ізольованих нервових закінчень вимірювали з використанням флуоресцентного потенціал-чутливого зонду родаміну 6G (Rh 6G). Завдяки тому що



цей зонд є ліпофільним та катіонним, він легко проходить крізь цитоплазматичний бар'єр і зосереджується у примембранному просторі клітини, згідно із значенням його мембранного потенціалу. За цих умов спостерігається гасіння флуоресценції зонду за рахунок часткового зв'язування з від'ємно зарядженим матриксом синаптосом.

На рис. 1, *а* представлено спектри емісії родаміну 6G (0.5 мкМ) в стандартному сольовому розчині до і після додавання: 1) аналогу марсіанського пилу (МП) у концентрації 2.0 мг/мл; 2) карбонових наночастинок (КНЧ) у концентрації 2.0 мг/мл; 3) збагаченого карбоновими наночастинками аналогу марсіанського пилу (КНЧ-МП) у співвідношенні 1:1. Не було виявлено істотних змін у спектрі емісії родаміну 6G у відповідь на додавання зазначених вище препаратів у максимальних концентраціях, однак спостерігалось незначне гасіння флуоресцентного сигналу.



**Рис. 1.** Спектри емісії родаміну 6G (0.5 мкМ) у стандартному сольовому середовищі до і після додавання МП (2.0 мг/мл); КНЧ (2.0 мг/мл); КНЧ-МП (1:1) (*a*). Вплив КНЧ-МП у співвідношеннях 1:10 та 1:1 на мембранний потенціал синаптосом ( $\delta$ ). Суспензія синаптосом була врівноважена потенційно чутливим зондом родаміном 6G (0.5 мкМ). Після досягнення стабільного рівня флуоресценції зонда до синаптосом послідовно додавали КНЧ-МП (1:10) та КНЧ-МП (1:1) (позначено стрілками). Дозозалежний ефект КНЧ на мембранний потенціал синаптосом (*в*). Після досягнення стабільного рівня флуоресценції зонда до синаптосом послідовно додавали МП (2.0 мг/мл); КНЧ (0.2 мг/мл); КНЧ-МП (2.0 мг/мл) (позначено стрілками). Кожен графік відображає результати чотирьох незалежних експериментів з різними препаратами синаптосом

Додавання синаптосомальної суспензії до середовища, що містить родамін 6G, супроводжувалося частковим зниженням флуоресценції за рахунок зв'язування зонда з плазматичною мембраною (рис. 1,  $\delta$ ). Додавання збагаченого карбоновими наночастинками аналогу марсіанського пилу (КНЧ-МП) у співвідношенні 1:10 не впливало на інтенсивність флуоресцентного сигналу, однак підвищення вмісту КНЧ (співвідношення 1:1) призводило до зростання сигналу, що свідчило про деполяризацію плазматичної мембрани нервових терміналей (рис. 1,  $\delta$ ).

Додавання МП у концентрації 2.0 мг/мл та КНЧ у концентрації 0.2 мг/мл суттєво не впливало на інтенсивність флуоресцентного сигналу (рис. 1, *в*), що свідчить про відсутність їхнього деполяризаційного впливу на плазматичну мембрану синаптосом. Зміни у мембранному потенціалі були зареєстровані лише при підвищенні концентрації КНЧ в середовищі інкубації до 2.0 мг/мл. Проте ні КНЧ-МП (1:1), ні КНЧ у концентрації 2.0 мг/мл не впливали на здатність синаптосом до відповіді на калієву деполяризацію (додавання 35 мМ KCl) (рис. 1,  $\epsilon$ ).

Ефект аналогу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, на транспортерзалежне накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату синаптосомами. Ми вивчили вплив аналогу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками (КНЧ-МП), на одну з ключових характеристик глутаматергічної передачі, а саме Na<sup>+</sup>-залежне транспортеропосередковане накопичення L-[<sup>14</sup>C] глутамату. Було оцінено початкову швидкість накопичення, яка реєструвалася як акумуляція L-[<sup>14</sup>C] глутамату за першу хвилину процесу. Встановлено, що КНЧ-МП (1:1) значно знижував (на 30 %) початкову швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату (10 мкМ) у синаптосомах. Початкова швидкість дорівнювала 2.92  $\pm$  0.19 нмоль  $\cdot$  хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну в контрольних синаптосомах і 2.07 ±  $\pm 0.21$  нмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну в синаптосомах у присутності КНЧ-МП (1:1) (рис. 2). На противагу цьому КНЧ-МП у співвідношенні 1:10 не впливав на початкову швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату, яка дорівнювала 2.53  $\pm$  $\pm 0.20$  нмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну. Сам МП, доданий до синаптосом у концентрації 2.0 мг/мл, також істотно не змінював початкову швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату, яка складала  $2.64 \pm 0.23$  нмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну.

Таким чином, на відміну від МП самого по собі, КНЧ-МП у співвідношенні 1:1 значно зменшував початкову швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату синаптосомами.

У наступній серії експериментів були випробувані карбонові наночастинки самі по собі. Було виявлено, що КНЧ у концентрації 2.0 мг/мл значно знижували(на 20 %) початкову швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату у синаптосомах. За присутності КНЧ (2.0) початкова швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату дорівнювала 2.23 ±  $\pm$  0.18 нмоль  $\cdot$  хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну. Однак КНЧ, додані до синаптосомальної суспензії у концентрації 0.2 мг/мл, не впливали на акумуляцію L-[<sup>14</sup>C]глутамату, яка складала 2.58 ± 0.20 нмоль  $\cdot$  мг<sup>-1</sup> протеїну (рис. 2).



**Рис. 2.** Початкова швидкість накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату нервовими терміналями головного мозку при наявності збагаченого карбоновими наночастинками аналогу марсіанського пилу (КНЧ-МП) у співвідношеннях 1:1 чи 1:10; карбонових наночастинок (КНЧ) у концентрації 2.0 мг/мл чи 0.2 мг/мл; та аналогу марсіанського пилу (МП) у концентрації 2.0 мг/мл (\* — дані, суттєво відмінні від контрольних при рівні значимості  $P \le 0.05$ )

Таким чином, КНЧ як складова частина аналогу КНЧ-МП зберегли здатність впливати на накопичення L-[<sup>14</sup>C]глутамату лише у концентрації 2.0 мг/мл.

Ефект аналогу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, на транспортерзалежне накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК синаптосомами. В наступній серії експериментів нами було досліджено вплив марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, отриманими з цистеїну, на Na<sup>+</sup>-залежне транспортеропосередковане накопичення міченої тритієм  $\gamma$ -аміномасляної кислоти ([<sup>3</sup>H]ГАМК) синаптосомами головного мозку щурів. Було оцінено початкову швидкість накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК, яка реєструвалася як акумуляція за першу хвилину процесу.

Встановлено, що початкова швидкість накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК у синаптосомах при наявності КНЧ-МП (1:1) знижувалася на 65 %. У контролі початкова швидкість накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК дорівнювала 155.18 ± 10.70 пмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну, а в присутності КНЧ-МП (1:1) складала 51.84 ± 6.62 пмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну (рис. 3). Так само, як і в експериментах з L-[<sup>14</sup>C]глутаматом,



**Рис. 3.** Початкова швидкість накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК нервовими терміналями головного мозку при наявності збагаченого карбоновими наночастинками аналогу марсіанського пилу (КНЧ-МП) у співвідношеннях 1:1 чи 1:10; карбонових наночастинок (КНЧ) у концентрації 2.0 мг/мл чи 0.2 мг/мл; та аналогу марсіанського пилу (МП) у концентрації 2.0 мг/мл (\* — дані, суттєво відмінні від контрольних при рівні значимості  $P \le 0.05$ )



**Рис. 4.** Позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C]глутамату у синаптосомах після попередньої інкубації із збагаченим карбоновими наночастинками аналогом марсіанського пилу (КНЧ-МП) у співвідношеннях 1:1 чи 1:10; карбоновими наночастинками (КНЧ) у концентрації 2.0 мг/мл чи 0.2 мг/мл; та аналогом марсіанського пилу (МП) у концентрації 2.0 мг/мл (\* — дані, суттєво відмінні від контрольних при рівні значимості  $P \le 0.001$ )

КНЧ-МП у співвідношенні 1:10 не впливав на початкову швидкість накопичення  $[{}^{3}H]\Gamma AMK$ , яка дорівнювала 143.57 ± 9.15 пмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну. Сам МП, доданий до синаптосом, істотно не змі-

нював початкову швидкість накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК, яка дорівнювала 138.28  $\pm$  9.67 пмоль  $\cdot$  хв<sup>-1</sup> мг<sup>-1</sup> протеїну.

Карбонові наночастинки у концентрації 2.0 мг/мл самі по собі додані до синаптосом, спричиняли значне зменшення (на 55 %) початкової швидкості накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК, яка дорівнювала 69.46 ± 4.97 пмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну (рис. 3). При зменшенні концентрації КНЧ до 0.2 мг/мл початкова швидкість накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК суттєво не змінювалася і складала 148.52 ± 11.16 пмоль · хв<sup>-1</sup>мг<sup>-1</sup> протеїну.

Таким чином, здатність КНЧ впливати на накопичення [<sup>3</sup>H]ГАМК зберігалась у складі КНЧ-МП при співвідношенні складових 1:1 та концентрації КНЧ 2.0 мг/мл.

Ефекти КНЧ-МП на позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C]глутамату і [<sup>3</sup>H]ГАМК в препаратах нервових закінчень. Позаклітинний рівень нейромедіаторів встановлюється як баланс між їхнім транспортеропосередкованим накопиченням і тонічним нестимульованим вивільненням [5, 12]. Підтримання належного балансу внутрішньоклітинної/ позаклітинної концентрації глутамату і ГАМК та їхнього позаклітинного гомеостазу у центральній нервовій системі важливе для нормального функціонування мозку. Втрата такого балансу призводить до багатьох неврологічних захворювань.

Наступним етапом роботи стало дослідження впливу марсіанського пилу, збагаченого карбоновими наночастинками, отриманими з цистеїну, на позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C]глутамату і [<sup>3</sup>H]ГАМК.

Позаклітинний рівень нейромедіаторів визначали після навантаження синаптосом L-[<sup>14</sup>C]глутаматом або [<sup>3</sup>H]ГАМК і їхньої попередньої інкубації протягом 5 хв при температурі 37 °С у стандартному сольовому середовищі, яке містило: 1) аналог марсіанського пилу; 2) карбонові наночастинки; 3) збагачений карбоновими наночастинками аналог марсіанського пилу.

*Експерименти з використанням L-[*<sup>14</sup>*C*]*глутамату.* Нами було виявлено, що КНЧ-МП (1:1) викликав значне підвищення (більш ніж удвічі, P < 0.001) позаклітинного рівня L-[<sup>14</sup>C]глутамату в суспензії синаптосом (рис. 4). В контролі позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C]глутамату складав 0.193 ±

 $\pm 0.030$  нмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну, а при наявності КНЧ-МП (1:1) підвищувався до  $0.587 \pm 0.063$  нмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну (P < 0.001, *t*-критерій Стьюдента, n = 6). КНЧ у концентрації 2.0 мг/мл, додані до синаптосом самі по собі, також спричиняли суттєве підвищення позаклітинного рівня L-[<sup>14</sup>C]глутамату, який складав  $0.555 \pm 0.049$  нмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну (P < 0.001, *t*-критерій Стьюдента, n = 6). МП сам по собі не впливав на цей параметр, який дорівнював  $0.228 \pm 0.040$  нмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну. Однак додані до синаптосомальної суспензії КНЧ-МП у співвідношенні 1:10 або ж КНЧ у концентрації 0.2 мг/мл не впливали на позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C]глутамату, який складав  $0.236 \pm 0.049$  нмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну і  $0.218 \pm 0.067$ нмоль · м $\Gamma^{-1}$  протеїну відповідно (рис. 4).

Таким чином, позаклітинний рівень L-[<sup>14</sup>C] глутамату значно підвищувався під впливом КНЧ-МП лише при співвідношенні 1:1, і цей ефект спостерігався за рахунок впливу КНЧ у концентрації 2.0 мг/мл.

#### ЕКСПЕРИМЕНТИ З ВИКОРИСТАННЯМ [<sup>3</sup>Н]ГАМК

Було виявлено, що як і у експериментах з L-[<sup>14</sup>C] глутаматом, КНЧ-МП (1:1) і КНЧ (2.0 мг/мл) значно підвищували (на 70 %, Р < 0.05) позаклітинний рівень [<sup>3</sup>H]ГАМК в препараті синаптосом, який складав 133.67  $\pm$  8.53 пмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну в контролі,  $229.34 \pm 18.14$  пмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну за наявності КНЧ-МП (1:1) в середовищі інкубації та 232.48  $\pm$  17.84 пмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну за наявності КНЧ (2.0 мг/мл) самих по собі (рис. 5). Проте КНЧ-МП (1:10) і КНЧ (0.2 мг/мл) виявились неефективними і не змінювали позаклітинний рівень [<sup>3</sup>Н]ГАМК в препараті синаптосом, який складав  $152.26 \pm 9.68$  пмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну і 153.94  $\pm$  16.38 пмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну відповідно. Сам по собі аналог МП (2.0 мг/мл) також не впливав на позаклітинний рівень [<sup>3</sup>H]ГАМК в синаптосомальній суспензії, який дорівнював 145.17 ±  $\pm 14.13$  пмоль · мг<sup>-1</sup> протеїну (рис. 5).

Таким чином, було встановлено підвищення позаклітинного рівня [<sup>3</sup>H]ГАМК у синаптосомальній суспензії при наявності аналогу КНЧ-МП у співвідношенні складових 1:1, ефективність впливу якого на нервові терміналі реалізується за рахунок КНЧ лише у концентрації 2.0 мг/мл.



*Рис. 5.* Позаклітинний рівень [<sup>3</sup>Н]ГАМК у синаптосомах після попередньої інкубації із збагаченим карбоновими наночастинками аналогом марсіанського пилу (КНЧ-МП) у співвідношеннях 1:1 чи 1:10; карбоновими наночастинками (КНЧ) у концентрації 2.0 мг/мл чи 0.2 мг/мл; та аналогом марсіанського пилу (МП) у концентрації 2.0 мг/мл (\* — дані, суттєво відмінні від контрольних при рівні значимості  $P \le 0.05$ )

У даній роботі ми показали значне зниження початкової швидкості накопичення, а також зростання позаклітинного рівня L-[<sup>14</sup>C]глутамату та [<sup>3</sup>H]ГАМК в нервових терміналях головного мозку шурів за дії КНЧ-МП. Здатність КНЧ-МП зменшувати швидкість транспортерзалежного накопичення глутамату та ГАМК спричинює зростання позаклітинного рівня обох нейромедіаторів в умовах наявності КНЧ-МП. Збільшення вмісту КНЧ у складі КНЧ-МП супроводжується більш суттєвим зменшенням початкової швидкості накопичення нейромедіаторів та зростанням їхнього позаклітинного рівня.

Певна концентрація позаклітинного глутамату та ГАМК врівноважує процеси збудження та гальмування у процесі нейропередачі. Це може розглядатися як ключовий фактор, що зумовлює розвиток нейрологічних порушень. Викликане КНЧ-МП зростання позаклітинного рівня обох нейромедіаторів може викликати порушення такої рівноваги. Тобто, КНЧ-МП значною мірою впливає на ключові характеристики збуджувальної та гальмівної нейропередачі, що може призводити до порушення балансу між збуджувальними/гальмівними сигналами. Було проведено аналіз нейротоксичної дії КНЧ-МП з різним вмістом КНЧ. Показано, що ефект КНЧ-МП зумовлений переважно його вуглецевою, а не неорганічною складовою. МП сам по собі не спричинює змін мембранного потенціалу, проте КНЧ-МП здатний змінювати мембранний потенціал синаптосом. Збільшення вмісту карбонової складової КНЧ-МП супроводжується зростанням деполяризації мембрани. Тобто, порушення транспорту нейромедіаторів, спричинені КНЧ-МП, можуть відбуватися внаслідок деполяризації плазматичної мембрани нервових терміналей. Отже, збагачення неорганічного аналогу марсіанського пилу КНЧ призводить до виникнення нейротоксичності.

Таким чином, нейротоксичність КНЧ-МП пов'язана виключно з його вуглецевим компонентом, а саме КНЧ, при цьому неорганічна складова пилу залишається інертною. Зниження концентрації КНЧ у складі пилу призводить до зниження його нейротоксичності.

Роботу виконано за підтримки Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2012—2017 р.

Автори вдячні А. Демченку та М. Декалюк за синтез карбонових наночастинок.

## ЛІТЕРАТУРА

- Abbott N. J. Inflammatory mediators and modulation of blood-brain barrier permeability // Cell. Mol. Neurobiol. – 2000. – 2. – P. 131–147.
- 2. *Allamandola L. J., Sandford S. A., Wopenka B.* Interstellar polycyclic aromatic hydrocarbons and carbon in interplanetary dust particles and meteorites // Science. 1987. **4810**. P. 56—59.
- 3. *Bhunia S. K., Saha A., Maity A. R., et al.* Carbon nanoparticle-based fluorescent bioimaging probes // Sci. Rep. — 2013. — 1. — P. 1473.
- 4. *Borisova T., Dekaliuk M., Pozdnyakova N., et al.* Harmful impact on presynaptic glutamate and gaba transport by carbon dots synthesized from sulfur-containing carbohydrate precursor // Environ. Sci. Pollut. Res. 2017. **21**. P. 17688–17700.
- Borisova T., Krisanova N., Sivko R., Borysov A. Cholesterol depletion attenuates tonic release but increases the ambient level of glutamate in rat brain synaptosomes // Neurochem. Int. 2010. 3. P. 466–478.

- Borisova T., Nazarova A., Dekaliuk M., et al. Neuromodulatory properties of fluorescent carbon dots: effect on exocytotic release, uptake and ambient level of glutamate and gaba in brain nerve terminals // Int. J. Biochem. Cell Biol. – 2015. – P. 203–215.
- Bourdon J. A., Saber A. T., Jacobsen N. R., et al. Carbon black nanoparticle instillation induces sustained inflammation and genotoxicity in mouse lung and liver // Part. Fibre Toxicol. – 2012. – 1. – P. 5.
- Cao L., Wang X., Meziani M. J., et al. Carbon dots for multiphoton bioimaging // J. Amer. Chem. Soc. – 2007. – 37. – P. 11318–11319.
- Chandra S., Pathan S. H., Mitra S., et al. Tuning of photoluminescence on different surface functionalized carbon quantum dots // RSC Adv. - 2012. - 9. -P. 3602.
- Chatterjee A., Wang A., Lera M., Bhattacharya S. Lunar soil simulant uptake produces a concentration-dependent increase in inducible nitric oxide synthase expression in murine raw 264.7 macrophage cells // J. Toxicol. Environ. Heal. Part A. – 2010. – 9. – P. 623–626.
- Cotman C. W. Isolation of synaptosomal and synaptic plasma membrane fractions // Methods Enzymol. 1974. P. 445–452.
- 12. *Danbolt N. C.* Glutamate uptake // Prog. Neurobiol. 2001. 1. P. 1—105.
- Demchenko A. P., Dekaliuk M. O. Novel fluorescent carbonic nanomaterials for sensing and imaging // Methods Appl. Fluoresc. – 2013. – 4. – P. 42001.
- Dorcčna C. J., Olesik K. M., Wetta O. G., Winter J. O. Characterization and toxicity of carbon dot-poly(lactic-co-glycolic acid) nanocomposites for biomedical imaging // Nano Life. – 2013. – 1. – P. 1340002.
- Esteves da Silva J. C. G., Gonçalves H. M. R. Analytical and bioanalytical applications of carbon dots // TrAC Trends Anal. Chem. – 2011. – 8. – P. 1327–1336.
- Genc S., Zadeoglulari Z., Fuss S. H., Genc K. The adverse effects of air pollution on the nervous system // J. Toxicol. – 2012. – P. 782462.
- Jiang J., He Y., Li S., Cui H. Amino acids as the source for producing carbon nanodots: microwave assisted one-step synthesis, intrinsic photoluminescence property and intense chemiluminescence enhancement // Chem. Commun. (Camb). – 2012. – 77. – P. 9634– 9636.
- Kao Y.-Y., Cheng T.-J., Yang D.-M., et al. Demonstration of an olfactory bulb-brain translocation pathway for zno nanoparticles in rodent cells in vitro and in vivo // J. Mol. Neurosci. – 2012. – 2. – P. 464–471.
- Lam C.-W., James J. T., Latch J. N., et al. Pulmonary toxicity of simulated lunar and martian dusts in mice: ii. biomarkers of acute responses after intratracheal instillation // Inhal. Toxicol. - 2002. - 9. - P. 917-928.

- Lam C.-W., James J. T., McCluskey R., et al. Pulmonary toxicity of simulated lunar and martian dusts in mice: i. histopathology 7 and 90 days after intratracheal instillation // Inhal. Toxicol .- 2002. -9. - P. 901-916.
- Larson E., Howlett B., Jagendorf A. Artificial reductant enhancement of the lowry method for protein determination // Anal. Biochem. 1986. 2. P. 243–248.
- Li H., Kang Z., Liu Y., et al. Carbon nanodots: synthesis, properties and applications // J. Mater. Chem .- 2012. -46. - P. 24230.
- 23. *Linnarsson D., Carpenter J., Fubini B., et al.* Toxicity of lunar dust // Planet. Space Sci.–2012. 1. P. 57–71.
- Luo P. G., Sahu S., Yang S.-T., et al. Carbon "quantum" dots for optical bioimaging // J. Mater. Chem. B. – 2013. – 16. – P. 2116.
- Mikawa M., Kato H., Okumura M., et al. Paramagnetic water-soluble metallofullerenes having the highest relaxivity for mri contrast agents // Bioconjug. Chem. 2001. 4. P. 510–514.
- Oberdörster G., Sharp Z., Atudorei V., et al. Extrapulmonary translocation of ultrafine carbon particles following whole-body inhalation exposure of rats // J. Toxicol. Environ. Heal. Part A. – 2002. – 20. – P. 1531–1543.
- Rehders M., Grosshöuser B. B., Smarandache A., et al. Effects of lunar and mars dust simulants on hacat keratinocytes and cho-kl fibroblasts // Adv. Sp. Res. 2011. 7. P. 1200—1213.
- Roberts D. R., Albrecht M. H., Collins H. R., et al. Effects of spaceflight on astronaut brain structure as indicated on mri // N. Engl. J. Med. – 2017. – 18. – P. 1746– 1753.
- Sun Y.-P., Zhou B., Lin Y., et al. Quantum-sized carbon dots for bright and colorful photoluminescence // J. Amer. Chem. Soc. - 2006. - 24. - P. 7756-7757.
- Tao H., Yang K., Ma Z., et al. In vivo nir fluorescence imaging, biodistribution, and toxicology of photoluminescent carbon dots produced from carbon nanotubes and graphite // Small. 2012. 2. P. 281–90.
- Wallace W. T., Taylor L. A., Liu Y., et al. Lunar dust and lunar simulant activation and monitoring // Meteorit. Planet. Sci. – 2009. – 7. – P. 961–970.
- Wang X., Qu K., Xu B., et al. Microwave assisted one-step green synthesis of cell-permeable multicolor photoluminescent carbon dots without surface passivation reagents // J. Mater. Chem. – 2011. – 8. – P. 2445.
- Zhai X., Zhang P., Liu C., et al. Highly luminescent carbon nanodots by microwave-assisted pyrolysis // Chem. Commun. – 2012. – 64. – P. 7955.

Стаття надійшла до редакції 21.01.18

#### REFERENCES

 Abbott N. J. Inflammatory mediators and modulation of blood-brain barrier permeability. *Cell. Mol. Neurobiol.*, 2, 131–147 (2000).

- Allamandola L. J., Sandford S. A., Wopenka B. Interstellar polycyclic aromatic hydrocarbons and carbon in interplanetary dust particles and meteorites. *Science*, 4810, 56–9 (1987).
- Bhunia S. K., Saha A., Maity A. R., et al. Carbon nanoparticle-based fluorescent bioimaging probes. *Sci. Rep.*, 1, 1473 (2013).
- 4. Borisova T., Dekaliuk M., Pozdnyakova N., et al. Harmful impact on presynaptic glutamate and gaba transport by carbon dots synthesized from sulfur-containing carbohydrate precursor. *Environ. Sci. Pollut. Res.*, **21**, 17688– 17700 (2017).
- Borisova T., Krisanova N., Sivko R., Borysov A. Cholesterol depletion attenuates tonic release but increases the ambient level of glutamate in rat brain synaptosomes. *Neurochem. Int.*, 3, 466–478 (2010).
- Borisova T., Nazarova A., Dekaliuk M., et al. Neuromodulatory properties of fluorescent carbon dots: effect on exocytotic release, uptake and ambient level of glutamate and gaba in brain nerve terminals. *Int. J. Biochem. Cell Biol.*, 203–215 (2015).
- Bourdon J. A., Saber A. T., Jacobsen N. R., et al. Carbon black nanoparticle instillation induces sustained inflammation and genotoxicity in mouse lung and liver. *Part. Fibre Toxicol.*, 1, 5 (2012).
- Cao L., Wang X., Meziani M. J., et al. Carbon dots for multiphoton bioimaging. J. Amer. Chem. Soc., 37, 11318– 11319 (2007).
- 9. Chandra S., Pathan S. H., Mitra S., et al. Tuning of photoluminescence on different surface functionalized carbon quantum dots. *RSC Adv.*, **9**, 3602 (2012).
- Chatterjee A., Wang A., Lera M., Bhattacharya S. Lunar soil simulant uptake produces a concentration-dependent increase in inducible nitric oxide synthase expression in murine raw 264.7 macrophage cells. *J. Toxicol. Environ. Heal. Part A*, 9, 623–626 (2010).
- Cotman C. W. Isolation of synaptosomal and synaptic plasma membrane fractions. *Methods Enzymol.*, 445–452 (1974).
- 12. Danbolt N. C. Glutamate uptake. *Prog. Neurobiol.*, 1, 1-105 (2001).
- 13. Demchenko A. P., Dekaliuk M. O. Novel fluorescent carbonic nanomaterials for sensing and imaging. *Methods Appl. Fluoresc.*, **4**, 42001 (2013).
- Dorcéna C. J., Olesik K. M., Wetta O. G., Winter J. O. Characterization and toxicity of carbon dot-poly(lacticco-glycolic acid) nanocomposites for biomedical imaging. *Nano Life*, 1, 1340002 (2013).
- Esteves da Silva J. C. G., Gonçalves H. M. R. Analytical and bioanalytical applications of carbon dots. *TrAC Trends Anal. Chem.*, 8, 1327–1336 (2011).
- Genc S., Zadeoglulari Z., Fuss S. H., Genc K. The adverse effects of air pollution on the nervous system. J. *Toxicol.*, 782462 (2012).
- ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2018. Т. 24. № 2

- Jiang J., He Y., Li S., Cui H. Amino acids as the source for producing carbon nanodots: microwave assisted one-step synthesis, intrinsic photoluminescence property and intense chemiluminescence enhancement. *Chem. Commun. (Camb).*, 77, 9634–6 (2012).
- Kao Y.-Y., Cheng T.-J., Yang D.-M., et al. Demonstration of an olfactory bulb-brain translocation pathway for zno nanoparticles in rodent cells in vitro and in vivo. *J. Mol. Neurosci.*, 2, 464–71 (2012).
- Lam C.-W., James J. T., Latch J. N., et al. Pulmonary toxicity of simulated lunar and martian dusts in mice: ii. biomarkers of acute responses after intratracheal instillation. *Inhal. Toxicol.*, 9, 917–928 (2002).
- Lam C.-W., James J. T., McCluskey R., et al. Pulmonary toxicity of simulated lunar and martian dusts in mice: i. histopathology 7 and 90 days after intratracheal instillation. *Inhal. Toxicol.*, 9, 901–916 (2002).
- Larson E., Howlett B., Jagendorf A. Artificial reductant enhancement of the lowry method for protein determination. *Anal. Biochem.*, 2, 243–248 (1986).
- Li H., Kang Z., Liu Y., et al. Carbon nanodots: synthesis, properties and applications. *J. Mater. Chem.*, 46, 24230 (2012).
- Linnarsson D., Carpenter J., Fubini B., et al. Toxicity of lunar dust *Planet. Space Sci.*, 1, 57–71 (2012).
- Luo P. G., Sahu S., Yang S.-T., et al. Carbon "quantum" dots for optical bioimaging. J. Mater. Chem. B, 16, 2116 (2013).
- Mikawa M., Kato H., Okumura M., et al. Paramagnetic water-soluble metallofullerenes having the highest relaxivity for mri contrast agents. *Bioconjug. Chem.*, 4, 510– 514 (2001).
- Oberdörster G., Sharp Z., Atudorei V., et al. Extrapulmonary translocation of ultrafine carbon particles following whole-body inhalation exposure of rats. *J. Toxicol. Environ. Heal. Part A*, **20**, 1531–1543 (2002).
- Rehders M., Grosshäuser B. B., Smarandache A., et al. Effects of lunar and mars dust simulants on hacat keratinocytes and cho-k1 fibroblasts. *Adv. Sp. Res.*, 7, 1200– 1213 (2011).
- Roberts D. R., Albrecht M. H., Collins H. R., et al. Effects of spaceflight on astronaut brain structure as indicated on mri. *N. Engl. J. Med.*, 18, 1746–1753 (2017).
- Sun Y.-P., Zhou B., Lin Y., et al. Quantum-sized carbon dots for bright and colorful photoluminescence. J. Amer. Chem. Soc., 24, 7756–7757 (2006).
- Tao H., Yang K., Ma Z., et al. In vivo nir fluorescence imaging, biodistribution, and toxicology of photoluminescent carbon dots produced from carbon nanotubes and graphite. *Small*, 2, 281–90 (2012).
- Wallace W. T., Taylor L. A., Liu Y., et al. Lunar dust and lunar simulant activation and monitoring. *Meteorit. Planet. Sci.*, 7, 961–970 (2009).
- 32. Wang X., Qu K., Xu B., et al. Microwave assisted one-step green synthesis of cell-permeable multicolor photolumi-

nescent carbon dots without surface passivation reagents. *J. Mater. Chem.*, **8**, 2445 (2011).

Zhai X., Zhang P., Liu C., et al. Highly luminescent carbon nanodots by microwave-assisted pyrolysis. *Chem. Commun.*, 64, 7955 (2012).

Received 21.01.18

#### Н. Г. Позднякова, А. О. Пастухов, М. В.Дударенко, М. А. Галкин, Р. В. Сивко, Н. В. Крысанова, Т. А. Борисова

Институт биохимии им. А. В. Палладина Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

#### ОБОГАЩЕНИЕ НЕОРГАНИЧЕСКОГО АНАЛОГА МАРСИАНСКОЙ ПЫЛИ НОВЕЙШИМИ КАРБОНОВЫМИ НАНОЧАСТИЦАМИ, ПОЛУЧЕННЫМИ ПРИ СГОРАНИИ КАРБОГИДРАТОВ, И ОЦЕНКА ЕГО НЕЙРОТОКСИЧНОСТИ

В настоящее время выяснение механизмов нарушения функционирования мозга в условиях длительных пилотируемых космических миссий является приоритетным направлением исследования международных научных групп и актуальной задачей современной космической биологии. Игнорирование соответствующих проблем функционирования нервной системы сделает невозможным дальнейшие длительные межпланетные космические миссии. Одной из возможных причин нарушений функционирования мозга может быть токсическое воздействие планетарной и межзвездной пыли, состав и свойства которой, а также влияние на здоровье человека, в частности нейротоксическое действие, недостаточно исследованы. Углерод широко распространен в марсианской пыли и межзвездном пространстве и входит в состав метеоритов. В рамках данного исследования неорганический аналог марсианской пыли (МП) (JSC, «Mars-1A», ORBITEC Orbital Technologies Corporation, Мэдисон, штат Висконсин, США) был обогащен в разном количестве карбоновыми наночастицами (КНЧ), синтезированными при сгорании карбогидратов. МП, обогащенный КНЧ (КНЧ-МП), деполяризует плазматическую мембрану нервных терминалей головного мозга крыс, что показано методом флуориметрии с использованием флуоресцентного зонда родамина 6G. Увеличение содержания карбоновой составляющей КНЧ-МП сопровождается ростом деполяризации мембраны. КНЧ-МП существенно снижает начальную скорость накопления и увеличивает внеклеточный уровень нейромедиаторов L-[<sup>14</sup>C]глутамата и [<sup>3</sup>H]ГАМК (у-аминомасляной кислоты) в нервных терминалях. Увеличение содержания КНЧ в составе КНЧ-МП сопровождается более существенным уменьшением начальной скорости накопления нейромедиаторов и ростом их внеклеточного уровня. То есть, нейротоксический эффект КНЧ-МП связан

исключительно с активностью КНЧ, а не с действием его неорганической составляющей. Снижение концентрации КНЧ в составе пыли приводит к снижению его нейротоксичности.

*Ключевые слова:* аналог марсианской пыли; карбоновые наночастицы, мембранный потенциал, L-[<sup>14</sup>C]глутамат, [<sup>3</sup>H]ГАМК; синаптосомы, нервные терминали головного мозга.

#### N. G. Pozdnyakova, A. O. Pastukhov, M. V. Dudarenko, M. O. Galkin, R. V. Sivko, N. V. Krisanova, T. O. Borisova

Palladin Institute of Biochemistry of National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine

ENRICHMENT OF THE INORGANIC ANALOGUE OF MARTIAN DUST WITH THE NOVEL CARBON NANOPARTICLES OBTAINED DURING COMBUSTION OF CARBOHYDRATES AND ASSESSMENT OF ITS NEUROTOXICITY

Nowadays, analysis of the mechanisms of brain malfunctioning under conditions of long-term manned space missions is a priority research area of international scientific groups and an urgent task of modern space biology. Ignoring the problems of the nervous system functioning can make impossible further long-term interplanetary space missions. One of the possible causes of brain impairment can be an exposure to planetary and interstellar dust, whose composition, properties, and the impact on human health, in particular, neurotoxicity, have not been sufficiently investigated. Carbon is widely distributed in the native Martian dust and interstellar space and is a part of meteorites. In this study, the inorganic analog of Martian dust (MD) (JSC, Mars-1A, ORBITEC Orbital Technologies Corporation, Madison, Wisconsin, USA) was enriched in different amounts by carbon nanoparticles (CNP) synthesized by the combustion of carbohydrates. MD enriched with CNP (CNP-MD) depolarizes the plasma membrane of the rat brain nerve terminals as shown by fluorimetry using a rhodamine 6G fluorescent probe. An increase in the content of the carbon component of the CNP-MD is accompanied by an increase in the depolarization of the membrane. CNP-MD significantly reduces the initial rate of accumulation and increases the extracellular level of the neurotransmitters  $L-[^{14}C]$ glutamate and  $[^{3}H]GABA$  ( $\gamma$ -aminobutyric acid) in the nerve terminals. An increase of CNP content in CNP-MD is accompanied by a more significant decrease in the initial rate of neurotransmitter uptake and an increase in their extracellular level. Therefore, the neurotoxic effect of CNP-MD is associated exclusively with the CNP activity but not with the action of its inorganic component. A decrease in the CNP content in CNP-MD reduces its neurotoxicity.

*Keywords:* martian dust analogue; carbon nanoparticles, membrane potential, L-[<sup>14</sup>C]glutamate, [<sup>3</sup>H]GABA, synaptosomes, brain nerve terminals.

АБЕЛЕ Mapic (Maris Abele) — доктор фізичних наук, провідний дослідник компанії «Фотоніка», Інститут астрономії Латвійського університету, провідний вчений в області фотоніки. Розробник більшості космічних телескопів у СРСР, включаючи найпотужніший LS-105, проектувальник високоточних приладів, з яких понад 200 встановлено на станціях SLR в різних країнах. Автор більш ніж 30 наукових праць та 30 патентних заявок.

Напрям науки — фотоніка, розробка космічних телескопів, високоточне приладобудування.

**БОРИСОВА Тетяна Олександрівна** — завідувач відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, доктор біологічних наук, професор.

Напрям науки — нейрохімія, нанотехнологія, космічна біологія, нанонейротоксикологія, фармакологія.

**БРЕЗГІН Максим Сергійови**ч — провідний інженерконструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — розробка пневмогідравлічних систем ракет-носіїв.

**БРИКОВ Василь Олександрович** — науковий співробітник відділу клітинної біології та анатомії Інституту ботаніки ім. М. Г. Холодного Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрям науки — клітинна біологія.

ВОЛОШЕНЮК Оксана Леонідівна — молодший науковий співробітник відділу системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

Напрям науки — динаміка космічних систем, засмічення космічного простору, теорія коливань, стабілізація руху кінцевого тіла.

**В'ЯТЕРС Яніс (Vjaters Janis)** — магістр фізичних наук, старший науковий співробітник компанії «Фотоніка», Інститут астрономії Латвійського університету, координатор дослідницької роботи з Пертським технічним університетом, координатор проектів супутникової лазерної локації з науково-дослідними інститутами СРСР та Болгарської академії наук, координатор проекту телескопа з «Інтеркосмосом» СРСР.

Напрям науки — фотоніка, фізика, супутникова астрометрія, програмне забезпечення в галузі машинобудування, фізики, математики та електроніки, супутникова лазерна локація.

**ГАЛКІН Максим Олексійович** — провідний інженер відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, аспірант.

Напрям науки — нейрохімія, нейрофармакологія, нанотехнологія, космічна біологія.

ДУДАРЕНКО Марина Володимирівна — провідний інженер відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, аспірант.

Напрям науки — нейрохімія, нейрофармакологія, нанотехнологія, космічна біологія.

**ДУДНИК Олексій Володимирович** — провідний науковий співробітник Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України, старший науковий співробітник, доктор фізико-математичних наук.

Напрям науки — космічне приладобудування, детектори заряджених частинок високих енергій, фізика земної магнітосфери, радіаційні пояси Землі, сонячноземні зв'язки.

**ІВАНИЦЬКА Богдана Олександрівна** — науковий співробітник відділу алелопатії Національного ботанічного саду ім. М. М. Гришка Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрям науки — екологія та алелопатія, мінеральне живлення рослин.

**КОВАЛЕНКО Євген Юрійович** — науковий співробітник теплоенергетичного факультету Національного технічного центру України «Київський політехнічний інститут ім. І. Сікорського», кандидат технічних наук.
Напрям науки — електроніка, мікроконтролери, про-грамування.

**КРИСАНОВА Наталія Валеріївна** — старший науковий співробітник відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрям науки — біохімія, нейрохімія, мембранологія, нанотехнологія, космічна біологія.

**КУЗЬКОВ Володимир Павлович** — старший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — низькотемпературні приймачі випромінювання, системи охолодження, оптичні та ІЧфотометри, спостереження супутників.

**КУРБАТОВ Євген Володимирович** — інженер першої категорії Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України

Напрям науки — розробка, виготовлення та тестування вузлів супутникових приладів для реєстрації зарядженої радіації високої енергії.

**КУЧУГУРНИЙ Юрій Петрович** — науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

Напрям науки — механіка іонізованого середовища, взаємодія твердого тіла з плазмою та електромагнітним полем.

**ЛОМСЬКИЙ** Денис Анатолійович — провідний інженер-конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля». Автор одного винаходу та авторського свідоцтва.

Напрям науки — розробка пневмогідравлічних систем ракет-носіїв.

МАНЦОНІ Джуліо (Giulio Manzoni) — засновник і керівник малої компанії «Мікроспайс» (м. Трієст, Італія) з розробки оптичних корисних навантажень, компонентів та алгоритмів, фотоелектричних наносупутників, систем розгортання для використання у космічних апаратах.

Напрям науки — оптичні та механічні корисні навантаження, компоненти наносупутників.

**МАСЛОВА Анна Іванівна** — науковий співробітник відділу системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — динаміка космічних систем та їх взаємодія з розрідженим середовищем, динаміка твердого тіла, теорія коливань. МІЩЕНКО Олександра Василівна — молодший науковий співробітник відділу системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

Напрям науки — динаміка космічних систем та їх взаємодія з іоносферною плазмою, динаміка твердого тіла, теорія коливань.

**МИХАЛЬЧИШИН Роман Вікторович** — інженер-конструктор першої категорії, аспірант Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — розробка пневмогідравлічних систем ракет-носіїв.

ПАСТУХОВ Артем Олегович — молодший науковий співробітник відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України.

Напрям науки — нейрохімія, нейрофармакологія, нанотехнологія, космічна біологія.

ПИРОЖЕНКО Олександр Володимирович — провідний науковий співробітник відділу системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — динаміка космічних систем, теоретична механіка, теорія коливань, стійкість руху, регулярна та хаотична динаміка, нелінійна механіка.

**ПОЗДНЯКОВА Наталія Георгіївна** — старший науковий співробітник відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрям науки — нейрохімія, нанонейротоксикологія, нанотехнологія, космічна біологія.

СІВКО Роман Віталійович — молодший науковий співробітник відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрям науки — біохімія, нейрохімія, нанотехнологія, космічна біологія.

**ТРЕЙС Андріс (Andris Treijs)** — головний виконавчий директор компанії «Фотоніка», Інститут астрономії Латвійського університету. Учасник дослідницьких проектів у співпраці з Міністерством оборони Латвії та Латвійським університетом.

Напрям науки — радіотехніка, лазерна локація, засоби зв'язку.

**ХРАМОВ Дмитро Олександрович** — старший науковий співробітник відділу системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — динаміка космічних систем, стабілізація кутового руху.

**ЧОРНОГОР Леонід Феоктистович** — професор кафедри космічної радіофізики Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна, Заслужений професор Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна. Заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії УРСР в галузі науки і техніки (1989 г.),

двічі лауреат Премії Ради Міністрів СРСР, доктор фізико-математичних наук, професор.

Напрям науки — космічна радіофізика, фізика геокосмосу, космічна екологія та космічна погода.

ШУВАЛОВ Валентин Олексійович — завідувач відділу механіки іонізованих середовищ Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України, лауреат премії Національної академії наук України ім. М. К. Янгеля.

Напрям науки — механіка іонізованого середовища, взаємодія твердого тіла з плазмою та електромагнітним полем.