

Баллистическое обеспечение космического эксперимента по отработке технологии беспроводной передачи энергии в космосе

© Р.А. Евдокимов, В.Ю. Тугаенко, А.В. Смирнов

ПАО «РКК «Энергия», Московская обл., г. Королёв, 141070, Россия

Рассмотрены требования к условиям проведения второго этапа космического эксперимента «Пеликан» по отработке технологии беспроводной передачи энергии. Задачей данного этапа является отработка элементов и алгоритмов системы наведения пучка лазерного излучения на фотоэлектрический приемник-преобразователь. Разработана научная аппаратура «Тест-Пеликан», включающая блок мишени, устанавливаемой на транспортный грузовой корабль «Прогресс», и блок «Тест-Пеликан-Н», предназначенный для обнаружения и сопровождения блока мишени (определения координат его центра), размещаемый на иллюминаторе одного из модулей Международной космической станции. Эксперимент проводится на этапе расстыковки корабля «Прогресс» со станцией и при специально организованных повторных пролетах. Предложены баллистические схемы для реализации космического эксперимента, удовлетворяющие всем требованиям, с учетом возможных вариантов размещения блока «Тест-Пеликан-Н».

Ключевые слова: космический эксперимент, беспроводная передача энергии, система наведения, баллистическая схема, Международная космическая станция

Введение. В рамках отработки технологии беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) в космосе на российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС) запланировано проведение космического эксперимента (КЭ) «Пеликан» («Исследование передачи электрической энергии лазерным излучением между КА») [1–3].

Проведение космического эксперимента по БПЭЭ в лазерном канале может подтвердить практическую осуществимость дистанционного энергоснабжения автономных технологических модулей типа ОКА-Т [3], а также (в отдаленной перспективе) — централизованного энергоснабжения околоземной космической инфраструктуры и межорбитальных буксиров от орбитальных электростанций [4]. Возможны использование технологии для энергоснабжения созвездий микроспутников от энергетических КА и дистанционное энергоснабжение посадочных модулей и исследовательских станций от орбитальных аппаратов в автоматических и пилотируемых миссиях к Луне и планетам [5–9]. Для лунной программы представляет особый интерес дистанционное энергоснабжение потребителей, работающих в зонах вечной тени вблизи лунных полюсов, от орбитальных КА [5].

Что касается наземного применения, технология БПЭЭ в лазерном канале может использоваться для дистанционного энергоснабжения беспилотных летательных аппаратов в целях охраны правопорядка, мониторинга транспортных магистралей, экологической ситуации в крупных городах, обследования линий электропередач и фасадов высотных зданий и т. п. [10]. Возможно энергоснабжение потребителей в труднодоступных районах Земли и акватории Мирового океана, включая стационарные и подвижные лаборатории.

Эксперимент «Пеликан» должен быть проведен в пять этапов. Сеансы беспроводной передачи энергии в лазерном канале между РС МКС и транспортным грузовым кораблем (ТГК) «Прогресс» с постепенным увеличением дальности и передаваемой мощности запланированы на третий–пятый этапы КЭ. Первый этап был реализован на РС МКС в 2016–2017 гг. для уточнения требований к системе наведения излучателя на приемник. Одна из основных целей второго этапа КЭ «Пеликан» (с учетом сложности проблемы точного наведения узкого пучка излучения на приемник [11]) заключается в подтверждении работоспособности элементов и алгоритмов системы наведения. Для реализации второго этапа КЭ создается научная аппаратура «Тест-Пеликан», включающая блоки для отработки системы наведения:

- «Тест-Пеликан-Н»;
- блок мишени.

Блок «Тест-Пеликан-Н» — прототип системы наведения излучателя, предназначенный для поиска, захвата и сопровождения блока мишени, который на последующих этапах КЭ войдет в состав приемника. Он размещается на иллюминаторе № 9 служебного модуля (СМ) либо на иллюминаторе купола многофункционального лабораторного модуля (МЛМ). Данный блок осуществляет сканирование участка небесной сферы по двум осям в диапазоне углов $\pm 30^\circ$ пучком лазерного излучения малой мощности (0,5 Вт). Блок мишени устанавливается на ТГК «Прогресс» перед его расстыковкой со станцией. На нем размещены отражатели, обеспечивающие блоку «Тест-Пеликан-Н» обратную связь. При попадании излучения на отражатели в приемном канале этого блока формируется изображение, обработка которого позволяет определить координаты центра блока мишени. Система функционирует в диапазоне расстояний от 500 до 4000 м. «Тест-Пеликан-Н» осуществляет захват и сопровождение блока мишени, обеспечивая обновление информации о координатах с частотой 100 Гц. Для достижения цели КЭ необходимо обеспечить возможность сопровождения блока мишени в одном сеансе в течение не менее 5 мин. С учетом повторных попыток поиска и захвата блока мишени целесообразно обеспечить запас времени для его пребывания в зоне видимости блока «Тест-Пеликан-Н». Это время должно составлять не менее 7 мин.

Цель настоящей статьи — разработать баллистические схемы проведения эксперимента, удовлетворяющие требованиям к условиям его проведения для различных вариантов размещения блока «Тест-Пеликан-Н» в целях успешной реализации второго этапа КЭ «Пеликан».

Требования к условиям проведения эксперимента. Блок «Тест-Пеликан-Н» размещается внутри герметичного объема РС МКС и устанавливается на одном из иллюминаторов станции перед проведением сеанса КЭ (продолжительность одного сеанса не более 4 ч с учетом монтажа / демонтажа оборудования, количество сеансов не менее пяти. Рассматриваются два варианта размещения блока:

- на иллюминаторе купола МЛМ — оптические оси иллюминатора, направленные под углом 20° к продольной оси X РС МКС в заднюю полусферу (против направления полета станции), и блока «Тест-Пеликан-Н» совпадают;
- на иллюминаторе № 9 СМ оптическая ось направлена в надир при ориентации станции в орбитальной системе координат (ОСК). Поле зрения блока «Тест-Пеликан-Н» составляет $\pm 30^\circ$.

При окончательном выборе зоны размещения блока необходимо учитывать поля зрения иллюминаторов и их перекрытие элементами конструкции станции в различных вариантах ее конфигурации. Рабочие зоны блока «Тест-Пеликан-Н» для обоих вариантов размещения схематично показаны на рис. 1. Длительность пребывания ТКК «Прогресс» в рабочей зоне блока должна быть не менее 7 мин, расстояние — от 500 до 4000 м.

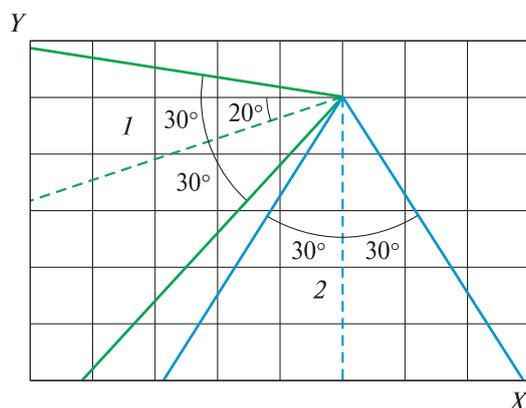


Рис. 1. Размещение блока «Тест-Пеликан-Н» на российском сегменте МКС:

1 — рабочая зона блока при его размещении на многофункциональном лабораторном модуле; 2 — рабочая зона служебного модуля

В сеансе КЭ должно выполняться следующее светотехническое условие: угол между оптической осью блока «Тест-Пеликан-Н»

и направлением на Солнце или зеркальные элементы конструкции КА, отражающие солнечный свет в сторону прибора, составляет не менее 10° . Блок не выходит из строя при попадании Солнца в его рабочую зону в течение 10 мин. Допускается попадание в поле зрения блока освещенной поверхности Земли, что делает возможным проведение сеанса КЭ как на теновом, так и на освещенном участке орбиты.

При рассмотрении возможных баллистических схем должна учитываться необходимость поддержания ориентации продольной оси ТК на блок «Тест-Пеликан-Н» с точностью $\pm 20^\circ$ в течение всего сеанса, что необходимо для обнаружения блока мишени.

Требования безопасности исключают вариант зависания корабля вблизи станции, поэтому сеансы КЭ могут проводиться только на этапе ухода корабля от МКС после расстыковки и при повторных, специально организованных, пролетах на безопасном расстоянии. Количество этих пролетов должно быть не менее четырех при условии проведения одного сеанса на этапе расстыковки.

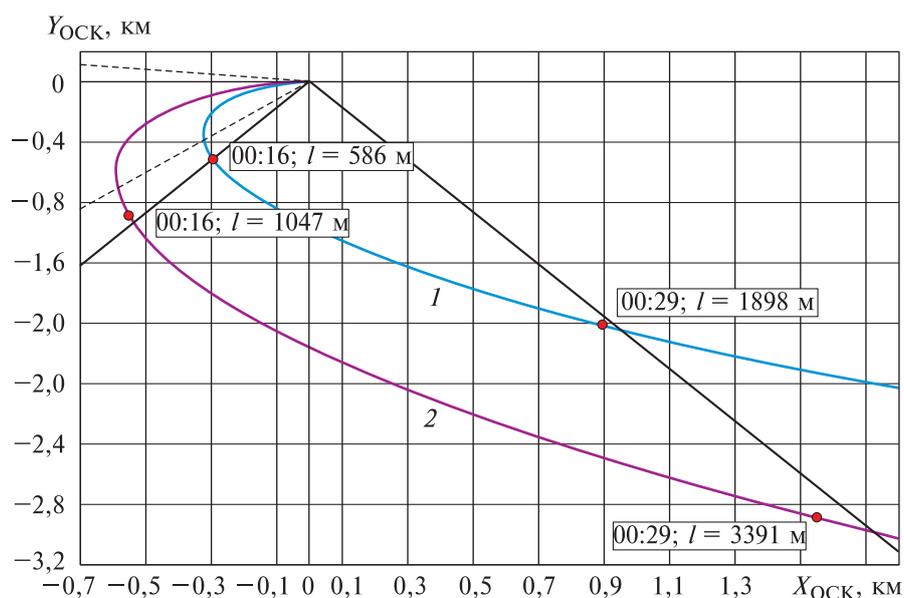


Рис. 2. Траектория движения транспортного грузового корабля в осях орбитальной системы координат МКС после расстыковки с агрегатным отсеком служебного модуля при импульсе 0,63 м/с (1) и 1,25 м/с (2)

Анализ полей зрения иллюминаторов показал, что элементы конструкции МКС не попадают в поле зрения блока «Тест-Пеликан-Н» при его размещении на иллюминаторе купола МЛМ. При установке блока на иллюминатор № 9 СМ в отсутствие МЛМ лишь незначительная часть поля зрения блока «Тест-Пеликан-Н» закрывается приборно-агрегатным отсеком ТК «Прогресс». Соответственно, по вре-

мени пребывания блока мишени в свободной части поля зрения блока «Тест-Пеликан-Н» проведение сеанса КЭ гарантированно обеспечивается (рис. 2). При наличии МЛМ в поле зрения выполнение КЭ также возможно, но сокращается время видимости блока мишени в одном сеансе с 11 до 7 мин.

Баллистические схемы проведения эксперимента. Рассмотрим баллистические схемы, отвечающие обоим способам размещения блока «Тест-Пеликан-Н» на СМ и МЛМ.

Первый сеанс КЭ может быть выполнен на этапе расстыковки ТГК «Прогресс» и модулей МКС (после выполнения ТГК «Прогресс» своей основной задачи по снабжению модулей МКС). Расстыковка ТГК и агрегатного отсека (АО) СМ МКС проводится в ориентации орбитальной системы координат (ОСК) с использованием одного импульса увода через 3 мин после физического разделения. Работа толкателей и импульса увода ТГК «Прогресс» направлена на уменьшение орбитальной скорости. На рис. 2 показана траектория движения ТГК в осях ОСК МКС. Красным цветом обозначены время от момента расстыковки (в формате «часы : минуты») и расстояние l между модулями МКС и ТГК, штриховыми линиями — рабочие зоны блока «Тест-Пеликан-Н» при размещении на СМ и МЛМ.

Импульс увода 0,63 м/с примерно соответствует стандартной циклограмме расстыковки. Увеличение импульса увода не вызовет возрастания времени пролета в зоне видимости, но позволит провести наблюдение блока мишени на большем удалении.

Пролет в поле зрения блока «Тест-Пеликан-Н», установленного на иллюминаторе купола МЛМ, при проведении одноимпульсной расстыковки с АО СМ в ориентации ОСК, проходит на меньшем удалении, чем позволяют технические требования к проведению эксперимента.

На рис. 3 показана схема двухимпульсной расстыковки с АО СМ в специальной ориентации ОСК + R (ось +X РС направлена в противоположную сторону направления полета МКС и вниз по тангажу на 10°).

Первый импульс ΔV_1 увода от МКС осуществляется через 180 с после физического разделения по линии разделения с тангажом -10° ; $\Delta V_1 = 0,63$ м/с. Второй импульс увода ΔV_2 выполняется через 260 с после разделения и направлен по трансверсали. Дополнительно для каждой траектории штриховой линией показана траектория движения ТГК при отработке второго импульса с тангажом $+10^\circ$. Показаны границы рабочей зоны блока «Тест-Пеликан-Н» на дальностях 500 и 4000 м.

Как видно из представленных на рис. 3 данных, используя специальную ориентацию МКС при расстыковке и дополнительный импульс увода, можно обеспечить пролет ТГК в зоне видимости блока «Тест-Пеликан-Н», установленном на иллюминаторе купола МЛМ. Время наблюдения блока мишени приблизительно 10 мин.

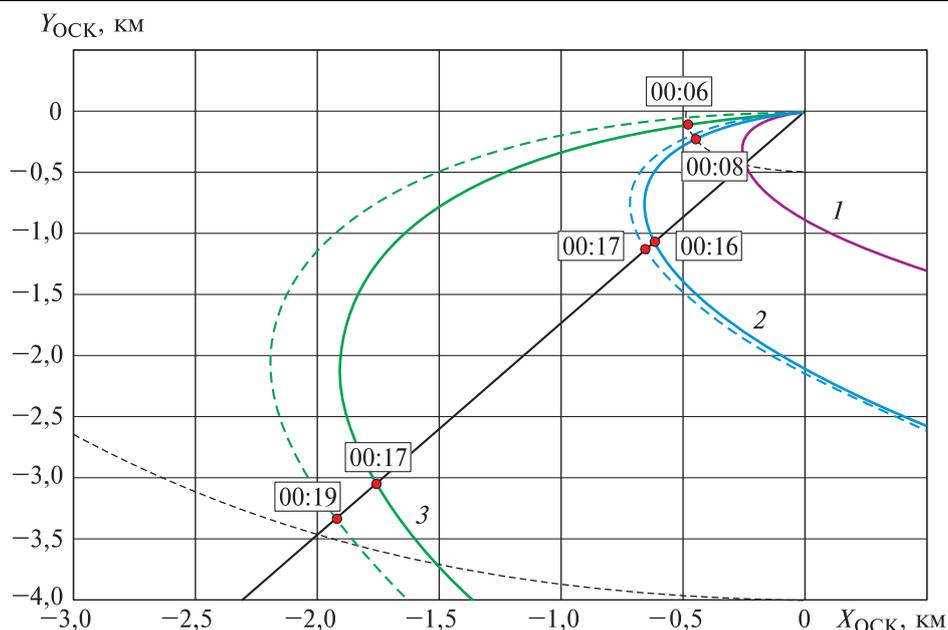


Рис. 3. Траектория движения транспортного грузового корабля в осях орбитальной системы координат МКС при двухимпульсной расстыковке с агрегатным отсеком служебного модуля в специальной ориентации ОСК+R:

1 — при одноимпульсной расстыковке; 2, 3 — при дополнительном втором импульсе 1 и 4 м/с соответственно

Расстыковка ТК «Прогресс» с зенитным или надирным портом МКС предполагает пролет корабля выше МКС, вне зоны видимости блока «Тест-Пеликан-Н». В этом случае проведение КЭ возможно только при повторном сближении корабля и станции. Таким образом, проведение КЭ «Пеликан» при расстыковке ТК и агрегатного отсека СМ возможно для всех вариантов размещения блока «Тест-Пеликан-Н». Для наблюдения блока мишени из иллюминатора МЛМ потребуются специальная ориентация станции ОСК + R и дополнительный импульс увода корабля.

Целесообразность проведения нескольких сеансов КЭ с одним ТК «Прогресс» потребовала рассмотрения варианта баллистической схемы при повторном сближении корабля с модулем МКС. На рис. 4, а показан пример траектории повторного пролета корабля, штриховой линией — рабочая зона блока «Тест-Пеликан-Н»; на рис. 4, б — фрагмент данной траектории в увеличенном масштабе. Изменяя значение и время исполнения импульсов, можно осуществлять пролеты на разном удалении от МКС, а также обеспечить соблюдение дополнительных условий проведения эксперимента, таких как сближение с зоной видимости наземных измерительных пунктов.

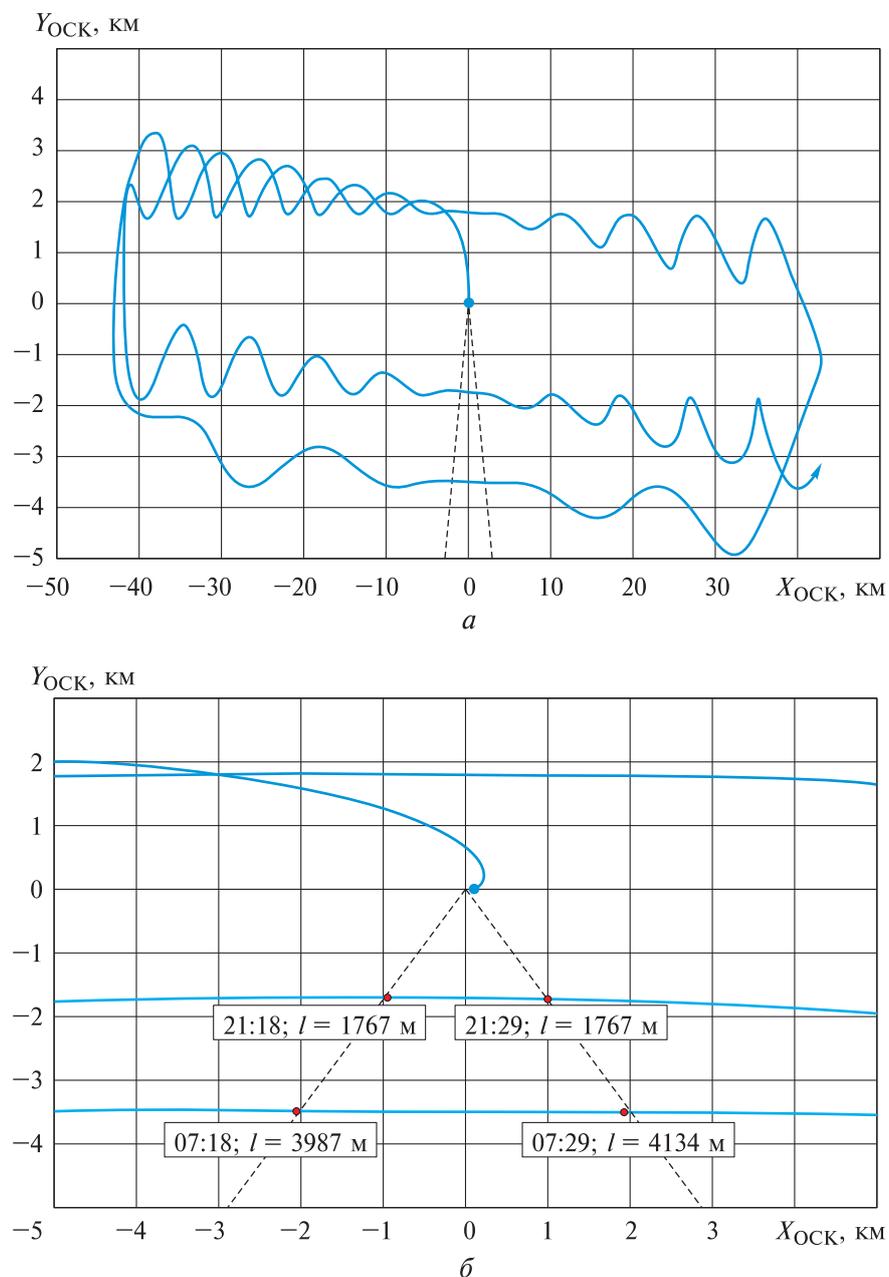


Рис. 4. Пример траектории повторного пролета транспортного грузового корабля в осях орбитальной системы координат МКС:
 а — траектория пролета; б — увеличенный фрагмент траектории пролета

Время нахождения ТГК в зоне видимости блока «Тест-Пеликан-Н» составляет примерно 11 мин (на рис. 4, б красным цветом отмечено время прохождения зоны видимости от момента расстыковки в формате «часы : минуты»).

Повторные сближения ТК с модулями МКС можно организовать для любого варианта расстыковки. Для наблюдения пролета необходимо направить оптическую ось блока «Тест-Пеликан-Н» в надир. Этот вариант соответствует размещению блока на иллюминаторе № 9 СМ либо построению специальной ориентации МКС с разворотом по оси тангажа на 90° при использовании иллюминатора МЛМ.

Выводы. Рассмотрены требования к условиям проведения второго этапа КЭ «Пеликан» по отработке технологии беспроводной передачи электрической энергии в космосе, цель которого — апробация элементов и алгоритмов системы наведения излучателя на приемник.

Предложены баллистические схемы, отвечающие всем требованиям к проведению сеансов эксперимента, включая способы размещения блоков научной аппаратуры «Тест-Пеликан». Показана возможность проведения сеанса такого эксперимента как на этапе расстыковки корабля «Прогресс» и РС МКС, так и при специально организованных повторных сближениях.

Данные схемы на рис. 2–4 могут быть также приняты за основу при разработке баллистических схем проведения этапов КЭ, непосредственно связанных с осуществлением сеансов передачи энергии (с учетом существенного расширения поля зрения научной аппаратуры, которая в этом случае размещается снаружи модулей РС МКС на двухосевой поворотной платформе).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Chertok B.E., Evdokimov R.A., Legostaev V.P., Lopota V.A., Sokolov B.A., Tugaenko V.Yu. Remote Electric Power Transfer Between Spacecrafts by Infrared Beamed Energy. *AIP Conference Proceedings*, 2011, vol. 1402 (1), pp. 489–496. DOI: 10.1063/1.3657057
- [2] Kapranov V.A., Evdokimov R.A., Matsak I.S., Tugaenko V.Yu. Demonstration of ISS based IR WPT system and capabilities of atmospheric researches. *Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, Beijing, China*, 2013, vol. 9, pp. 6661–6663.
- [3] Евдокимов Р.А., Корнилов В.А., Лобыкин А.А., Тугаенко В.Ю. Космическая технологическая система с дистанционным энергоснабжением по лазерному каналу. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*, 2018, № 9, с. 82–92.
- [4] Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Соколов Б.А., Тугаенко В.Ю. Перспективы использования беспроводной передачи электрической энергии в космических транспортных системах. *Известия РАН. Энергетика*, 2009, № 10, с. 118–123.
- [5] Takeda K., Tanaka M., Hashimoto K., Miura S. Laser power transmission for the energy supply to the rover exploring ice on the bottom of the crater in the lunar polar region. *Laser and Beam Control Technologies, 21–23 January 2002, San Jose, USA. Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers*, 2002, vol. 4632, pp. 223–227. DOI: 10.1117/12.469770
- [6] Goto D., Yoshida H., Suzuki H., Katsuto K., Ohashi K. Overview of JAXA Laser Energy Transmission R&D Activities and the Orbital Experiments

- Concept on ISS-JEM. *Proceedings of the International conference on space optical systems and applications (ICSOS) 2014, S5-2, 7–9 May 2014, Kobe, Japan*. ICSOS, 2014. URL: <http://icsos2014.nict.go.jp/contents/pdf/S5-2.pdf> (дата обращения 01.02.2020).
- [7] Summerer L., Purcell O. Concepts for wireless energy transmission via laser. *Proceedings of the International conference on space optical systems and applications (ICSOS) 2009, February 4–6 2009, Tokyo, Japan*. ICSOS, National Institute of Information and Communications Technology, European Space Agency, 2009.
URL: https://www.researchgate.net/publication/215681384_Concepts_for_wireless_energy_transmission_via_laser (дата обращения 01.02.2020).
- [8] Cougnet C., Sein E., Celeste A., Summerer L. Solar Power Satellites for Space Applications. *Proceedings of the 55th International Astronautical Congress (IAC-2004), 4–8 October 2004, Vancouver, BC, Canada*. International Astronautical Congress, 2004.
URL: https://www.researchgate.net/publication/237291237_Solar_power_satellites_for_space_applications (дата обращения 01.02.2020).
- [9] Hyde L., Papadopoulos D.P., Murbach M.S. Combining laser communications and power beaming for use on planetary probes. *Proceedings of the 10th International Planetary Workshop, 17–20 June 2013, San Jose, USA*. San Jose State University, California, 2013.
URL: <https://solarsystem.nasa.gov/docs/8A.6%20Hyde%20Combining%20Laser%20Communications%20and%20Power%20Beaming%20for%20use%20on%20Planetary%20Probes.pdf> (дата обращения 10.01.2020).
- [10] Kawashima N., Takeda K., Yabe K. Application of the laser energy transmission technology to drive a small airplane. *Chinese Optics Letters*, 2007, vol. 5 (s1), pp. 109–110.
- [11] Matsak I.S., Kapranov V.A., Tugaenko V.Yu., Suhareva N.A. Super narrow beam shaping system for remote power supply at long atmospheric path. *Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE), SPIE Photonics West, 28 January — 2 February 2017, San Francisco, USA, 2017*. SPIE, the International Society for Optical Engineering, 2017, pp. 100900U-1–100900U-12. DOI: 10.1117/12.2250752

Статья поступила в редакцию 23.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю., Смирнов А.В. Баллистическое обеспечение космического эксперимента по обработке технологии беспроводной передачи энергии в космосе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-9-2016>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Королёвские чтения — 2020), Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 28–31 января 2020 г.

Евдокимов Роман Александрович — д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник ПАО «РКК «Энергия», специалист в области проектирования и конструкции космических аппаратов, системного анализа.

e-mail: evdokimovrom@yandex.ru; Roman.Evdokimov@rsce.ru

Тугаенко Вячеслав Юрьевич — д-р техн. наук, начальник отдела ПАО «РКК «Энергия», специалист в области проектирования и конструкции космических аппаратов. e-mail: Vjatcheslav.Tugaenko@rsce.ru

Смирнов Алексей Викторович — ведущий инженер-математик ПАО «РКК «Энергия», специалист в области космической баллистики.

e-mail: Alexey.Smironov@rsce.ru

Ballistic support for a space experiment on testing the wireless energy transmission technology in space

© R.A. Evdokimov, V.Yu. Tugaenko, A.V. Smirnov

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia,
Korolyov Moscow Region, 141070, Russia

The paper describes the requirements for the conditions of the second stage of the Pelican space experiment on testing the wireless energy transmission technology. The task of this stage is to refine the elements and algorithms of the system of guiding the laser beam to the photoelectric receiver-converter. To implement this stage, the Test-Pelican scientific equipment is developed, which includes a target block installed on the Progress cargo spacecraft and the Test-Pelican-N unit, designed to detect and track the target block, i.e. to determine the coordinates of its center, located on the window of one of the modules of the International Space Station. The experiment is carried out at the stage of the Progress spacecraft undocking and during specially organized repeated flights. For the space experiment to be carried out, the study introduces ballistic schemes which meet all the requirements, taking into account possible options for the placement of the Test-Pelican-N unit.

Keywords: space experiment, wireless energy transmission, guidance system, ballistic scheme, International Space Station

REFERENCES

- [1] Chertok B.E., Evdokimov R.A., Legostaev V.P., Lopota V.A., Sokolov B.A., Tugaenko V.Yu. Remote Electric Power Transfer Between Spacecrafts by Infrared Beamed Energy. *AIP Conference Proceedings*, 2011, vol. 1402 (1), pp. 489–496. DOI: 10.1063/1.3657057
- [2] Kapranov V.A., Evdokimov R.A., Matsak I.S., Tugaenko V.Yu. Demonstration of ISS based IR WPT system and capabilities of atmospheric researches. *Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, 2013*, vol. 9, pp. 6661–6663.
- [3] Evdokimov R.A., Kornilov V.A., Lobykin A.A., Tugaenko V.Yu. Poverkhnost. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya — *Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques*, 2018, no. 9, pp. 82–92.
- [4] Gribkov A.S., Evdokimov R.A., Sinyavskiy V.V., Sokolov B.A., Tugaenko V.Yu. *Izvestiya RAN. Energetika (Proceedings of RAS. Energetics)*, 2009, no. 10, pp. 118–123.
- [5] Takeda K., Tanaka M., Hashimoto K., Miura S. Laser power transmission for the energy supply to the rover exploring ice on the bottom of the crater in the lunar polar region. *Proc. SPIE*, 2002, 4632, pp. 223–227. DOI: 10.1117/12.469770
- [6] Goto D., Yoshida H., Suzuki H., Katsuto K., Ohashi K. Overview of JAXA Laser Energy Transmission R&D Activities and the Orbital Experiments Concept on ISS-JEM. *Proc. ICSOS 2014, S5-2*, Kobe, Japan, 2014. Available at: <http://icsos2014.nict.go.jp/contents/pdf/S5-2.pdf>
- [7] Summerer L., Purcell O. Concepts for wireless energy transmission via laser. *Proc. ICSOS 2009, ICSOS*, 2009, p. 10. Available at: https://www.researchgate.net/publication/215681384_Concepts_for_wireless_energy_transmission_via_laser

- [8] Cougnet C., Sein E., Celeste A., Summerer L. Solar Power Satellites for Space Applications. *Proc. IAC-2004*, 2004, p. 8. Available at: https://www.researchgate.net/publication/237291237_Solar_power_satellites_for_space_applications
- [9] Hyde L., Papadopoulos D.P., Murbach M.S. Combining Laser Communications and Power Beaming for use on Planetary Probes. *10th International Planetary Workshop*, 2013, 5 p. Available at: <https://solarsystem.nasa.gov/docs/8A.6%20Hyde%20Combining%20Laser%20Communications%20and%20Power%20Beaming%20for%20use%20on%20Planetary%20Probes.pdf>
- [10] Kawashima N., Takeda K., Yabe K. Application of the laser energy transmission technology to drive a small airplane. *Chinese Opt. Lett.*, 2007, vol. 5 (s1), pp. 109–110.
- [11] Matsak I.S., Kapranov V.A., Tugaenko V.Yu., Suhareva N.A. Super narrow beam shaping system for remote power supply at long atmospheric path. *Proc. SPIE*, 2017, pp. 100900U-1–100900U-12. DOI: 10.1117/12.2250752

Evdokimov R.A., Dr. Sc. (Eng.), Lead Research Fellow, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specialist in the field of design and construction of spacecraft, system analysis. e-mail: evdokimovrom@yandex.ru; Roman.Evdokimov@rsce.ru

Tugaenko V.Yu., Dr. Sc. (Eng.), Head of Department, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specialist in the field of design and construction of spacecraft. e-mail: Vjatcheslav.Tugaenko@rsce.ru

Smirnov A.V., Lead Engineer-Mathematician, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, specialist in the field of space ballistics. e-mail: Alexey.Smirnov@rsce.ru