

## АСТРОНОМИЯ, АСТРОФИЗИКА И КОСМОЛОГИЯ

## Применение рельсотрона Арцимовича для возвращения с Луны

М. В. Сажин,<sup>1</sup> М. В. Сафонова,<sup>2</sup> В. Н. Семенцов<sup>1, а</sup><sup>1</sup> Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга (ГАИШ МГУ).

Россия, 119234, Москва, Университетский пр-т, д. 13.

<sup>2</sup> Indian Institute of Astrophysics, Bangalore 560034, India.

Поступила в редакцию 02.02.2021, после доработки 09.03.2021, принята к публикации 11.03.2021.

В статье рассматриваются нетрадиционные методы доставки полезных грузов с Луны на Землю. Обсуждаются две схемы: при помощи космического лифта и с помощью разгонного устройства — рельсотрона Арцимовича. Оценивается энергия, необходимая для вывода полезного груза на низкую лунную орбиту, а также в точку либрации  $L_1$  системы Земля—Луна. Делается вывод о том, что рельсотрон является более выгодным методом, чем космический лифт, а также традиционная реактивная техника.

**Ключевые слова:** освоение Луны, рельсотрон, космический лифт.

УДК: 52-32, 629.7. PACS: 29.20.-с, 94.05.Jq, 96.20.-п, 96.20.Jz.

## ВВЕДЕНИЕ

Реализация долгосрочных планов Российской Федерации по изучению и освоению Луны, Марса и объектов дальнего космоса требует решения достаточно большого круга проблемных вопросов, среди которых немаловажную роль играют вопросы возвращения пилотируемых лунных космических миссий, а также доставка в будущем лунных минерального сырья и материалов на Землю.

Если на первом этапе осуществления лунных и межпланетных программ представляется достаточным использование существующего российского космического комплекса, обеспечивающего (при условии его восстановления и модернизации) связь и навигацию для одиночных полетов автоматических аппаратов к Луне и в дальний космос, то на этапе широкомасштабного освоения Луны и изучения других тел Солнечной системы потребуется существенное расширение спектра решаемых задач и инструментальной базы в целях надежной и качественной поддержки пилотируемых миссий.

В ближайшие десятилетия планируются полеты на Луну как автоматических, так и пилотируемых аппаратов для проведения более глубоких исследований, что связано с их передвижением по поверхности Луны и возвращением аппаратов на Землю. В существующей ситуации представляется своевременным инициировать проведение комплекса научно-исследовательских и поисковых работ в области создания и развития новых (перспективных) технологий, методов в обеспечения космических миссий в интересах изучения и освоения Луны.

Одна из ключевых проблем освоения Луны — высокая стоимость доставки полезного груза на лунную поверхность и возвращение его с образцами лунной породы на Землю. Даже для вывода одного килограмма полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту стоимость составляет более 30 000 \$. Доставка полезного груза на Луну, а тем более возвращение его на Землю стоит значительно дороже. Связано это с тем, что, в частности, необходимо доставлять на Луну также и топливо для старта возвращаемого аппарата.

Последний этап может быть исключен при применении новых технологий. Такие возможности обсуждались в работе [1]. В этой работе предложено вернуться к идее орбитального лифта. Эта идея была высказана свыше 100 лет назад К. Циолковским и детально развита Ю. Арцутановым [2]. Если для вывода космических аппаратов (КА) с Земли в космическое пространство идея лифта является ограниченно жизнеспособной, то для лунного лифта она вполне может быть реализована на уровне современных технологий или технологий ближайшего будущего [3–6]. Слабое место этой идеи в малом весе выводимого груза — не более  $\sim 100$  кг за один подъем [1, с. 6], что будет соответствовать низкой пропускной способности орбитального лифта.

Ниже мы обсудим идею применения рельсотрона Арцимовича [7] для ускорения КА, возвращаемых с поверхности Луны на Землю. Эта идея обсуждалась в связи с возможностью использования таких «электромагнитных пушек» для вывода малых космических аппаратов (МКА) на низкую орбиту вокруг Земли [8–12].

Основная идея при применении такого способа вывода космических аппаратов (КА) на низкую околоземную орбиту с использованием рельсотрона заключается в следующем. Рельсотрон состоит из двух параллельных электродов, называемых рельсами, подключенных к мощному источнику постоянного тока. Разгоняемая токопроводящая масса располагается между рельсами, замыкая электрическую цепь, и приобретает ускорение вследствие силы Ампера, действующей на замкнутый проводник с током в его магнитном поле. Полезный груз может разгоняться в линейном ускорителе или в гигантском циклотроне с использованием эффекта электромагнитного индукционного ускорения [8, 13]. На рисунке показана схема такого ускорителя. Условия на поверхности Луны значительно удешевляют конструкцию, поскольку отпадает необходимость в герметичной вакуумированной трубе и разнообразных быстродействующих шлюзах для пропуска разогнанной полезной нагрузки.

<sup>а</sup> E-mail: valera@sai.msu.ru

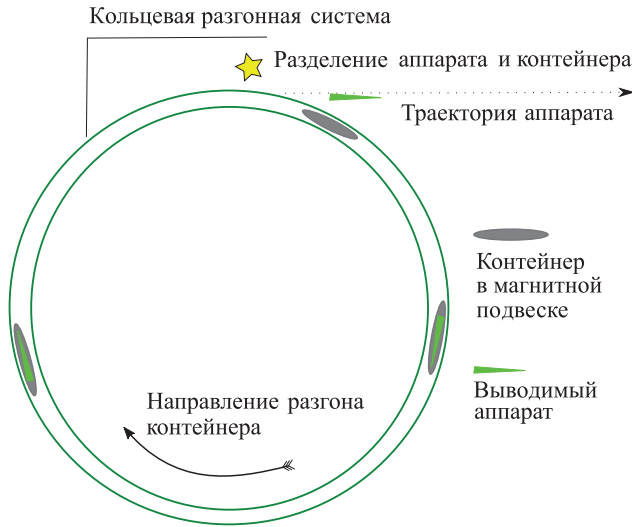


Рисунок. На рисунке показан кольцевой ускоритель для разгона полезной нагрузки с поверхности Луны. Полезный груз вместе с контейнером-носителем ускоряется в гигантском циклотроне до достижения необходимой скорости. После достижения этой скорости контейнер «отбрасывается» в циклотрон и готовится для повторного использования, а полезный груз «выстреливается» на орбиту

### 1. ОЦЕНКИ НЕОБХОДИМОЙ ЭНЕРГИИ

Оценим необходимую энергию для вывода полезной нагрузки в три орбитальные позиции. Первая позиция — низкая окололунная орбита, на которой полезный груз может быть перехвачен лунным буксиром и переправлен дальше на нужную орбиту. Вторая позиция — разгон полезного груза до второй космической скорости (для Луны) и его отправка в межпланетное пространство. Третья позиция — запуск полезного груза в точку либрации  $L_1$  системы Земля—Луна.

Рассмотрим систему, аналогичную [12, 14–16]. В этих работах рассматривалась схема рельсотрона для запуска полезного груза с Земли на низкую околоземную орбиту. Полная масса аппарата, разгоняемого в рельсотроне, составляет, допустим, 1250 кг, масса полезной нагрузки — 300 кг. Скорость на выходе из рельсотрона — 7500 м/с. При этом энергия аппарата на выходе рельсотрона равна 35 ГДж, а полная энергия, подводимая к системе разгона, — 44 ГДж.

Таким образом, полная энергия, необходимая для вывода КА на низкую орбиту, составляет 44 ГДж на 300 кг. Из этой энергии большая часть расходуется на преодоление сопротивления атмосферы, вывод обтекателя на высоту отстрела и т.п. Другими словами, энергетические затраты вывода одного килограмма полезного груза составят примерно 146.7 МДж. При этом энергия, которая затрачивается на вывод собственно полезного груза, составляет лишь 24 % от всей затраченной энергии.

Рассчитаем соответствующие энергетические тра- ты для Луны. В отличие от Земли на лунной поверхности — глубокий вакуум, поэтому система запуска не нуждается в вакуумировании, аппарат для доставки полезного груза в космос не нуждается в обтекателе и т.п. Полная масса, выводимая на

Земле с помощью рельсотрона, состоит из оболоч- ки снаряда (аэродинамического обтекателя 156 кг), отбрасываемого контейнера (94 кг), собственно лета- тельного аппарата, который включает в себя двига- тель для корректировки орбиты и топливо (700 кг), а также полезный груз (300 кг). Будем считать энергию вывода лишь полезного груза (300 кг) и разгонного контейнера (100 кг) в три орбитальные позиции, обозначенные выше.

Первая позиция — низкая орбита на высоте, например 50 км над поверхностью Луны. Для вывода груза на такую орбиту надо разогнать аппарат до первой космической скорости и добавить потенци- альную энергию для подъема с поверхности Луны  $R = 1738.2$  км до высоты  $R + h = 1788.2$  км. Для вывода полезного груза массы  $m = 400$  кг на низкую окололунную орбиту необходимо разогнать аппарат до первой космической скорости для Луны:

$$v_1 = \sqrt{\frac{GM}{R}} = 1.68 \text{ км/с.} \quad (1)$$

Это соответствует кинетической энергии аппарата в разгонной системе:

$$E_1 = \frac{mv_1^2}{2} = 564.48 \text{ МДж.} \quad (2)$$

При выводе на орбиту с высотой 50 км над поверх- ностью Луны требуется затратить еще 32.48 МДж потенциальной энергии, таким образом, всего нужна энергия 596.96 МДж.

Вторая космическая скорость в указанных услови- ях равна

$$v_2 = \sqrt{\frac{2GM}{R}} = 2.38 \text{ км/с.} \quad (3)$$

Необходимая энергия в этом случае — 798.15 МДж.

Третья позиция — точка  $L_1$  системы Земля—Луна. Эта точка расположена на расстоянии примерно 61 500 км от центра Луны [17]. Для достижения этой точки необходимо придать КА начальную скорость

$$v_L = \sqrt{\frac{2GM}{R} \left(1 - \frac{R}{R_L}\right)} = 2.35 \text{ км/с.} \quad (4)$$

Здесь  $R_L$  — расстояние от центра Луны до точ- ки  $L_1$ . Для вывода в эту точку необходима энергия 778.15 МДж. Если такую энергию придать КА в точке старта, то к точке  $L_1$  КА подойдет с нулевой скоростью.

Нулевая скорость или близкая к нулевой скорость в этой точке выгодна тем, что в этом случае управлять движением КА будет значительно проще. Можно будет перехватить груз или направить его по нужной траектории.

### 2. ПРОПУСКНАЯ СПОСОБНОСТЬ РЕЛЬСОТРОНА

Оценим пропускную способность такого метода вывода полезного груза на окололунную орбиту. Пропускная способность сильно зависит от источ- ника энергии. В работе [7] в качестве источника

питания для рельсотрона использовался набор конденсаторов. В принципе, такая же схема может быть применена к рельсотрону-ускорителю. Внешний по отношению к батарее конденсаторов источник питания может быть солнечными батареями, ядерным реактором, изотопным источником или даже термоядерным реактором (в будущем). Обсудим радиоизотопные источники питания, которые уже неоднократно применялись на космических аппаратах. Так, на КА «Вояджер» находился радиоизотопный источник 7 кВт. Он имел продолжительность работы не менее 50 лет. Энергию в 564 МДж, необходимую для запуска груза с массой  $m = 300$  кг, придется накапливать от такого источника в течении  $T \approx 22$  ч. Следовательно получаем, что пропускная способность такого ускорителя составляет примерно 330 кг в земные сутки.

Выражение для пропускной способности можно записать как

$$\frac{dm}{dt} \approx 330 \text{ кг/сут.} \quad (5)$$

Отметим, что пропускная способность не зависит от массы полезного груза, который выводится за один выстрел. Однако количество выстрелов, которые может сделать рельсотрон, зависит от массы полезного груза. Действительно, для меньшей массы требуется меньшая энергия, следовательно, и меньшее время накопления энергии.

Сделаем еще одну важную оценку системы запуска на Луне — оценим размеры рельсотрона.

Для земных условий предполагается использовать систему запуска UTSTAR [16, 18]. Основные параметры системы, которые нужны для наших оценок, имеют следующие значения: длина ускорителя — 1600 м, время ускорения — 0.43 с, среднее ускорение —  $17600 \text{ м/с}^2$ . С учетом того, что масса ускоряемого аппарата в UTSTAR в 4 раза превосходит массу ускоряемого груза в лунном рельсотроне, средняя величина ускорения может быть в 4 раза больше либо подводимая мощность в 4 раза меньше.

Для наших оценок будем полагать, что время ускорения составляет 0.5 с, а среднее ускорении совпадает с ускорением в проекте UTSTAR  $a = 17600 \text{ м/с}^2$ . При таких параметрах длина ускорителя для вывода полезного груза к точке  $L_1$  будет 157 м. Это значительно удешевляет систему и позволяет отказаться от циклотрона, оставив в системе только линейный участок ускорения.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вывод полезного груза с поверхности Луны на низкую окололунную орбиту или даже к точке либрации  $L_1$  требует значительно меньше энергии, чем для вывода такого же груза с поверхности Земли на низкую орбиту. Для вывода полезного груза 300 кг на низкую околоземную орбиту требуется затратить 44 ГДж полной энергии, в то время как для вывода на низкую окололунную орбиту — в 78 раз меньше энергии, всего 564.48 МДж. Самое важное в применении такого метода разгона будет заключаться в том, что доставить оборудование с Земли нужно будет только один раз.

Электрическую энергию можно будет получать с солнечных батарей, расположенных на поверхности Луны или из ядерного источника питания, который также может быть доставлен с Земли. Здесь следует напомнить, что ядерные источники питания уже использовались в космических исследованиях.

Как видно из упомянутых оценок, такой способ запуска с Луны для различных грузов является достаточно перспективным (ср. обзор [19] и цитированную литературу). В будущем, при освоении термоядерной энергии, можно будет установить и термоядерный источник питания, причем топливо, изотоп  $^3\text{He}$ , находится на лунной поверхности в обильном количестве.

Исследование выполнено при поддержке Междисциплинарной научно-образовательной школы Московского университета «Фундаментальные и прикладные исследования космоса».

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Eubanks T. M., Radley C. F. // *Space Policy*. 2016. **37**. P. 97.
2. [https://ru.wikipedia.org/wiki/Космический\\_лифт](https://ru.wikipedia.org/wiki/Космический_лифт)  
[https://en.wikipedia.org/wiki/Space\\_elevator](https://en.wikipedia.org/wiki/Space_elevator)
3. Багров А. А., Багров А. В., Леонов В. А. / Патент на полезную модель. RU 121233. Транспортная система «Земля—Луна». 20.10.2012. Бюлл. № 29.
4. Багров А. В., Леонов В. А. // К. Э. Циолковский. Проблемы и будущее российской науки и техники. Материалы 52-х Научных чтений памяти К. Э. Циолковского. 2017. С. 305.
5. Головкин К. И. // Патент на изобретение RU 2665107 С2, 28.08.2018. Заявка № 2016118318 от 11.05.2016.
6. Садов Ю. А., Нуралиева А. Б. // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2011. № 39.
7. Арцимович Л. А., Лукьянов С. Ю., Подгорный И. М., Чуватин С. А. // ЖЭТФ. 1957. **33**. С. 3. (Artsimovich L. A., Luk'yanov S. Yu., Podgornyi I. M., Chuvatin S. A. // JETP 1958. **6**, N 1. P. 1.)
8. Коротков В., Амосков В., Зенкевич М., Мизинцев А. // Радиоэлектронные технологии. 2018. № 3. С. 90.
9. Wetz D. A., Stefani F., Parker J. V., McNab I. R. // *IEEE Transactions on Magnetics*. 2009. **45**, N 1. P. 495.
10. McNab I. R. // IEEE 21ST International Conference On Pulsed Power (PPC). 2017. ISBN 978-1-5090-5748-1. P. 701.
11. McNab I. R. // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2018. **46**, N 10. P. 3628.
12. Ключников В. Ю., Кузнецов И. И., Осадченко А. С., Смагин Ю. Н. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2020. № 2. С. 58. (Klyushnikov V. Yu., Kuznetsov I. I., Osadchenko A. S., Smagin Yu. N. // Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina, Cosmonautics And Rocket Engineering. 2020. **2/48**. P. 58.)
13. Poniaev S. A., Kurakin R. O., Reznikov B. I. et al. // *Acta Astronautica*. 2017. **135**. P. 63.
14. McNab I. R. // *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2020. **48**, N 11. P. 4014.
15. Zhou Y., Yan P., Yuan W. Q. et al. // 2009 IEEE Pulsed Power Conference, **1, 2**, P. 1287.
16. McNab I. R. // *IEEE Transactions on Magnetics*. 2003. **39**, N 1. P. 295.
17. Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребеников Е. А. и др. Справочное руководство по небесной механике и астеродинамике. М., Наука, 1976.

18. *McNab I.R.* // IEEE Transactions on Magnetics. 1999. 35, N 1. P. 432.      19. *Багров А.В.* // Воздушно—космическая сфера. 2020. № 1 (102). С. 90.

### Using an Artsimovich Railgun for Return from the Moon

**M. V. Sazhin<sup>1</sup>, M. V. Safonova<sup>2</sup>, V. N. Sementsov<sup>1,a</sup>**

<sup>1</sup>*Sternberg Astronomical Institute, Moscow State University, Moscow 119234, Russia.*

<sup>2</sup>*Indian Institute of Astrophysics. Bangalore 560034, India.*

*E-mail: <sup>a</sup>valera@sai.msu.ru.*

Nonstandard techniques to deliver a payload from the Moon to Earth are explored. Two approaches are compared, which are based on using a space elevator and an acceleration device, the Artsimovich railgun. The energy needed to launch a payload to a low lunar orbit and the  $L_1$  libration point in the Earth–Moon system is estimated. We conclude that the railgun is economically advantageous compared to the space elevator and standard jet technologies.

*Keywords:* development of the Moon, railgun, space elevator.

PACS: 29.20.-c, 94.05.Jq, 96.20.-n, 96.20.Jz.

*Received 02 February 2021.*

English version: *Moscow University Physics Bulletin. 2021. 76, No. 3. Pp. 182–185.*

#### Сведения об авторах

1. Сажин Михаил Васильевич — доктор физ.-мат. наук, профессор, гл. науч. сотрудник отдела релятивистской астрофизики; тел.: (495) 939-50-06, e-mail: [moimaitre@mail.ru](mailto:moimaitre@mail.ru).
2. Сафонова Маргарита Валерьевна — PhD, сотрудник Indian Institute of Astrophysics; e-mail: [margarita.safonova62@gmail.com](mailto:margarita.safonova62@gmail.com).
3. Семенцов Валериан Никитич — канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотрудник; тел.: (495) 939-19-70, e-mail: [valera@sai.msu.ru](mailto:valera@sai.msu.ru).