

## Перспективы применения околоземной ГНСС в качестве инфраструктуры для навигационного обеспечения лунных миссий

© М.В. Михайлов<sup>1</sup>, Д.С. Зарубин<sup>2,3</sup>, В.А. Заговорчев<sup>3</sup>

<sup>1</sup> ПАО «РКК «Энергия», г. Королев Московской обл., 141070, Россия

<sup>2</sup> ИКИ РАН, Москва, 117997, Россия

<sup>3</sup> МАИ, Москва, 125993, Россия

*Все большие космических агентств стремятся к исследованию и освоению Луны в рамках национальных и международных космических программ. Их планы включают в себя распределенную сеть технических средств на поверхности Луны и вокруг нее, возможность формирования «локомотивных» проектов на базе опыта Международной космической станции (МКС), формирование грузопотока Земля — окололунная орбита — Луна. Анализ требований, связанных с доставкой возможной полезной нагрузки, показывает, что для программы освоения Луны необходимо качественное навигационное обеспечение, т. е. определение координат и скорости движения космического аппарата с высокой точностью и в режиме, близком к реальному времени. Рассмотрены вопросы создания такого навигационного сервиса на основе опыта российского сегмента МКС и использования околоземных глобальных спутниковых навигационных систем в качестве навигационной инфраструктуры.*

**Ключевые слова:** лунная программа, навигация, МКС, навигационный сервис

### Сокращения

АСН	–	аппаратура спутниковой навигации
ГНСС	–	глобальная спутниковая навигационная система
КА	–	космический аппарат
КУ	–	коэффициент усиления
МКС	–	Международная космическая станция
НИП	–	наземный измерительный пункт
НС	–	навигационная система
ПН	–	полезная нагрузка
РБ	–	разгонный блок
РКН	–	ракета космического назначения
РН	–	ракета-носитель
РС	–	российский сегмент
ICRS	–	International Celestial Reference System
ITRS	–	International Terrestrial Reference System
Moon_ME	–	Moon Mean Earth rotation

**Введение.** Благодаря принятым и реализуемым на государственном уровне масштабным и долговременным программам, к которым относятся станции «Салют», орбитальный комплекс «Мир», россий-

ский сегмент Международной космической станции (РС МКС), в космической отрасли сформировалась технология освоения космического пространства: создание и эксплуатация посещаемых (пилотируемых) комплексов. Эта технология включает в себя большое количество технических решений и технологических направлений, которые за счет устойчивости и продолжительности программ, а также возможностей международного сотрудничества эволюционируют, в результате возникает новое качество освоения космоса человеком. Примером могут служить средства навигационного обеспечения.

Космонавтика находится на этапе перехода от освоения к использованию низких околоземных орбит и одновременно — к исследованию и началу освоения окололунного пространства и поверхности Луны. Освоение Луны сейчас понимают шире, чем полвека назад — в программах Н1-Л3 и «Аполлон». Луну рассматривают как седьмой, «космический», континент Земли и/или плацдарм для отработки технологий последующей экспансии человечества в Солнечной системе. В этой связи важной научно-технической задачей является сохранение для лунной программы качества технических сервисов, которые обеспечены сегодня для околоземных космических аппаратов (КА).

Цель работы — рассмотреть вопросы возможного создания средств навигационного обеспечения лунных миссий на основе опыта программы РС МКС.

**Навигационное обеспечение по программе РС МКС.** Такой метод определения орбиты КА, как траекторные радиоизмерения был широко распространен до развертывания глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС. В результате измерений, выполненных несколькими наземными измерительными пунктами (НИП) на двух-трех соседних витках, формировались следующие массивы:

$D_{ij}$  — дальность КА в моменты  $t_i$  до  $j$ -го НИП;

$\dot{D}_{ij}$  — проекции скорости КА в направлении на излучатель в момент  $t_i$  относительно излучателя  $j$ -го НИП.

Данный метод предполагает проведение большого количества измерений на достаточно большой временной базе [1]. Положение КА определяется прогнозным методом по параметрам орбиты на конец сеанса измерений. Для МКС скорость ухудшения точности определения орбиты составляет 2...3 км/сут из-за ошибок начального вектора состояния и несовершенства модели движения КА [1].

Помимо достаточно низкой точности, существенным недостатком метода является длительность решения задачи от 3 до 5 ч, а также невозможность ее решения для динамичных КА, изменяющих орбиту в интервале измерений. Создание ГНСС позволило повысить точность измерений и обеспечить практически мгновенное решение навигационной задачи.

Для того чтобы использовать ГНСС для определения вектора состояния МКС и транспортных кораблей, необходимы:

– дополнительная вторичная обработка сведений информационного сообщения аппаратуры спутниковой навигации (АСН) ввиду сбоя в данных, всплесков ошибок из-за переотражения сигналов навигационной системы (НС) от элементов конструкции и др. [1, 2];

– разработка специализированных алгоритмов динамической фильтрации измерений АСН (воздействие Луны и Солнца, ошибки модели гравитационного поля, аэродинамическое торможение и др.), что гарантирует точность и надежность измерений [1, 3].

Эти задачи успешно решены сегодня специалистами РКК «Энергия», создана АСН, которая обеспечивает точность оценки орбиты МКС 3...5 м по положению и 1...2 см/с по скорости [1]. Одновременно АСН решает задачи ориентации и относительной навигации при сближении двух КА [2]. Параметры АСН-М и принципы ее работы рассмотрены в работах [1, 2].

**Задачи навигационного обеспечения лунных миссий.** Как отмечалось выше, сегодняшние планы освоения Луны имеют ряд существенных отличий от программ Н1-Л3 и «Аполлон», в том числе — в сфере навигационного обеспечения. Даже при использовании ракет-носителей (РН) сверхтяжелого класса транспортный и лунный корабли предполагается доставлять отдельно. Это означает, что в заданной области окололунного пространства необходимо проводить сближение и стыковку кораблей аналогично тому, как это происходит при доставке космонавтов на борт МКС.

Ряд перспективных решений [4, 5] связан с использованием так называемых двухпусковых схем, при которых с помощью доступных и менее грузоподъемных РН среднего и тяжелого класса осуществляются отдельные запуски лунной полезной нагрузки (ПН) и разгонного блока (РБ), обеспечивающего выведение ПН на траекторию перелета к Луне. Реализуемость таких схем определяется технологиями сближения, стыковки, баллистического обеспечения, а также параметрами навигационного обеспечения. Для дальнейшего изложения важно отметить, что сборка ПН и РБ в данном случае выполняется на низкой околоземной орбите. Это подразумевает, что АСН-К уже имеется в составе лунной полезной нагрузки для выполнения сближения и стыковки на низкой околоземной орбите.

В работе [6] приведено соотношение стоимости запуска одного килограмма к Луне и к МКС, оно составляет 10 : 1. При предполагаемой частоте пилотируемых полетов 1-2 раза в год [7] и возрастающем числе автоматических лунных КА естественной является задача снижения той самой массы, которую необходимо суммарно вывести на траекторию перелета к Луне (TLI) для отдельной миссии или программы в целом.

Согласно приведенным в работе [8] проектным оценкам, требуемые запасы характеристической скорости  $V_x$  для спуска на поверхность Луны с орбиты искусственного спутника Луны (~ 100 км) составляют не менее 2100 м/с. Можно показать, что теоретический минимум характеристической скорости равен ~1723 м/с. Это означает, что точная навигация и оптимальное управление при спуске на поверхность Луны могут обеспечить существенную экономию тормозного импульса.

По оценкам, приведенным в [8], при массе лунного корабля 20 т снижение затрат  $V_x$  на посадку на каждые 200 м/с уменьшает на ~1 т массу посадочной ступени лунного корабля (даже при неизменной массе конструкции), т. е. масса, выводимая с Земли, уменьшается примерно на 3,6 т, что сопоставимо с половиной стоимости запуска РН типа «Союз-2».

Снижение требуемого запаса  $V_x$  может быть обеспечено за счет навигации и оптимального управления и при выполнении других динамических операций (коррекции, сближения и стыковки).

Лунные миссии предполагают более высокий риск, чем полеты на околоземную орбиту. На рис. 1 показано, что при полетах на Луну количество динамических операций (стыковок)  $N$  возрастает, как минимум, вдвое по сравнению с полетами на МКС.

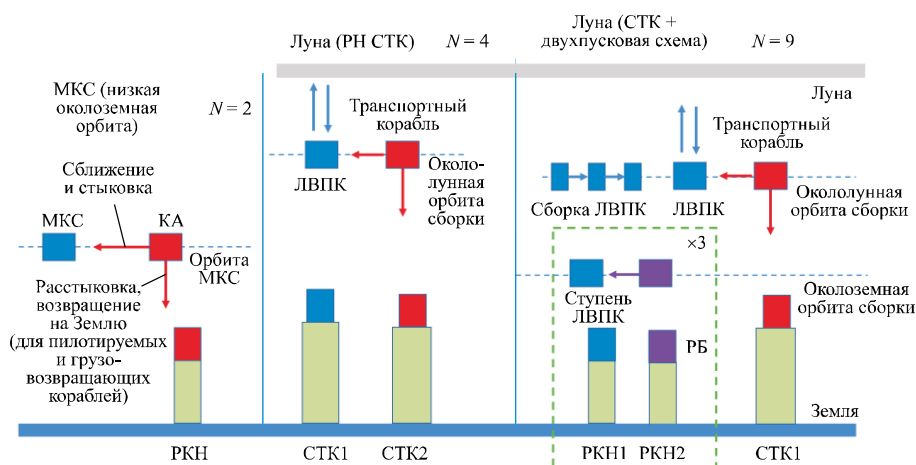


Рис. 1. Динамические операции, необходимые для выполнения полетов на околоземную орбиту и на поверхность Луны

Необходимо найти способы управлять рисками, обеспечивать надежность пилотируемых миссий и устойчивость программ в целом. Качественное навигационное обеспечение, позволяющее с высокой точностью и быстро определить вектор состояния КА, может стать одним из возможных решений.

Следует отметить, что несмотря на кажущуюся сложность полетов при использовании двухпусковых схем, они являются перспективным способом доставки грузов к Луне ввиду возможности использования доступных РН среднего и тяжелого класса, в том числе РН различных международных партнеров. Вопрос применения двухпусковых схем с учетом возможности сборки лунных КА в составе окололунной платформы как промежуточного звена для доставки груза на поверхность Луны рассмотрен в работе [5] и является предметом дальнейших исследований.

Значение качественного навигационного обеспечения для миссий автоматических КА определяют следующие факторы:

- рост числа автоматических КА, возможность унификации и снижения массы бортового оборудования при наличии единого навигационного сервиса в окололунном пространстве;
- необходимость проведения исследований с привязкой к координатам в различных областях Луны (видимая и обратная стороны, околополярные области);
- возможность решения задач по оптимизации затрат характеристической скорости и схем полетов при переходе от прогнозных методов к измерениям в реальном времени.

**Использование околоземных ГНСС в качестве навигационной инфраструктуры для лунной спутниковой навигационной системы (ЛСНС).** Использование только траекторных измерений для лунных миссий, как показали программы и проекты XX в., возможно. Но у этого метода есть серьезные недостатки:

- значительные затраты на эксплуатацию наземных средств;
- дополнительные резервы КА по топливу на компенсацию ошибок, т. е. увеличение их массы;
- временные интервалы между измерениями, зависящие от географического расположения и количества НИП;
- ограничения по покрытию (видимая сторона Луны, окололунные орбиты без их изменения на интервале измерений) и количеству КА-абонентов;
- длительное решение навигационной задачи и недостаточно высокая точность.

Для реализации современных программ, по мнению авторов, требуется сочетание средств, которые могут включать в себя: 1) существующие наземные антенны, обеспечивающие измерения на основе эффекта Доплера и/или лазерные измерения; 2) навигацию с использованием оптических средств, например, по снимкам поверхности [9]; 3) сервис на основе приема сигнала и использования околоземных ГНСС в качестве инфраструктуры в полном объеме и без доработок. Поиск оптимального сочетания средств зависит от облика целостной

лунной программы, состава миссий и средств, обеспечивающих их выполнение, и является предметом дальнейшей работы.

Рассмотрим более подробно вариант 3. Расчеты показывают, что создание навигационного сервиса на основе приема сигнала и использования околоземных ГНСС обеспечивает определение вектора состояния КА в разных положениях (на траекториях перелета к Луне и возвращения к Земле, при нахождении на орбите искусственного спутника Луны, спуске на Луну и т.д.) по сигналам околоземных ГНСС. Кроме того, данный подход обеспечивает возможность использования существующей аппаратуры спутниковой навигации, разработанной для РС МКС, российских транспортных кораблей «Союз-МС» и «Прогресс-МС» (рис. 2).



Рис. 2. Навигационный модуль аппаратуры спутниковой навигации транспортных кораблей

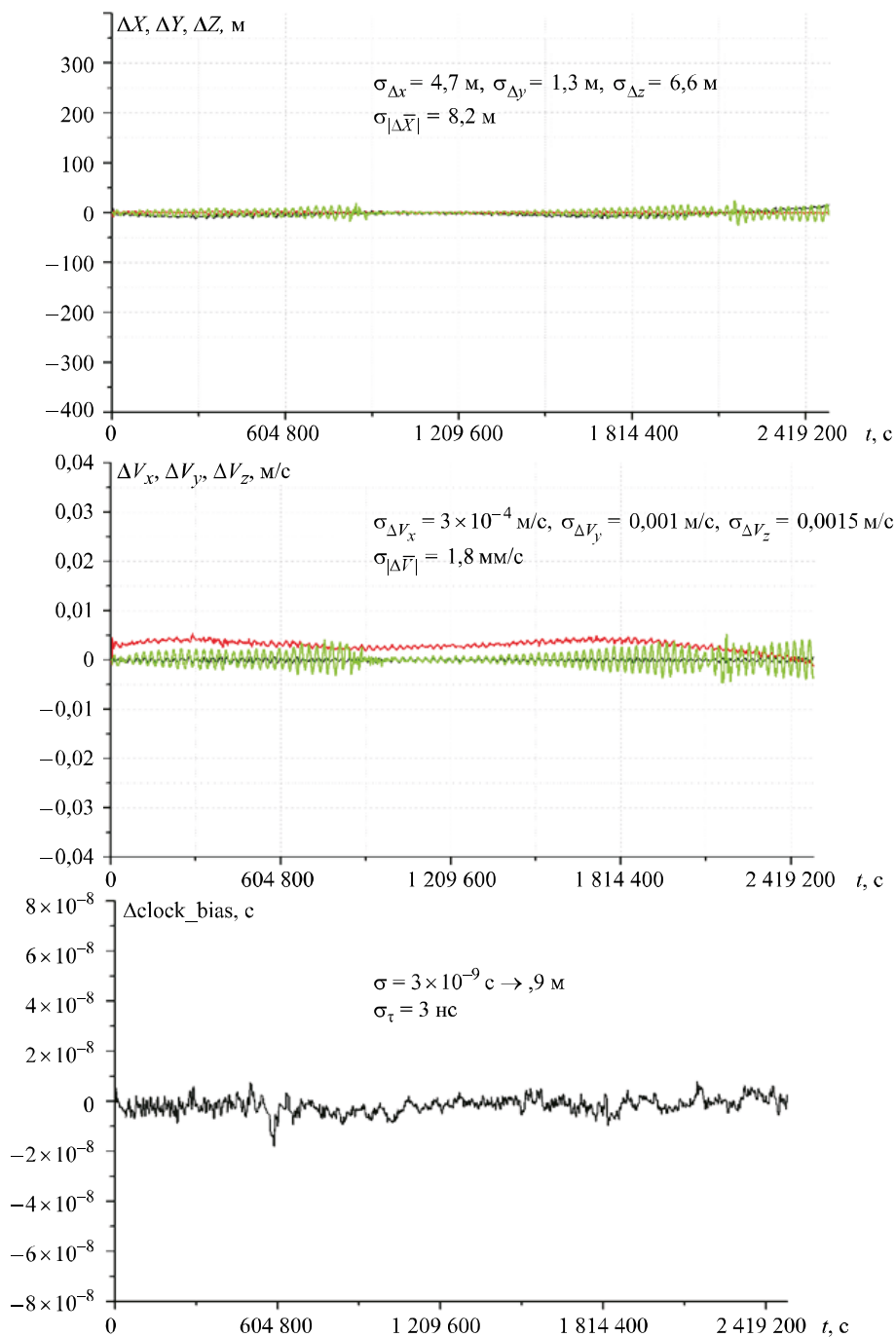
Основные вопросы данного подхода к навигационному обеспечению лунных миссий исследованы в работе [10]. Далее рассмотрим некоторые дополнительные аспекты.

**Скорость определения вектора состояния.** Как изложено выше, навигационное обеспечение МКС по сигналам ГНСС характеризуется высокой точностью и определением вектора состояния станции/кораблей практически в режиме реального времени.

Результаты моделирования показывают, что прямое использование сигнала околоземных ГНСС у Луны также обеспечивается с высокой точностью. На рис. 3 приведены графики эфемеридных ошибок (координат, скорости и времени) КА на круговой орбите Луны высотой 4500 км при непрерывных измерениях орбиты по сигналам околоземных систем ГЛОНАСС, GPS, «Галилео» и BeiDou. Измерения выполняются по сигналам «обратных» навигационных спутников, находящихся за Землей в окрестности ее горизонта.

По графикам видно, что среднеквадратичная ошибка  $1\sigma$  эфемерид локальных навигационных систем (ЛНС) составляет 8,2 м по координатам, 1,8 мм/с по скорости, 3 нс по времени. Однако приведенные параметры обеспечиваются при нахождении КА на стабильной

орбите (без проведения коррекции) в течение не менее двух витков. Следовательно, время решения навигационной задачи ( $\sim 2$  ч для  $H_{кр} = 200$  км) сопоставимо с возможностями наземных средств ( $\sim 6 \dots 10$  ч) [9] — часы.



**Рис. 3.** Ошибки эфемерид (координат, скорости и времени) локальных навигационных систем с радиусом орбиты 4500 км

**Уровень сигнала околоземных ГНСС.** Одна из трудностей, возникающих при рассматриваемом подходе, — слабый уровень навигационного сигнала околоземных ГНСС в окрестности Луны. Расстояние от НС до Луны составляет  $\sim 400000$  км, т. е. примерно в 16 раз больше, чем расстояние от НС до горизонта Земли. Этот вопрос можно решить, используя в составе КА приемную антенну с требуемым коэффициентом усиления (КУ) порядка 25 дБ.

Для устойчивого приема сигнала телесный угол диаграммы направленности должен быть следующим:

$$\Theta_T = \frac{2\pi}{256}, \quad (1)$$

где  $2\pi$  соответствует телесному углу диаграммы направленности антенн АСН.

Линейный угловой размер диаграммы направленности  $\varphi$  определяется из уравнения связи линейного и телесного углов:

$$2\pi \left(1 - \cos \frac{\varphi}{2}\right) = \Theta_T. \quad (2)$$

Решением уравнения (2) является угол  $\varphi = 10^\circ$ .

Диаметр антенны определяется по инженерной формуле

$$D = \frac{70^\circ \lambda}{\varphi_{(\text{град})}}, \quad (3)$$

где  $\lambda$  — длина волны несущего сигнала.

Для длины волны несущего сигнала ГЛОНАСС  $\lambda = 0,19$  м диаметр антенны, м:

$$D = \frac{70^\circ \cdot 0,19}{10^\circ} = 1,33. \quad (4)$$

Формула (4) определяет примерное значение диаметра приемной антенны сигналов ГНСС. С некоторым запасом будем принимать диаметр приемной антенны  $D_0 = 1,5$  м. Исходя из этого диаметра, будем оценивать остальные характеристики ЛНС. Более строгий расчет диаметра антенны должен быть сделан специалистами по радиосвязи и подтвержден техническими экспериментами.

Не каждый лунный КА обладает приемной антенной с необходимыми параметрами, причем требуемый КУ является пороговым значением (от него зависит, будет ли решена задача).

**Переход к лунной системе координат.** Вторая трудность, связанная с описанным подходом к навигации, — это необходимость вы-



сокоточного пересчета эфемерид навигационных спутников околоземных ГНСС из системы ITRS (International Terrestrial Reference System) в системы ICRS (International Celestial Reference System) и MOON\_ME (Moon Mean Earth rotation), что сегодня доступно при использовании современных средств математического обеспечения.

Решением указанных вопросов может быть создание группировки окололунных навигационных КА с требуемыми параметрами приемной антенны, которые обеспечат определение собственных координат и скорости по сигналам околоземных ГНСС с необходимой точностью, а также ретрансляцию навигационного сигнала для любых лунных КА на подлетных (отлетных) траекториях при выполнении операций на окололунной орбите и поверхности Луны.

Система из 12–14 таких ЛНС, расположенных в двух взаимноортогональных плоскостях с наклоном  $90^\circ$ , обеспечивает 100%-ный охват всей поверхности Луны. Аналогично околоземным ГНСС, эта система, формируя навигационный сигнал в направлении Луны, дает возможность для всех лунных и окололунных объектов, оснащенных соответствующей аппаратурой потребителя, решать задачи навигации в реальном времени и с высокой точностью.

По предварительным оценкам, масса одного такого навигационного КА может составить ~250 кг, а точность определения координат и скорости КА-абонентов ( $1\sigma$ ) примерно равна 20...30 м по координатам и 2...3 см/с по скорости.

Выбор достаточно устойчивых орбит для размещения навигационных КА, оптимизация их количества и затрат на их создание, сравнение стоимости эксплуатации данных КА и наземных средств — все это предмет дальнейшей работы.

**Международные аспекты.** Создание группировки окололунных навигационных малых КА позволит использовать навигационный сигнал для любого лунного КА и объекта на поверхности Луны. Затраты на создание группировки могут быть снижены в случае формирования международной кооперации операторов такой навигационной системы и предоставления навигационного сервиса для любых лунных миссий участников кооперации.

Предпосылками такой работы служат:

– планы космических агентств в области освоения Луны (число КА — потенциальные абоненты);

– работы зарубежных агентств по схожей тематике (программа Европейского космического агентства Moonlight initiative [11], программа НАСА Lunar GNSS Receiver Experiment [12] и др.).

**Возможности проведения космического эксперимента.** Рассмотренный подход к созданию сервиса навигационного обеспечения на основе опыта решения аналогичной задачи для МКС и использования околоземных ГНСС в качестве инфраструктуры навигации лун-

ных миссий основан на результатах математического моделирования. Выполнена также оценка возможности и параметров проведения натурального эксперимента. К основным блокам работ относятся:

– доработка программного обеспечения АСН-К, используемой сегодня на кораблях «Союз-МС» и «Прогресс-МС», и ее размещение в качестве научной аппаратуры любого лунного КА;

– доработка приемной антенны лунного КА в части установки приемника для диапазона 1,5...1,6 ГГц;

– разработка алгоритмов применения синтезированного навигационного сигнала с Земли (в случае КУ антенны ниже требуемого и при отсутствии возможности доработки антенны).

**Заключение.** Создание навигационного инфраструктурного сервиса для освоения Луны, в том числе при международной кооперации, является перспективным направлением работ по снижению стоимости лунных миссий и управлению рисками программ.

Одно из возможных решений этой задачи — создание окололунной группировки малых навигационных КА, обеспечивающей:

1) прием сигнала околоземных ГНСС и их использование в качестве инфраструктуры, в полном объеме и без доработок;

2) ретрансляцию навигационного сигнала для определения вектора состояния любых КА на подлетных траекториях, окололунных орбитах и поверхности Луны.

Основой средств навигационного обеспечения может быть существующая российская аппаратура спутниковой навигации, которая отработана в рамках программы Международной космической станции.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Микрин Е.А., Михайлов М.В. *Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 348 с.
- [2] Микрин Е.А., Михайлов М.В. *Ориентация, выведение, сближение и спуск космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 357 с.
- [3] Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Краснопольский И.А. Обеспечение надежности работы аппаратуры спутниковой навигации МКС, кораблей «Союз» и «Прогресс» в условиях локальных и глобальных сбоев систем ГЛОНАСС и GPS, значительного сокращения спутниковых группировок. *Управление в морских и аэрокосмических системах (УМАС–2014). Сб. тр. VII Российской мультиконференции по проблемам управления*. Санкт-Петербург, 2014, с. 315–324.
- [4] Муртазин Р.Ф. Транспортная космическая система «Рывок-2» для доставки экипажа на лунную базу. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2020, № 8, с. 3–9.

- [5] Zarubin D., Mikrin E., Sevastiyarov N., Beglov R., Makushenko Y. Lunar orbital platform segment for support and provision of lunar surface missions. *70th International Astronautical Congress (IAC), Washington, USA, 21–25 October, 2019. IAC-2019.A5.1.5*. Washington, 2019, pp. 1–7.
- [6] Деречин А.Г. РКК «Энергия»: полет к Луне обойдется России в 10 раз дороже, чем на орбиту Земли. *TACC*. URL: <https://tass.ru/kosmos/3312423>
- [7] *Global exploration roadmap ISECG*. URL: <https://www.globalsexploration.org/>
- [8] Макушенко Ю.Н., Муртазин Р.Ф., Зарубин Д.С. Космический порт для доставки экипажа на поверхность Луны. *Космическая техника и технологии*, 2019, № 2 (25), с. 5–13.
- [9] Микрин Е.А., Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваев Д.Ю. Определение орбиты по выполняемым космонавтами снимкам поверхности Земли и Луны. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 4 (23), с. 88–99.
- [10] Микрин Е.Л., Михайлов М.В., Орловский И.В., Рожков С.П., Краснопольский И.А. Спутниковая навигация окололунных космических аппаратов и объектов на поверхности Луны. *Гироскопия и навигация*, 2019, т. 27, № 1 (104), с. 22–31.
- [11] Hufenbach B., Liucci F., Joly F., Giordano P., Ventura-Traveset J., Gomez Otero D., El-Dali W. Moonlight initiative: connecting Earth with the Moon. *Global Space Exploration Conference (GLEX 2021). 14–18 June 2021*. St. Petersburg, 2021.
- [12] NASA Explores Upper Limits of Global Navigation Systems for Artemis. *NASA*. URL: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2021/nasa-explores-upper-limits-of-global-navigation-systems-for-artemis> (дата обращения 26 сентября 2021).

Статья поступила в редакцию 01.09.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Михайлов М.В., Зарубин Д.С., Заговорчев В.А. Перспективы применения околоземной ГНСС в качестве инфраструктуры для навигационного обеспечения лунных миссий. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 10.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-10-2118>

**Михайлов Михаил Васильевич** — д-р техн. наук, начальник сектора ПАО «РКК «Энергия». e-mail: [mikhail.mikhailov@rsce.ru](mailto:mikhail.mikhailov@rsce.ru)

**Зарубин Дмитрий Сергеевич** — ведущий инженер ИКИ РАН, аспирант кафедры 610 МАИ. e-mail: [zarubinds@cosmos.ru](mailto:zarubinds@cosmos.ru)

**Заговорчев Владимир Александрович** — канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры 610 МАИ. e-mail: [zavorchev@mai.ru](mailto:zavorchev@mai.ru)

## Prospects for using near-Earth GNSS as an infrastructure for navigation support of Lunar missions

© M.V. Mikhaylov<sup>1</sup>, D.S. Zarubin<sup>2,3</sup>, V.A. Zagovorchev<sup>3</sup>

<sup>1</sup> RSC Energia, Korolyov, Moscow region, 141070, Russia

<sup>2</sup> Russian Space Research Institute, Moscow, 117997, Russia

<sup>3</sup> MAI, Moscow, 125993, Russia

*An increasing number of space agencies consider Moon exploration as a part of national and international space programs. Exploration plans include a distributed network of facilities on and around the Moon; opportunities for “driving force” projects based on the International Space Station program experience; and, on the whole, formation of the “Earth – low lunar orbit – Moon surface” payload traffic flow. The payload needs analysis shows that the cutting-edge Moon exploration program requires high quality navigation services (precise estimation of coordinates and velocity in near-real time). The subject of this paper is the issues of creating a navigation service based on the experience of the Russian segment of ISS and using the existing near-Earth GNSS systems as a navigation infrastructure.*

**Keywords:** lunar program, navigation, ISS, navigation service

### REFERENCES

- [1] Mikrin E.A., Mikhaylov M.V. *Navigatsiya kosmicheskikh apparatov po izmereniyam ot globalnykh sputnikovyykh navigatsionnykh sistem* [Spacecraft navigation by measurements from global satellite navigation systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 348 p.
- [2] Mikrin E.A., Mikhaylov M.V. *Orientatsiya, vyvedenie, sblizhenie i spusk kosmicheskikh apparatov po izmereniyam ot globalnykh sputnikovyykh navigatsionnykh sistem* [Orientation, launching, rendezvous and descent of spacecraft by measurements from global satellite navigation systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 357 p.
- [3] Mikrin E.A., Mikhaylov M.V., Rozhkov S.N., Krasnopol'skiy I.A. Obespechenie nadezhnosti raboty apparatury sputnikovoy navigatsii MKS, korably «Soyuz» i «Progress» v usloviyakh lokalnykh i globalnykh sboev sistem GLONASS i GPS, znachitelnogo sokrashcheniya sputnikovyykh gruppirovok [Ensuring the reliability of the ISS satellite navigation equipment, the Soyuz and Progress spacecraft under conditions of local and global failures of the GLONASS and GPS systems, a significant reduction in satellite constellations]. *Sb. tr. VII Rossiiskoi multikonferentsii po problemam upravleniya. Materialy konferentsii «Upravlenie v morskikh i aerokosmicheskikh sistemakh» (UMAS–2014)* [Proc. VII Russ. multiconference on management problems. Mat. of Conf. “Control in Marine and Aerospace Systems” (UMAS–2014)]. St. Petersburg, 2014, pp. 315–324.
- [4] Murtazin R.F. *All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2020, no. 8, pp. 3–9.
- [5] Zarubin D., Mikrin E., Sevast'yanov N., Beglov R., Makushenko Yu., Lunar orbital platform segment for support and provision of Lunar surface missions.

*70th International Astronautical Congress (IAC), Washington, USA, 21–25 October 2019. IAC-2019.A5.1.5. Washington, 2019, pp. 1–7.*

- [6] Derechin A.G. *RKK “Energiya”*: *polet k Lune oboidetsia Rossii v 10 raz dorozhe, chem na orbitu Zemli* [RSC Energia: a flight to the Moon will cost Russia 10 times more than an Earth orbit]. Available at: <https://tass.ru/kosmos/3312423> (accessed September 26, 2021).
- [7] *Global exploration roadmap ISECG*. Available at: <https://www.global-spaceexploration.org/?p=1049> (accessed September 26, 2021).
- [8] Makushenko Yu.N., Murtazin R.F., Zarubin D.S. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2019, no. 2 (25), pp. 5–13.
- [9] Mikrin E.A., Beliaev M.Yu., Borovikhin P.A., Karavaev D.Yu. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2018, no. 4 (23), pp. 88–99.
- [10] Mikrin E.L., Mikhaylov M.V., Orlovskiy I.V., Rozhkov S.P., Krasnopolskiy I.A. *Giroskopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2019, vol. 27, no. 1 (104), pp. 22–31.
- [11] Hufenbach B., Liucci F., Joly F., Giordano P., Ventura-Traveset J., Gomez Otero D., El-Dali W. Moonlight initiative: connecting Earth with the Moon. *Global Space Exploration Conference (GLEX 2021). 14–18 June 2021*. St. Petersburg, 2021.
- [12] *NASA Explores Upper Limits of Global Navigation Systems for Artemis*. Available at: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2021/nasa-explores-upper-limits-of-global-navigation-systems-for-artemis> (accessed September 26, 2021).

**Mikhaylov M.V.**, Dr. Sc. (Eng.), Head of Sector, RSC Energia.  
e-mail: [mikhail.mikhailov@rsce.ru](mailto:mikhail.mikhailov@rsce.ru)

**Zarubin D.S.**, Lead Engineer, Russian Space Research Institute, post-graduate student, Department 610, MAI. e-mail: [zarubinds@cosmos.ru](mailto:zarubinds@cosmos.ru)

**Zagovorchev V.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department 610, MAI. e-mail: [zagovorchev@mai.ru](mailto:zagovorchev@mai.ru)