

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.783, 621.455.4

## ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С АТМОСФЕРНО-ГАЗОВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Д. А. Бондаренко, В. Я. Геча, С. Ю. Маринин

*В работе представлены результаты анализа влияния особенностей управления движением низкоорбитального космического аппарата с учетом необходимых условий функционирования атмосферно-газовой электроракетной двигательной установки на формирование требований к проектному облику многофункциональной космической платформы различного целевого назначения с повышенным сроком активного существования на низких околоземных орбитах. Рассмотрены основные технические решения, которые позволяют на ранних стадиях проектирования сформировать требования к перечню бортового оборудования и его компоновки в составе низкоорбитального космического аппарата.*

*Ключевые слова: низкоорбитальный космический аппарат, электроракетная двигательная установка, атмосферные газы, срок активного существования, продольная компоновка.*

### Введение

В настоящее время актуальным вопросом в космической отрасли является наращивание многоспутниковой орбитальной группировки Российской Федерации. Одним из преимущественных направлений можно считать создание малогабаритных и дешевых космических аппаратов (КА), функционирующих на низких околоземных орбитах (до 250 км) [1, 2]. Ключевым отличием рассматриваемого КА является наличие на борту атмосферно-газовой электроракетной двигательной установки, которая позволяет повысить срок активного существования за счет использования внешних атмосферных газов в качестве рабочего тела [3]. В данной работе рассматриваются особенности управления движением низкоорбитального КА с целью анализа возможностей его технической реализации.

### Свойства атмосферы

Анализ факторов среды эксплуатации имеет фундаментальное значение для оценки возможности создания низкоорбитального КА с атмосферно-газовой электроракетной двигательной установкой, использующей остаточные атмосферные газы в качестве рабочего тела, поскольку на свойства атмосферного потока (химический состав, скорость, плотность, температура и др.) влияет не только высота, но и относительное положение орбиты и Солнца, а также солнечная и геомагнитная активность [4].

Для формирования вышеперечисленных условий набегающего потока при наземной экспериментальной отработке необходимо создание специализированного испытательного стенда [5], ключевым элементом в котором является имитатор набегающего потока, вариант исполнения которого может быть выполнен по схеме, предложенной в [6].

На рис. 1 представлен вариант исполнения специализированного испытательного стенда.

Условия набегающего потока в части химического состава оказывают наиболее существенное влияние на ключевой элемент электроракетной двигательной установки – катод-нейтрализатор. В настоящее время широко используются катоды, работающие на чистом рабочем теле, при этом действующие образцы таких устройств, способных функционировать на химически-активных рабочих телах, таких как атомарный кислород, присутствующий в атмосфере, отсутствуют. Данную проблему можно решить при использовании высокочастотного катода, описание которого представлено в работе [7].

В некоторых случаях, когда условия окружающей атмосферы не позволяют функционировать исключительно на внешних газах (например, резкое изменение плотности атмосферы), необходимо подключение резервной двигательной установки, работающей на запасенном на борту рабочем теле.

Такая комплексная двигательная установка позволит не только провести резервирование от нештатных ситуаций, но и расширить целевые возможности КА в части оперативности осуществления маневров на орбите функционирования и увеличить диапазон рабочей орбиты.

### Время нахождения в зоне видимости при передаче информации

Целевая орбита функционирования такого низкоорбитального КА накладывает ограничения в части оперативности доставки целевой информации на наземные комплексы приема, обработки и распределения информации, что, в свою очередь, предполагает использование ретрансляционных КА на более высоких орбитах.

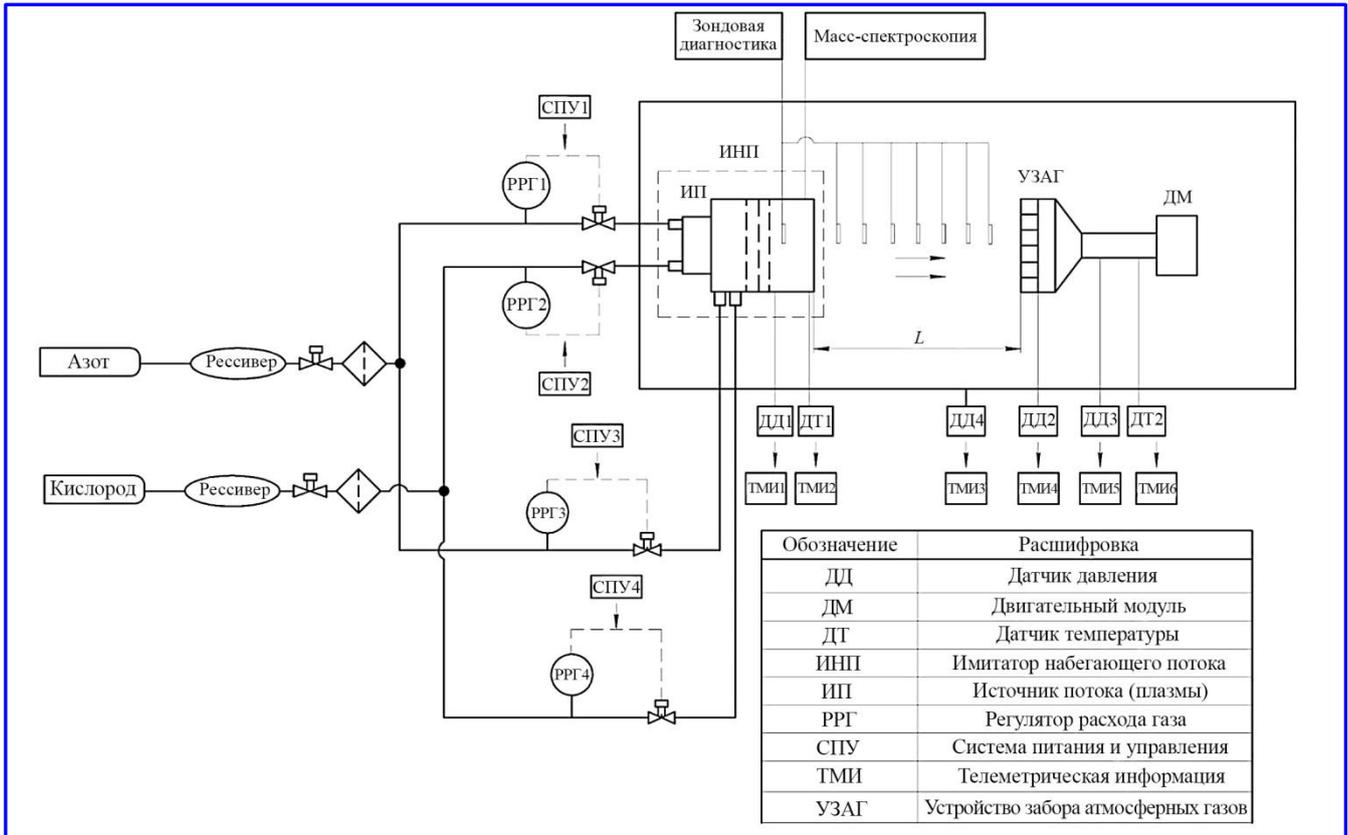


Рис. 1. Схема испытательного стенда

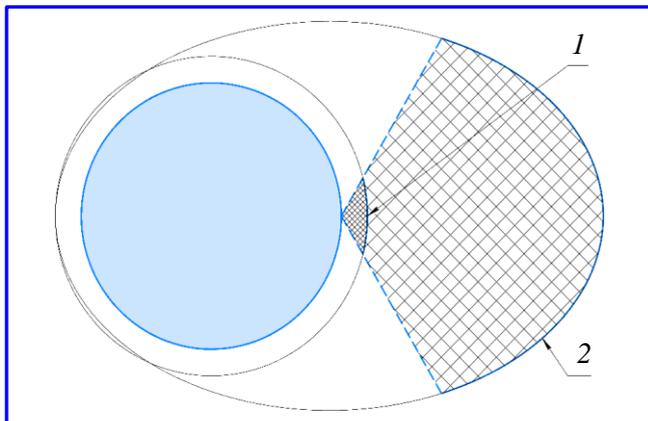


Рис. 2. Зона радиовидимости наземного пункта приема информации для круговой (1) и эллиптической (2) орбиты космического аппарата

Для высоты орбиты 250 км радиус зоны радиовидимости пункта приема при значении угла возвышения над линией местного горизонта равного  $5^\circ$  будет равен около 1000 км. При этом максимальная продолжительность сеанса связи с низкоорбитальным КА достигает 5 минут [8]. Вариантом решения проблемы, связанной с увеличением времени передачи информации, является использование эллиптической орбиты, как схематично показано на рис. 2.

### Повышение энергозатрат

Использование атмосферных газов в качестве рабочего тела электроракетной двигательной установки требует от системы энергоснабжения больших энергозатрат, по сравнению с использованием чистых рабочих тел в виде ксенона или криптона.

Для орбит с такими параметрами характерно продолжительное пребывание КА в тени Земли, повторяющееся на каждом витке. Выходная мощность солнечной батареи при этом изменяется по мере того как КА входит, пересекает и покидает область затмения, а затем снова попадает в условия полного солнечного освещения. Работа в таких условиях требует совместного использования солнечных и аккумуляторных батарей.

Аккумуляторные батареи обеспечивают питание бортовых систем в период нахождения КА на теневом участке траектории орбиты, в свою очередь, на освещенном участке траектории солнечные батареи обеспечивают энергией все бортовые системы и осуществляется зарядка аккумуляторных батарей.

Мощность неподвижной, закрепленной на КА солнечной батареи, пропорциональна коэффициенту ее освещенности. Коэффициент освещенности на выбранной орбите для неподвижной, закрепленной

на КА солнечной батареи при его номинальной ориентации изменяется в зависимости от углового положения КА на орбите и от текущей календарной даты.

Размещение солнечных батарей достаточной площади накладывает ограничения в части компоновки КА в виду усложнения конструкции, увеличения поперечного сечения и возникновения динамических возмущений [9].

### Маневрирование космического аппарата

Существенным моментом является то, что функционирование такого КА предполагается на орбите порядка 250 км, на которой атмосфера оказывает существенное влияние: для поддержания орбитальной скорости и, соответственно, высоты орбиты необходимо компенсировать силы аэродинамического сопротивления с помощью двигательной установки непрерывного действия, а также в конструкции КА должны быть предусмотрены технические решения, которые позволят эффективно стабилизировать аппарат в космическом пространстве.

Более оптимальным, с точки зрения аэродинамического сопротивления и возможности выполнять быстрые программные повороты, является продольный вариант компоновки.

Снижение миделя КА посредством продольной компоновки приведет к соответствующему снижению сил аэродинамического сопротивления, за счет чего:

- при сохранении запаса рабочего тела (объема и количества топливных баков) увеличивается срок активного существования;

- при сохранении срока активного существования может быть сокращен запас рабочего тела (объем или количества топливных баков);

- при использовании атмосферных газов в качестве рабочего тела сокращается потребность в запасе рабочего тела;

- количественная оценка эффективности составляет 2,5 раза, возможен совместный вариант, например, если вместо 3 баков использовать только 2, тогда, вместо ожидаемого срока активного существования в 0,5 года, получим за счет «продольной» компоновки КА срок активного существования 1 год (или вместо 1 года – 2 года).

Расположение баков с рабочим телом на одной оси за счет «продольной» компоновки КА обеспечивает выгодное для системы ориентации КА расположение и смещение центра масс КА (например, вперед по скорости КА – выгодно для устойчивости движения).

При продольной компоновке КА поворот вокруг оси его скорости (выполнение маневра для осуществления съёмки) требует существенно меньшего

времени и энергетических затрат за счет меньшего момента инерции КА относительно продольной оси.

Возмущения, передаваемые на целевую аппаратуру от работы исполнительных органов системы ориентации и стабилизации (маневра КА или поворота дополнительного зеркала), существенно ниже при «продольной» компоновке КА, по сравнению с «поперечной».

Тем не менее вышеизложенные преимущества «продольного» варианта компоновки, а также анализ реализованных проектов низкоорбитальных КА, позволяют сделать следующий вывод: «продольная» компоновка КА может являться основой для создания нового технического решения.

Для осуществления маневров низкоорбитального КА по осям ( $Z$  и  $Y$ ), перпендикулярным оси движения ( $X$ ), недостаточно использования в качестве рабочего тела только атмосферных газов даже при условии высокого значения коэффициента эффективности воздухозаборного устройства, что свидетельствует о необходимости размещения бака с минимальным запасом рабочего тела, а также активных и пассивных устройств для стабилизации КА в космическом пространстве, которые, в свою очередь, могут быть представлены газовыми двигателями малой тяги и аэродинамическими поверхностями для повышения устойчивости при изменении угла наклона.

### Малое время зарядки аккумуляторных батарей

При использовании солнечно-синхронной околополярной орбиты со средней высотой 250 км в качестве целевой орбиты низкоорбитального КА период обращения будет составлять 89,5 минут, из которых только 80% времени будет составлять участок, где есть энергетический приход от солнечных батарей, а продолжительность нахождения на теневом участке траектории составит порядка 18 минут.

Задача обеспечения систем КА необходимым количеством электроэнергии даже при нахождении на освещенном участке траектории ограничивается отсутствием возможности сильного изменения угла наклона КА относительно оси вращения из-за особенностей конструкции и высокого значения силы аэродинамического сопротивления, которая резко увеличивается при увеличении поперечного сечения.

Для увеличения времени зарядки аккумуляторных батарей возможно применение эллиптических орбит, однако это существенно сократит время функционирования целевой аппаратуры за счет наличия приапогейной части орбиты, а также может привести к прохождению КА радиационного пояса и повысить вероятность столкновения с объектами на густозаселенных орбитах.

Таблица

Срок активного существования космического аппарата

Высота перигея, км	Высота апогея, км				
	500	700	1000	1300	1600
200	9	18	37	58	82
230	25	52	102	165	237
260	53	116	238	370	535
300	114	260	545	890	1280

В таблице представлены значения срока активного существования КА с миделем  $1 \text{ м}^2$  без использования двигательной установки при функционировании на эллиптических орбитах с различными значениями высоты перигея и апогея.

### Смещение вектора тяги двигательной установки относительно оси движения космического аппарата

Увеличение срока активного существования низкоорбитального КА и повышение требований к его характеристикам обуславливает необходимость применения в составе КА двигательной установки [10]. В условиях динамического изменения параметров орбиты КА должен обеспечивать стабильную ориентацию в пространстве, что является одной из главных задач управления движением на высоте орбиты до 250 км.

Использование двигательной установки с фиксированным вектором тяги совместно с исполнительными органами системы ориентации не позволяют в должной степени обеспечивать оптимальные параметры по пространственной ориентации низкоорбитального КА. Перспективным решением указанной проблемы может являться применение специальных устройств, позволяющих осуществлять изменение направления вектора тяги двигательной установки, которое, в свою очередь, может быть представлено в виде трехкоординатного устройства параллельной структуры.

### Исполнительные органы

При создании низкоорбитальных КА, как правило, компоновка происходит таким образом, чтобы центр масс лежал на линии действия вектора тяги двигательной установки. Это позволяет минимизировать моментные воздействия, возникающие при работающем двигателе. Однако на практике не представляется возможным обеспечить выполнение этого требования с высокой точностью. Особенно актуален этот вопрос для двигателя, который работает постоянно. Наличие постоянного по знаку возмущающего момента, связанного с неточностью установки двигателя на КА, дей-

ствующего в течение длительного времени, приводит к необходимости парировать эти возмущения.

Использование «традиционных» исполнительных устройств, таких как двигатели-маховики, не позволяет парировать постоянные возмущающие моменты, поскольку в них накапливается кинетический момент и требуется приложение внешних сил, для того чтобы этот момент «снять» (так называемая разгрузка маховиков) [11].

Для решения данной проблемы перспективным решением являются магнитные системы ориентации [12], в составе которых не используются подвижные элементы, что позволяет избежать накопления кинетических моментов на борту КА.

### Заключение

Создание КА, способного длительное время функционировать на низкой орбите до 250 км, является актуальной научно-технической задачей, ключевое направление решения которой – разработка атмосферно-газовой электроракетной двигательной установки. Использование двигательной установки такого типа накладывает ряд ограничений, обусловленных особенностями управления движением КА.

Решение перечисленных в данной работе технических проблем, связанных с особенностями использования низкоорбитальных КА с атмосферно-газовой электроракетной двигательной установкой, позволит создать многофункциональную космическую платформу различного целевого назначения с повышенным сроком активного существования на низких околоземных орбитах.

### Литература

1. Волоцув В. В. Низкоорбитальные космические аппараты высокоточного наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров / В. В. Волоцув // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – Вып. 12. – С. 1–17. – DOI: 10.18698/2308-6033-2021-12-2135.
2. Стрельников С. В. Оценка эффективности системы дистанционного зондирования Земли на базе малогабаритных космических аппаратов / С. В. Стрельников, В. А. Поливанов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2018. – Т. 5. – Вып. 4. – С. 28–33.

3. Геча В. Я. Возможность создания низкоорбитального космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на атмосферных газах в качестве рабочего тела / В. Я. Геча, В. В. Каверин, И. Ю. Пугач // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – № 683. – С. 167–172.
4. Бондаренко Д. А. Использование разреженных газов атмосферы Земли в качестве рабочего тела для электроракетной двигательной установки / Д. А. Бондаренко // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2021. – Т. 184. – № 5. – С. 7–13.
5. Ходов А. А. Испытательный стенд для отработки составных частей электроракетной двигательной установки с использованием внешних атмосферных газов / А. А. Ходов, Д. А. Бондаренко, С. Ю. Маринин. – Текст непосредственный // XLVII Академические чтения по космонавтике : сборник тезисов, Москва, 24–27 января, 2023. – Москва : Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2023. – С. 260–262.
6. Патент на изобретение RU2789534C1 Российская Федерация, МПК H05H 1/24 (2006.01). Высокочастотный источник плазмы : № 2022108899 : заявл. 04.04.2022: опубл. 06.02.2023 / Бондаренко Д. А., Вавилин К. В., Задириев И. И., Кралькина Е. А., Маринин С. Ю. – Бюл. № 4.
7. Характеристики ВЧ катода-нейтрализатора при использовании аргона в качестве рабочего газа / Д. А. Бондаренко, К. В. Вавилин, С. А. Двинин [и др.] // Прикладная физика. – 2022. – № 3. – С. 11–16.
8. Белый Р. В. Требования к построению орбитальной группировки при проектировании перспективных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / Р. В. Белый, А. С. Мовляв // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2021. – Т. 182. – № 3. – С. 32–38.
9. Еремин Л. И. Оценка изменения стабилизирующего аэродинамического момента низкоорбитального космического аппарата при смещении центра масс / Л. И. Еремин, Д. А. Бондаренко // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2020. – Т. 179. – № 6. – С. 19–22.
10. Хромов А. В. Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата / А. В. Хромов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2012. – Т. 127. – С. 27–32.
11. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
12. Simulation of the VLEO satellite motion with drag-free environment and magnetic control system / M. Ovchinnikov, Yu. Mashtakov, D. Roldugin [et al.] // XLV Academic space conference, dedicated to the memory of academician S. P. Korolev and other outstanding national scientists – pioneers of space exploration, January 2023, AIP Conf. Proc. 2023, 2549 (1), 210041. – 7 p. – DOI: 10.1063/5.0107875. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/372527464\\_Simulation\\_of\\_the\\_VLEO\\_satellite\\_motion\\_with\\_drag-free\\_environment\\_and\\_magnetic\\_control\\_system](https://www.researchgate.net/publication/372527464_Simulation_of_the_VLEO_satellite_motion_with_drag-free_environment_and_magnetic_control_system).

Поступила в редакцию 05.12.2023

*Дмитрий Алексеевич Бондаренко, инженер 2-й категории,  
т. 8 (495) 366-16-01, e-mail: otdel34@mcc.vniiem.ru.*

*Владимир Яковлевич Геча, доктор технических наук, профессор,  
заместитель генерального директора по научной работе,  
т. 8 (495) 366-16-01, e-mail: vgecha@hq.vniiem.ru.*

*Сергей Юрьевич Маринин, начальник сектора,  
т. 8 (495) 366-16-01, e-mail: otdel34@mcc.vniiem.ru.  
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

## FEATURES OF MOTION CONTROL OF LOW-ORBIT SPACECRAFT WITH ATMOSPHERIC GAS ELECTRIC PROPULSION SYSTEM

**D. A. Bondarenko, V. Ya. Gecha, S. Yu. Marinin**

*The results of analysis of influence of low-orbit spacecraft movement control features, taking into account necessary conditions of atmospheric gas electrical propulsion system operation on generation of requirements to the design look of multifunctional space platform of various intended use with extended mission life in low Earth orbits, are presented in the scientific work.*

**Key words:** Low-orbit spacecraft, electric propulsion system, atmospheric gases, mission life, longitudinal arrangement.

### References

1. Volotsuev V. V. Low-orbit spacecrafts of highly detailed surveillance with long life in operational orbits with the altitude of less than 400 km. / V. V. Volotsuev / Engineering Journal: Science and Innovation. – 2021. – Issue 12. – P. 1–17. – DOI 10.18698/2308-6033-2021-12-2135.
2. Strelnikov S. V. Evaluation of efficiency of Earth remote sensing system on the basis of small-scale spacecrafts / S. V. Strelnikov, V. A. Polivanov // The scientific and technical journal «Rocket-Space Device Engineering and Information Systems». – 2018. – V. 5. – Issue 4. – P. 28–33.

3. Gecha V. Ya. Possibility of creation of low-orbit spacecraft equipped by electric propulsion system on atmospheric gases as the propellant budget. / V. Ya. Gecha, V. V. Kaverin, I. Y. Pugach // Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy – 2022 – No. 683. – P.167–172.
4. Bondarenko D. A. Use of Earth atmosphere rarefied gases as propellant budget for electrical propulsion system / D. A. Bondarenko // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2021. –V. 184. – No. 5 – P. 7–13.
5. Khodov A. A. Test bench for testing of electric propulsion system components using external atmospheric gases/ A. A. Khodov, D. A. Bondarenko, S. Y. Marinin. – Text unmediated // XLVII Academic readings on cosmonautics: collected abstracts, Moscow, 24 – 27 January, 2023, – Moscow: Bauman Moscow State Technical University (National Research University), 2023. – P. 260–262.
6. Patent for invention RU2789534C1, Russian Federation, МПК H05H 1/24(2006.01), high Frequency plasma source : No. 202108899: application 04.04.2022; published 06.02.2023 / D. A. Bondarenko, K. V. Vavilin, I. I. Zadiriev, E. A. Kralkina, S. Iu. Marinin – Bull. No. 4.
7. Characteristics of high frequency cathode neutralizer during the usage of argon as working gas / D. A. Bondarenko, K. V. Vavilin, S. A. Dvinin [and others] // Applied physics. – 2022 – No. 3 – P. 11–16.
8. Belyi R. V. Requirements for formation of orbital constellation during the designing of perspective Earth remote sensing spacecraft / R. V. Belyi, A. S. Movlyav // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2021. – V. 182. – No. 3 – P. 32–38.
9. Eremin L. I. Evaluation of changing of stabilizing aerodynamic moment of a low-orbit spacecraft at displacement of it's center of mass / L. I. Eremin, D. A. Bondarenko // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. 2020. – V. 179. – No. 6 – P. 19–22.
10. Khromov A. V. Interaction of corrective propulsion system with SC attitude control system / A. V. Khromov // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2012. – V. 127. – No. 6 – P. 27–32.
11. Vasilev V. N. Spacecraft attitude control systems / V. N. Vasilev. – Moscow : FSUE ‘NPP VNIEM’, 2009. – 310 p.
12. Simulation of the VLEO satellite motion with drag-free environment and magnetic control system / M. Ovchinnikov, Yu. Mashtakov, D. Roldugin [et al.] // XLV Academic space conference, dedicated to the memory of academician S. P. Korolev and other outstanding national scientists – pioneers of space exploration, January 2023, AIP Conf. Proc. 2023, 2549 (1), 210041. – 7 p. – DOI: 10.1063/5.0107875. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/http://dx.doi.org/10.1063/5.0107875372527464\\_Simulation\\_of\\_the\\_VLEO\\_satellite\\_motion\\_with\\_drag-free\\_environment\\_and\\_magnetic\\_control\\_system](https://www.researchgate.net/publication/http://dx.doi.org/10.1063/5.0107875372527464_Simulation_of_the_VLEO_satellite_motion_with_drag-free_environment_and_magnetic_control_system).

**Dmitrii Alekseevich Bondarenko**, Engineer of 2nd category, t. 8 (495) 366-16-01,  
e-mail: [otdel34@mcc.vniem.ru](mailto:otdel34@mcc.vniem.ru).

**Vladimir Yakovlevich Gecha**, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.), Professor,  
Deputy Director General for Science, t. 8 (495) 366-16-01, e-mail: [vgecha@hq.vniem.ru](mailto:vgecha@hq.vniem.ru).

**Sergei Yurevich Marinin**, Head of Sector, t. 8 (495) 366-16-01, e-mail: [otdel34@mcc.vniem.ru](mailto:otdel34@mcc.vniem.ru).  
(JSC «VNIEM Corporation»).