

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАЗРАБОТОК БГТУ «ВОЕНМЕХ» ИМ. Д. Ф. УСТИНОВА ПО ТЕМАТИКЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И НЕКОТОРЫЕ ИХ РЕЗУЛЬТАТЫ

М. И. Кислицкий

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

Развитие малых космических аппаратов требует решения ряда новых научно-технических проблем. Представлены основные направления исследований и разработок Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова по решению задач создания малых космических аппаратов, развертывания и поддержания орбитальных группировок малых космических аппаратов, управления орбитальными группировками. Представлены отдельные результаты этих работ, в частности, аванпроект малого космического разгонного блока с инновационным двухкомпонентным газовым ракетным двигателем на кислороде и водороде, эксплуатируемого совместно с ракетой-носителем сверхлегкого класса. Малый космический разгонный блок решает задачи межорбитальной транспортировки малых космических аппаратов. Он не имеет аналогов в отечественной ракетно-космической технике. Представлены варианты баллистически связанных групп малых космических аппаратов, способные обеспечить формирование на орбитах устойчивой квазистационарной распределенной апертуры с целью повышения эффективности космических систем связи и дистанционного зондирования Земли. Представлена разработка инновационного исполнительного механизма – двухосная поворотная платформа на основе пьезоэлектрических приводов. Данное устройство существенно превосходит традиционные электромеханические устройства на основе электроприводов по массе, габаритам, динамическим характеристикам и другим параметрам. Рассмотрены варианты применения данной поворотной платформы в составе служебных и целевых систем малых космических аппаратов. Показано, как это может обеспечить существенное повышение тактико-технических характеристик малых космических аппаратов.

Ключевые слова: малый космический аппарат, орбитальная группировка, малый космический разгонный блок, распределенная апертура, электромеханическое устройство, пьезоэлектрический привод.

Введение

В современной космонавтике быстро развивается направление, связанное с созданием и эксплуатацией космических систем на основе орбитальных группировок малых космических аппаратов. По данным зарубежных специалистов, в последние годы ~ 80 % выводимых на орбиты космических аппаратов (КА) относятся к классу малых.

Развитие этого направления ставит новые научно-технические проблемы, требующие свое-

го решения. Они связаны с формированием технического облика малых космических аппаратов (МКА), выводением МКА на рабочие орбиты, развертыванием орбитальных группировок и поддержанием их в заданном составе, оптимизацией баллистического построения группировок, управлением многоспутниковыми орбитальными группировками (ОГ), обеспечением межспутниковой связи и т. д.

Балтийский государственный технический университет (БГТУ) «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова ведет активную работу по решению широкого спектра указанных выше проблем, разрабатывая необходимые для этого методы, технологии, технические решения. В настоящей

статье приведены основные направления и некоторые результаты проводимых работ.

1. Создание и восполнение орбитальных группировок малых космических аппаратов

ОГ МКА необходимо развернуть и затем постоянно поддерживать в заданном составе. Большинство МКА функционирует на низких орбитах высотой от 500 км до 1500 км. Развертывание ОГ производится большими ракетами-носителями (РН) с выведением до десятков МКА в одном пуске. В дальнейшем в процессе функционирования МКА неизбежно выходят из строя, причем по одному и в случайном порядке. В связи с этим актуальна задача восполнения ОГ, т. е. выведения на рабочие орбиты единичных МКА массой 50–200 кг. Существующие средства выведения (ракеты-носители и разгонные блоки) являются чересчур мощными для МКА, в связи с чем их использование для решения подобных задач нецелесообразно. Необходимы ракета-носитель сверхлегкого класса (РН СЛК) и малый космический разгонный блок (МРБ), однако в настоящее время таковых не существует, по крайней мере, в России.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова (в части научно-исследовательских работ) совместно с ООО «ВНХ-Энерго» (в части проектно-конструкторских работ) в рамках конкурса Научно-технологической инициативы Российской Федерации (группа «Аэронет») разработали аванпроекты РН СЛК и МРБ, которые обеспечивают решение рассматриваемой задачи в соответствии с техническим заданием и заняли первые места в указанном конкурсе в 2022 году. Здесь рассмотрен МРБ, так как он фактически представляет собой МКА с относительно большой двигательной установкой (ДУ).

Анализ потребностей потенциальных потребителей показал, что значительной части потребителей требуется максимально быстрая доставка МКА на рабочую орбиту и в заданную орбитальную позицию. Это означает, что МРБ должен обеспечивать перевод МКА с опорной орбиты на рабочую гомановским переходом за полвитка, т. е. за время не более 1 часа. Показано, что при заданной массе полезного груза РН СЛК, выводимой на круговую опорную орбиту высотой 500 км (250 кг), ограничении по массе МРБ (80 кг) и высотах рабочих орбит МКА до 1500 км требуемый уровень тяги маршевого ракетного двигателя (РД) МРБ – порядка десятков–сотен ньютонов. По нашей оценке, с учетом баллистических факторов и конструктивных ограничений со стороны РД оптимальный уровень тяги двигателя МРБ составляет ~ 100 Н [1]. В материалах аванпроекта определен технический облик МРБ. МРБ массой

80 кг обеспечит транспортировку МКА массой до 150 кг с опорной орбиты высотой 500 км на рабочие орбиты высотой до 1500 км и расстановку их в заданные орбитальные позиции [1; 2]. Предложены также двух- и трехступенчатые конфигурации такого МРБ, совместимые с РН СЛК. Они обеспечат реализацию высокоэнергетических миссий. В табл. 1 приведены баллистические возможности МРБ при транспортировке полезной нагрузки (ПН) с круговой орбиты высотой 500 км. По предварительной оценке трехступенчатый МРБ способен обеспечить доставку к Луне МКА массой до 19 кг.

Таблица 1

Баллистические возможности МРБ

Масса ПН, кг	Количество ступеней МРБ	Максимальная достижимая высота круговой орбиты, км
75	1	2500
150	1	1700
75	2	3638
150	2	2850
75	3	5151
150	3	3973

МРБ формируется по модульному принципу и включает в себя отсек двигательной установки и приборный отсек. На рис. 1 представлен общий вид МРБ.

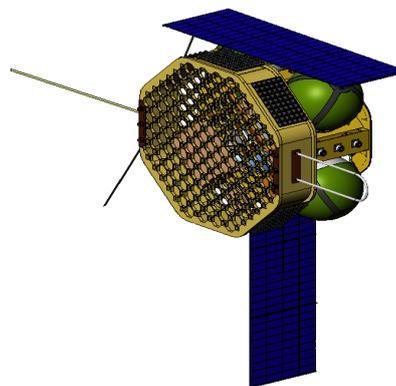


Рис. 1. Общий вид МРБ

На рис. 2 представлен общий вид трехступенчатого МРБ вместе с ПН.

При разработке этого проекта были использованы потенциал научной школы системного проектирования ракетно-космической техники и научно-технический задел БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, проведен большой объем научных исследований. Разработан ряд инновационных технических решений, в частности:

- высокоэффективный двухкомпонентный газовый ракетный двигатель (ДГРД) тягой 100 Н



Рис. 2. Общий вид трехступенчатого МРБ с ПН

на газообразных кислороде и водороде с удельной тягой 410 с; на кафедре двигательных и энергетических установок БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова разработан и изготовлен с использованием аддитивных технологий опытный образец ДГРД, проведены его испытания (рис. 3);

- предложено установить маршевый двигатель МРБ на поворотной платформе на базе пьезоэлектрических приводов, разработанной специалистами БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, что обеспечит высокоэффективное управление вектором тяги двигателя и позволит решить проблему смещения центра масс связки МРБ–ПН в процессе выработки топлива, а также при поэтапном отделении ПН в процессе полета МРБ, избежав необходимости применять тяжелые мощные маховики;

- предложено и обосновано дополнительное использование МРБ после завершения транспортной миссии в качестве космического аппарата для решения дополнительных целевых задач; это значительно повысит эффективность изделия.



Рис. 3. Испытания опытного образца ракетного двигателя на газообразных кислороде и водороде в лаборатории БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Создание МРБ существенно удешевит доступ в космос для широкого спектра потре-

бителей. Результаты маркетинговых исследований подтверждают высокую востребованность МРБ на российском и зарубежном рынках.

В дальнейшем на базе данного МРБ планируется развивать космические средства для орбитального обслуживания КА и для очистки околоземного космического пространства от космического мусора.

2. Управление орбитальными группировками МКА

После развертывания ОГ необходимо обеспечить решение задачи управления многоспутниковой ОГ МКА. Здесь также возникают новые задачи, не имеющие аналогов при управлении большими КА. БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова постоянно ведет исследования в данном направлении. Получены новые научные результаты [3–6].

В частности, новой специфической задачей является построение стационарных или квазистационарных конфигураций МКА на орбитах в целях реализации распределенной апертуры. Реализация распределенной апертуры (РА) в космосе позволит существенно снизить потребные массы бортовых антенн и телескопов по сравнению с традиционными моноблочными конструкциями и повысить эффективность решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и космической связи. В этом случае каждый МКА является элементарным приемником/приемопередатчиком электромагнитного излучения.

Построение требуемой для распределенной апертуры постоянной относительно земной поверхности конфигурации МКА на низких орбитах представляет собой сложную нетривиальную задачу. Учитывая законы орбитальной баллистики, сформировать абсолютно статическую конфигурацию МКА на орбитах невозможно. Эти проблемы активно исследуются, в том числе за рубежом [7].

В результате проведенных исследований предложены варианты конфигураций в виде баллистически связанных групп (БСГ) МКА [8]. В этих вариантах МКА образуют определенную базовую конфигурацию в проекции на плоскость наблюдения. При этом МКА периодически изменяют свое положение друг относительно друга, но закон этого изменения хорошо известен. Поэтому в рассматриваемых вариантах реализация распределенной апертуры возможна (с учетом внесения поправок на перемещение МКА). В варианте 1 два МКА разведены вдоль плоскости орбиты относительно центрального МКА (ЦМКА). Два других МКА разведены в разные стороны по наклонению орбиты и еще два разведены по долготе восходящего узла. В результате продольная база апертуры постоянна, а поперечная база пульсирует с двойной орбитальной частотой, изменяясь по линейному закону. В варианте 2 параметры орбит МКА подбираются таким образом, что в проекции на земную поверхность периферийные МКА вращаются вокруг ЦМКА по круговым орбитам [9]. В настоящее время специалистами БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова проводится комплексное исследование разработанных вариантов построения БСГ.

Также проводятся исследования по оптимизации баллистического построения ОГ для решения задач ДЗЗ таким образом, чтобы обеспечить как глобальное, так и оперативное региональное наблюдение при минимально необходимом количестве КА в составе ОГ. Получены научные результаты, важные для практики [10–12].

3. Повышение тактико-технических характеристик МКА за счет использования инновационных исполнительных механизмов

Ряд работ университета направлен на повышение тактико-технических характеристик (ТТХ) МКА. В частности, как отмечено выше, специалистами БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова разработан новый вид электромеханических устройств (ЭМУ) на основе пьезоэлектрических приводов (ПЭП) [13; 14]. Данное устройство обладает следующими достоинствами:

- малая масса;
- высокое развиваемое усилие при малых габаритах;
- высокая точность позиционирования;
- очень высокая скорость срабатывания;
- стойкость к воздействующим факторам космического пространства: криогенным температурам, вакууму, радиации;
- низкий уровень генерируемых электромагнитных помех;

- низкий уровень механических и вибрационных воздействий на КА.

Основные характеристики варианта платформы [13] (рис. 4):

- масса – не более 68 г (вместе с блоком управления – не более 200 г);
- углы позиционирования – до 30°;
- точность позиционирования – 10";
- скорость позиционирования – до 500 рад/с;
- масса размещаемого на платформе оборудования – до 2 кг;
- потребление электроэнергии: в рабочем режиме – 5 Вт, в режиме ожидания – 0,3 Вт.

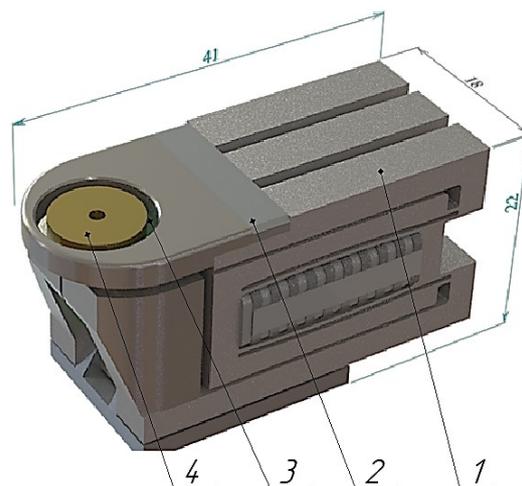


Рис. 4. Общий вид поворотной платформы

Применение подобных поворотных платформ (ПП) в составе различных бортовых систем обеспечит значительное повышение ТТХ МКА. Малая масса (десятки–сотни граммов) позволяет использовать их даже в составе наноспутников.

Приведем некоторые примеры применения подобных поворотных платформ в космической технике:

1. Управление направлением вектора тяги двигателя коррекции КА. При смещении в полете центра масс (ЦМ) КА, обусловленном расходом рабочего тела ДУ или другими причинами, возникает «промах» вектора тяги жестко закрепленного двигателя мимо ЦМ (так называемый эксцентриситет тяги). В результате на МКА действует момент, который возмущает угловое движение МКА, отклоняя его от заданного. Для компенсации этого момента приходится применять мощные тяжелые исполнительные органы (маховики или двигатели ориентации). Размещение двигателя коррекции на поворотной платформе дает возможность оперативно переориентировать вектор тяги на текущее положение ЦМ, за счет чего указанный возмущающий момент обнуляется. В результате снижаются потребная масса и электропотребление исполнительных органов стабилизации МКА.

2. Установка солнечных батарей (СБ) на ПП позволит ориентировать их на Солнце, поворачивая по мере необходимости вокруг одной или двух осей. Это снижает требуемую площадь СБ или увеличивает энерговооруженность МКА. Применение предлагаемой платформы позволит впервые применить ориентируемые СБ на наноспутниках.

3. Размещение на высокодинамичной ПП бортовых устройств МКА, требующих оперативного наведения. Это даст возможность использовать на МКА устройства, ориентируемые на быстро перемещающиеся объекты: остронаправленные антенны, что повышает скорость передачи информации и скрытность передачи в радиодиапазоне; лазерные устройства, в том числе для межспутниковой связи и др.

4. Применение ПП для вращения по крену и тангажу зеркала оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ. В настоящее время съемка земной поверхности осуществляется путем поворотов КА по крену вправо и влево от трассы полета в соответствии с заданной программой, чтобы навести относительно узкую зону захвата оптико-электронного комплекса (ОЭК) на требуемый участок. Максимальное значение указанных углов поворота у современных КА ДЗЗ составляет 30–45°. Продолжительность поворота на 45° составляет для современных КА ДЗЗ от 30 с до 120 с. При типичной высоте орбиты КА 600 км скорость бега подспутниковой точки по земной поверхности составляет ~ 7 км/с. Это означает, что за время поворота КА пролетит 210–840 км, а при повороте на 90° (предельный случай) указанное расстояние составит 420–1300 км. В процессе поворота съемка выполняться не может ввиду возможного смаза изображения, несмотря на то, что здесь могут быть районы, съемка которых необходима. Фактически указанные участки представляют собой «мертвые зоны» (МЗ), на которых КА не может выполнять целевую задачу. Совокупная длительность пролета МЗ может составлять значительную долю срока активного существования КА. Наличие МЗ значительно снижает выходной эффект аппарата в сравнении с теоретически достижимым при отсутствии данного ограничения. Дальнейшее увеличение скорости поворота КА невозможно ввиду возрастания угловых перегрузок и наличия в составе аппарата крупногабаритных нежестких конструкций (СБ, антенны и др.).

Для сокращения МЗ предлагается перейти от поворотов КА в целом к поворотам только зеркала ОЭК вместе с чувствительными элементами, изменив соответствующим образом конструкцию ОЭК. Момент инерции зеркала меньше момента инерции КА примерно на два порядка. Это значит, что при существующих ограничениях на остаточ-

ную угловую скорость станут приемлемыми значительно более быстрые повороты.

Отметим, что на современных КА ДЗЗ востребованы быстрые повороты не только по крену, но и по тангажу. Повороты по тангажу нужны для реализации стереоскопической съемки, видеосъемки, а также новых технологий повышения разрешающей способности снимков, которые требуют многократной съемки одного и того же участка земной поверхности за один пролет. При использовании традиционных технологий для реализации поворотов вокруг двух ортогональных осей необходимо установить зеркало в кардановом подвесе и использовать два электропривода (по одному на каждую ось поворота). Это приведет к существенному увеличению массы, габаритов и электропотребления оптико-электронного комплекса. В этом состоит серьезный недостаток карданового подвеса, поэтому такое решение редко применяется в ОЭК космического базирования.

Мы предлагаем установить зеркало ОЭК вместе с чувствительными элементами на двухосной поворотной платформе на основе ПЭП. Это существенно снизит массу и габариты в сравнении с вариантом карданового подвеса и позволит многократно повысить скорость поворота зеркала без увеличения динамических нагрузок на КА. В результате значительно вырастет производительность КА ДЗЗ.

Заключение

В настоящей статье представлены некоторые результаты исследований и разработок специалистов БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в области создания малых космических аппаратов, развертывания, поддержания и управления орбитальными группировками малых космических аппаратов. В связи с ограниченностью объема статьи они не в полной мере охватывают спектр работ университета по данной тематике, однако дают представление об основных направлениях работ и полученных результатах.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015).

Список литературы

- [1] Кислицкий М. И. Коммерческий малый космический разгонный блок. Оценка вариантов и стратегия создания // Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Калуга. 2021. Ч. 1. С. 233–235.
- [2] Кислицкий М. И. Коммерческий малый космический разгонный блок для быстрых перелетов // Материалы 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Калуга. 2022. С. 257–262.
- [3] Popov A. M., Kostin I., Fadeeva Ju., Andrievsky B. Development and Simulation of Motion Control System for Small Satellites Formation // Electronics. 2021. vol. 10. issue 24. doi: 10.3390/electronics10243111.
- [4] Andrievsky B., Fradkov A. L., Kudryashova E. V. Control of Two Satellites Relative Motion over the Packet Erasure Communication Channel with Limited Transmission Rate Based on Adaptive Coder // Electronics. 2020. vol. 9. issue 12. doi: 10.3390/electronics9122032.
- [5] Андриевский Б. Р., Кузнецов Н. В., Попов А. М. Алгоритмы аэродинамического управления относительным движением двух спутников по околокруговой орбите // Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2020. № 4. С. 28–58.
- [6] Andrievsky B., Popov A. M., Kostin I., Fadeeva Ju. Modeling and Control of Satellite Formations: A Survey // Automation. 2022. vol. 3. issue 3. pp. 511–544. doi: 10.3390/automation3030026.
- [7] Godard, Kumar K. D. Fault Tolerant Reconfigurable Satellite Formations Using Adaptive Variable Structure Techniques // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2010. vol. 33. no. 3. pp. 969–984. doi: 10.2514/1.38580.
- [8] Кислицкий М. И. О формировании распределенной апертуры с использованием малых космических аппаратов // Сборник тезисов XLVI Академических чтений по космонавтике, посвященные памяти акад. С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. М. 2022. Т. 1. С. 95–97.
- [9] Eyer J. K. A dynamics and control algorithm for low Earth orbit precision formation flying satellites. Graduate Department of Aerospace Science and Engineering, University of Toronto, 2009. 215 p.
- [10] Ермолаев В. И., Буксар М. Ю. Способы оперативного наблюдения заданных районов земной поверхности космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли // Сборник тезисов XLV Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти акад. С. П. Королева. М. 2021. С. 71–75.
- [11] Ермолаев В. И., Буксар М. Ю. Особенности проектирования малых космических аппаратов системы оперативного мониторинга земной поверхности // Тезисы докладов Междунар. конф. «Космические системы». МАИ. 2021. С. 37–38.
- [12] Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Способ наблюдения земной поверхности из космоса. Пат. № 2670081 Российская Федерация, 2018. Бюл. № 29.
- [13] Горбунов А. В., Кислицкий М. И., Матвеев С. А., Слободзян Н. С. Перспективные области применения в космической технике электромеханических устройств на основе пьезоэлектрических приводов // Сборник тезисов XLIV Академических чтений по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. М. 2020. Т. 1. С. 86–88.
- [14] Горбунов А. В., Кислицкий М. И., Матвеев С. А., Слободзян Н. С. Пути повышения технических характеристик космических аппаратов за счет использования пьезоэлектрических технологий // Тезисы докладов Восьмой Междунар. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». М. 2020. С. 18–20.

THE MAIN DIRECTIONS OF RESEARCH AND DEVELOPMENT OF BSTU «VOENMEH» NAMED AFTER D. F. USTINOV ON THE SUBJECT OF SMALL SPACECRAFT AND SOME RESULTS

M. I. Kislitsky

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

The development of small spacecrafts requires the solution of a number of new scientific and technical problems. The main directions of research and development of the Baltic State Techni-

cal University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov on solving the problems of creating small spacecrafts, deploying and maintaining orbital constellations of the small spacecrafts, and managing orbital groupings are presented. Some results of these works are presented, in particular, the preliminary design of a small space tug with an innovative two-component gas rocket engine powered by oxygen and hydrogen, operated in conjunction with an ultralight class launch vehicle. Small space tug solves the problems of interorbital transportation of the small spacecrafts. It has no analogues in the Russian rocket and space technology. Variants of ballistically coupled groups of small spacecrafts are presented that can ensure the formation of a stable quasi-stationary distributed aperture in orbits in order to increase the efficiency of space communication systems and remote sensing of the Earth. The development of an innovative actuator – a two-axis rotary platform based on piezoelectric drives is presented. This device significantly exceeds traditional electromechanical devices based on electric drives in terms of weight, dimensions, dynamic characteristics and other parameters. The variants of the application of this rotary platform as part of the service and target systems of the small spacecrafts are considered. It is shown how this can provide a significant increase in the tactical and technical characteristics of the small spacecrafts.

Keywords: small spacecraft, constellation, small space tug, distributed aperture, electromechanical device, piezoelectric drive.

References

- [1] Kislitsky M. I. *Kommercheskij malyj kosmicheskij razgonnyj blok. Ocenka variantov i strategiya sozdaniya* [Commercial small space upper stage. Evaluation of options and strategy of creation] // Proceedings of the 56th scientific readings dedicated to the development of the scientific heritage and the development of the ideas of K. E. Tsiolkovsky, Kaluga, 2021, part 1, pp. 233–235. (In Russian)
- [2] Kislitsky M. I. *Kommercheskij malyj kosmicheskij razgonnyj blok dlya bystryh pereletov* [Commercial small space upper stage for fast flights] // Proceedings of the 57th Scientific Readings dedicated to the development of the scientific heritage and the development of the ideas of K. E. Tsiolkovsky, Kaluga, 2022, pp. 257–262. (In Russian)
- [3] Popov A. M., Kostin I., Fadeeva Ju., Andrievsky B. Development and Simulation of Motion Control System for Small Satellites Formation // *Electronics*, 2021, vol. 10, issue 24. doi: 10.3390/electronics10243111.
- [4] Andrievsky B., Fradkov A. L., Kudryashova E. V. Control of Two Satellites Relative Motion over the Packet Erasure Communication Channel with Limited Transmission Rate Based on Adaptive Coder // *Electronics*, 2020, vol. 9, issue 12. doi: 10.3390/electronics9122032.
- [5] Andrievsky B. R., Kuznetsov N. V., Popov A. M. *Algoritmy aerodinamicheskogo upravleniya odnositel'nyh dvizheniem dvuh sputnikov po okolo krugovoj orbite* [Algorithms for aerodynamic control of relative motion two satellites in a near circular orbit] // *Differential Equations and Control Processes*, 2020, no. 4, pp. 28–58.
- [6] Andrievsky B., Popov A. M., Kostin I., Fadeeva Ju. Modeling and Control of Satellite Formations: A Survey // *Automation*, 2022, vol. 3, issue 3, pp. 511–544. doi: 10.3390/automation3030026.
- [7] Godard, Kumar K. D. Fault Tolerant Reconfigurable Satellite Formations Using Adaptive Variable Structure Techniques // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2010, vol. 33, no. 3, pp. 969–984. doi: 10.2514/1.38580.
- [8] Kislitsky M. I. *O formirovanii raspredelennoj apertury s ispol'zovaniem malyh kosmicheskikh apparatov* [On the formation of a distributed aperture using small spacecraft] // Collection of abstracts of the XLVI Academic lectures on astronautics, dedicated to the memory of S. P. Korolev and other outstanding domestic scientists-pioneers of outer space exploration, Moscow, 2022, vol. 1, pp. 95–97. (In Russian)
- [9] Eyer J. K. A dynamics and control algorithm for low Earth orbit precision formation flying satellites. Graduate Department of Aerospace Science and Engineering, University of Toronto, 2009, 215 p.
- [10] Ermolaev V. I., Buksar M. Yu. *Sposoby operativnogo nablyudeniya zadannyh rajonov zemnoj poverhnosti kosmicheskimi apparatami distancionnogo zondirovaniya Zemli* [Methods of operational observation of given areas of the earth's surface by spacecraft for remote sensing of the Earth] // Collection of abstracts of the XLV Academic lectures on astronautics, dedicated to the memory of S. P. Korolev, Moscow, 2021, pp. 71–75. (In Russian)
- [11] Ermolaev V. I., Buksar M. Yu. *Osobennosti proektirovaniya malyh kosmicheskikh apparatov sistemy operativnogo monitoringa zemnoj poverhnosti* [Features of designing small spacecraft for operational monitoring of the Earth's surface] // Abstracts of the international conference «Space Systems», MAI, 2021, pp. 37–38. (In Russian)
- [12] Ermolaev V. I., Tsirul D. G. *Sposob nablyudeniya zemnoj poverhnosti iz kosmosa* [A method of observing the Earth's surface from space]. Patent RU 2670081, 2018, bulletin no. 29.
- [13] Gorbunov A. V., Kislitsky M. I., Matveev S. A., Slobodzeyan N. S. *Perspektivnye oblasti primeneniya v kosmicheskoy tekhnike elektromekhanicheskikh ustrojstv na osnove p'ezoelektricheskikh privodov* [Promising areas of application in

space technology of electromechanical devices based on piezoelectric drives] // Collection of abstracts of the XLIV Academic readings on cosmonautics dedicated to the memory of Academician S. P. Korolev and other outstanding Russian scientists – pioneers of space exploration, Moscow, 2020, vol. 1, pp. 86–88. (In Russian)

- [14] Gorbunov A. V., Kislitsky M. I., Matveev S. A., Slobodzyan N. S. *Puti povysheniya tekhnicheskikh harakteristik kosmicheskikh apparatov za schet ispol'zovaniya p'ezoelektricheskikh tekhnologij* [Ways to improve the technical characteristics of spacecraft through the use of piezoelectric technologies] // Abstracts of the Eighth International scientific-technical conference «Actual problems of creating space systems for remote sensing of the Earth», Moscow, 2020, pp. 18–20. (In Russian)

Сведения об авторе

Кислицкий Михаил Иванович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Окончил Ленинградский механический институт в 1972 году. Область научных интересов: исследование и освоение космоса.