

## **Перспективные технологии создания космического комплекса радиолокационного зондирования Земли на базе малых космических аппаратов и ракет-носителей легкого класса**

© Н.А. Голов, В.А. Усачев, В.В. Корянов, А.Г. Топорков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Рассмотрены технологии создания космического комплекса дистанционного зондирования Земли. Установлены подходы к формированию облика малых космических аппаратов для радиолокационного наблюдения. Показана необходимость решения значительно большего круга проблем, чем создание совокупного облика радиолокационной космической системы и определение баллистической структуры орбитальной группировки. Сформулирован тезис о том, что эффективный мониторинг стратегически важной Арктической зоны Российской Федерации могут обеспечить именно космические средства радиолокационного наблюдения. Сформированы предложения по построению орбитальных группировок малых космических аппаратов. Обоснована целесообразность применения в качестве средств выведения ракетно-космических комплексов на основе конверсионных твердотопливных баллистических ракет.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, малый космический аппарат, радиолокатор с синтезированной апертурой, ракетно-космический комплекс, Арктическая зона Российской Федерации

**Введение.** Радиолокационные системы землеобзора космического базирования являются эффективным средством получения оперативной и долговременной информации независимо от метеорологических условий и времени суток [1].

К традиционным задачам систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) относятся следующие [2]:

- мониторинг районов чрезвычайных и кризисных ситуаций (наводнений, землетрясений, пожаров и техногенных катастроф) и оценка их последствий;
- количественная оценка биомассы, определение состава и состояния растительного покрова;
- исследование типов ледовых покровов, мониторинг динамики ледовых покровов морей, ледников, айсбергов, определение их границ и оценка влагозапаса снежных покровов;
- наблюдение за ростом городов, ресурсно-сырьевое картографирование, построение высокоточных цифровых моделей рельефа, составление, ведение и актуализация кадастров сельскохозяйственных земель.

Наряду с перечисленными задачами все больший интерес вызывает оперативное наблюдение за воздушными, наземными и надводными подвижными объектами.

Решить указанные задачи в рамках Федеральной космической программы России на 2016–2025 годы (утверждена постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230) предполагалось с помощью орбитальной группировки (ОГ) радиолокационного наблюдения (РЛН) в составе двух космических аппаратов (КА) типа «Кондор-ФКА», которые позволят организовать наблюдение территории РФ 2 раза в сутки и ОГ в составе двух-трех КА типа «Обзор-Р» с периодичностью наблюдений также 2 раза в сутки.

При успешной реализации этих проектов наблюдение территории РФ будет осуществляться с интервалом примерно 10...12 ч. Для реализации непрерывного режима наблюдения и повышения оперативности до 1-2 ч потребуется значительно увеличить количество КА в составе одной ОГ либо высоту орбиты КА [3, 4]. Увеличение высоты орбиты имеет ограничения, определяемые дальностью действия бортовых радиолокационных систем (РЛС) и предельно достижимым разрешением съемки, а расширение состава ОГ на основе рассмотренных выше КА затруднительно в связи с высокой стоимостью и длительными сроками их создания. Поэтому актуальность приобретают задачи поиска рационального облика орбитальной группировки КА [5] оперативного РЛН и формирования требований к техническим характеристикам сравнительно недорогих легких КА и их целевой аппаратуры, а также оценка перспектив развития средств выведения КА на целевую орбиту.

Цель настоящей работы — на основании анализа тенденций развития малых КА радиолокационного наблюдения выявить возможности создания оперативных систем наблюдения Арктической зоны Российской Федерации.

**Зарубежные подходы к созданию космических систем радиолокационного наблюдения на основе малых космических аппаратов.** В настоящее время количество КА радиолокационного наблюдения значительно уступает числу КА оптического наблюдения. Количество действующих КА радиолокационного наблюдения невелико, что обусловлено существенно более сложными требованиями, предъявляемыми к обеспечивающим целевую аппаратуру системам, в первую очередь в части энергоснабжения и теплового режима, большой массой, габаритами антенных систем и сложностью создания радиолокационной аппаратуры.

Для КА радиолокационного наблюдения принципиальными техническими ограничениями являются следующие:

- бортовой энергоресурс — ограничен возможностями солнечных батарей и аккумуляторной секции, т. е. с 1 м<sup>2</sup> солнечных батарей на основе GaAs при удельной емкости аккумуляторов 50 Вт·ч/кг [6] может вырабатываться 250 Вт энергии;
- размер апертуры антенного устройства — определяется выбранным обликом радиолокатора и возможностями головного обтекателя ракеты-носителя в совокупности с механическими устройствами развертывания антенны;
- мощности генерирующих приборов передатчика радиолокатора — зависят от базового физического принципа генераторного прибора и потенциальных возможностей используемых рабочих материалов [7];
- параметры чувствительности приемной аппаратуры — определяются используемыми физическими принципами и рабочими материалами;
- вычислительные возможности бортовой компьютерной системы;
- точностные и динамические характеристики системы ориентации и стабилизации — определяют возможности оперативного наведения целевой аппаратуры на заданный объект;
- пропускная способность канала связи для оперативной передачи информации на наземный пункт приема или спутники-ретрансляторы.

Представленные ограничения комплексно выражены в составе обликов существующих космических РЛС [8]. Все без исключения космические РЛС построены по принципу радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА), а их состав исчерпывается тремя видами РСА:

- с гибридной зеркальной антенной разворачивающейся конструкции (используются на таких малых КА, как SAR-Lupe, Ofeq-10, RISAT-2, «Кондор-Э»);
- с пассивной линейной решеткой, волноводно-щелевой либо полосковой антеннами (КА «Метеор», RadarSat-1, Lacrosse);
- с активной фазированной антенной решеткой (ФАР) (КА TerraSAR, RadarSat-2, Cosmo SkyMed).

Характеристики наиболее типичных КА радиолокационного наблюдения приведены в табл. 1 [8].

Анализ параметров, приведенных в табл. 1, указывает на то, что в настоящее время отмечается тенденция перехода от крупноапертурных радиолокаторов на тяжелых КА к сравнительно компактным и легким — на малых КА. Наиболее интересными для анализа считаются израильский КА TecSAR [9–11] и созданные на его основе японский Asnago-2 и индийский RISAT II, а также японский перспективный демонстратор технологий КА радиолокационного наблюдения 100-килограммового класса, предназначенный для отработки технических решений и подтверждения возможности реализации КА радиолокационного наблюдения сверхлегкого класса [12, 13].

**Сравнительная характеристика космических аппаратов радиолокационного наблюдения**

Параметр	COSMO-SkyMed (Италия)	TerraSAR-X (Германия)	TecSAR (Израиль)	SAR-Lupe (Германия)	«Метеор-М» (Россия)	«Кондор-Э» (Россия)	Перспективный малый космический аппарат [8]
Высота орбиты (средняя), км	620	514	550	500	830	~500	~500
Масса, кг	1700 (КА)	1230 (КА) 400 (РСА)	295 (КА) 100 (РСА)	770 (КА)	2700 (КА) 150 (РЛК)	1150 (КА) 350(РСА)	200–250 (РСА)
Тип антенны, размер, м	Активная ФАР 5,7×1,4	Активная ФАР, 4,8×0,7	Параболическое зеркало, Ø 3,0	Параболическое зеркало, 3,7×2,7	Волноводно-щелевая антенна, 13,4×0,4	Гибридная зеркальная антенна, Ø 6	Гибридная зеркальная антенна 5×2,5
Энергопотребление РСА (среднее), Вт	1000	800	—	250	4500	—	250–400
Ширина полосы съемки, км	10(ПР); 40(МКР); 100–200(ОР)	15(ПР); 30(МКР); 100(ОР)	5(ПР); 15(МКР); 40(ОР)	5,5(ПР); 8(МКР)	600	10(ДПР); 10–15(ДНР); 20–120(ОР)	5(ПР); 30(МКР); >300(ОР)
Пространственное разрешение на поверхности, м	<1(ПР); 3–5(МКР); 30–100(ОР)	1–2(ПР); 3(МКР); 16(ОР)	1(ПР); 3(МКР); 8(ОР)	0,7(ПР); 3(МКР)	500–1000	1–2(ДПР); 1–3(ДНР); 5–12(ОР)	1(ПР); 5(МКР); 100(ОР);

*Примечание.* ДПР — детальный прожекторный режим съемки; ДНР — детальный непрерывный режим высокого разрешения съемки полосы местности; МКР — маршрутный/кадровый режим; ОР — обзорный режим на основе широкозахватной съемки; ПР — прожекторный режим; РЛК — радиолокационный комплекс.

Космический аппарат TecSAR [10, 11], также известный как Ofeq-8 (рис. 1), создан на базе унифицированной платформы малого КА Ofeq в качестве демонстратора технологий концерном Israel Aerospace Industries, выведен на орбиту в 2008 г. индийской ракетой-носителем PCLV (Polar Satellite Launch Vehicle).

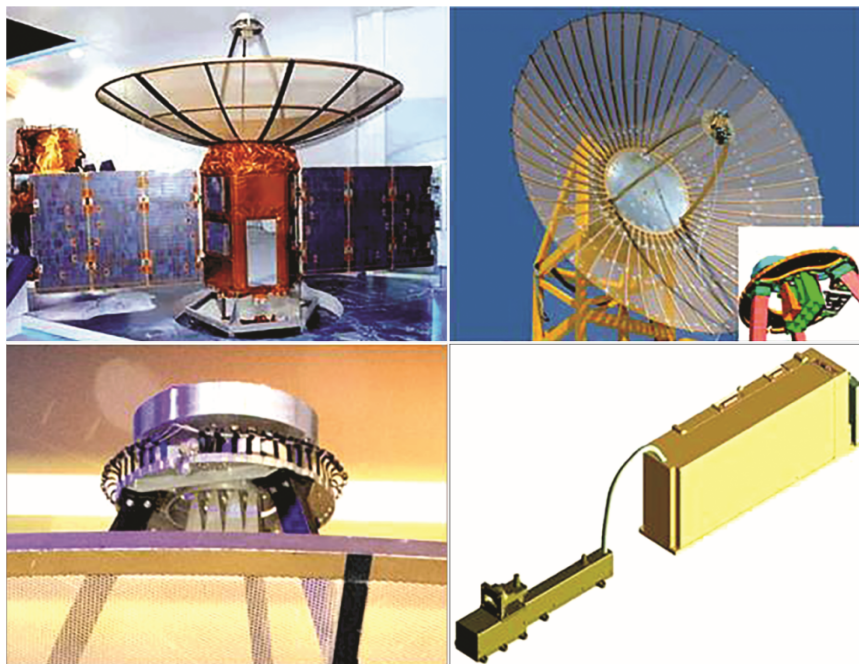


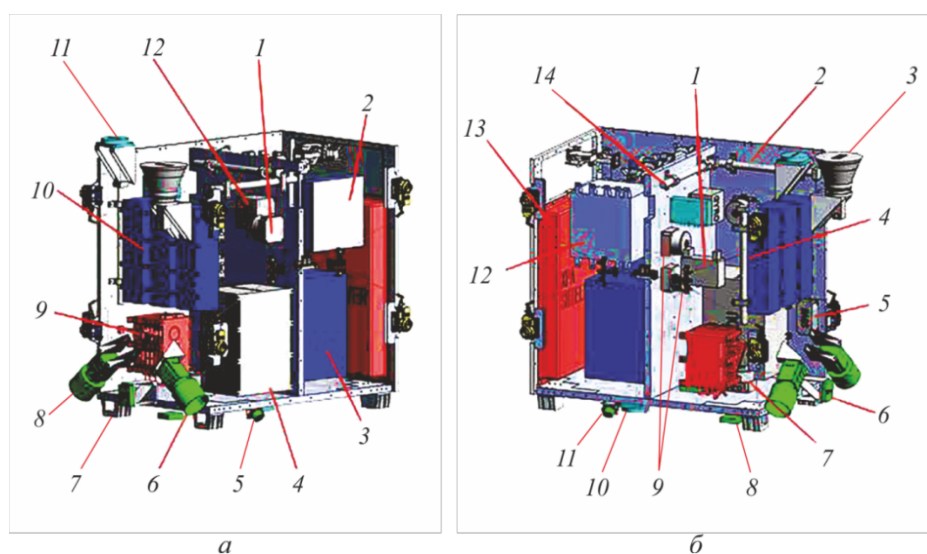
Рис. 1. Внешний вид, антенна с облучателем, облучатель и передатчик космического аппарата TecSAR

Целевую аппаратуру (РСА ELM-2070) разрабатывала компания ELTA Systems Ltd, имеющая богатый опыт и технический задел в области создания авиационных и наземных радиолокационных средств. Радиолокатор с синтезированной апертурой имеет массу около 100 кг, характеризуется рабочей полосой 200 МГц в X-диапазоне, имеет восемь лучей на передачу, работает на вертикальной поляризации на передачу и прием. Антенная система РСА представлена сетчатой параболической зеркальной антенной диаметром около 3 м, массой 21 кг и восьмиканальным облучателем. Заявлена среднеквадратичная геометрическая точность изготовления 0,8 мм. В качестве развития данного КА прорабатывались варианты антенны диаметром 4,7 м. Передатчик РСА реализован на основе 10 усилителей на твердотельно-вакуумных модулях с лампой бегущей волны (ЛБВ), при этом восемь из них штатно функционируют, а два находятся в холодном резерве. Масса каждой из ЛБВ составляет всего 719 г, а КПД в непрерывном режиме превышает 50 %. В усилителях выполняется усиление сигнала задающего генератора мощностью 10 мВт на 30 дБ, что дает непрерывную излучаемую мощность около 10 Вт в каждом канале. От ЛБВ сигнал передается непосредственно на каждый из восьми излучателей [10].

Электронное управление лучом основано на использовании управляемых линий задержки, что обеспечивает достаточно широкую рабо-

чую полосу. Аналогово-цифровое преобразование (АЦП) осуществляется с разрешением 8 бит и тактовой частотой 240, 480 и 720 МГц. Емкость бортового накопителя составляет 256 Гбит и может быть увеличена. Канал передачи данных на наземную станцию создан на основе пяти передатчиков X-диапазона, каждый из которых имеет полосу частот 72 МГц, скорость передачи 155,52 Мбит/с, потребляет 30 Вт энергии во время работы и 8 Вт — в режиме ожидания. Полная максимальная скорость передачи данных на наземную станцию составляет 600 Мбит/с.

Не менее интересен японский КА — демонстратор 100-килограммового класса, предназначенный для радиолокационного ДЗЗ в X-диапазоне частот, с центральной частотой 9,65 ГГц. Размеры данного КА (рис. 2) [12, 13] в стартовом положении составляют 750×750×750 мм, в раскрытом состоянии имеет размеры антенн 700×4900 мм.



**Рис. 2.** Платформа малого космического аппарата 100-килограммового класса:

*а* — вид слева: 1 — привод оси X; 2 — накопитель данных; 3 — модуль управления РСА; 4 — РСДВ; 5 — DSS-1; 6 — STT-2; 7 — механизм разделения; 8 — STT-1; 9 — контроллер батареи; 10 — батарея; 11 — антенна S-диапазона; 12 — гироскоп; *б* — вид справа: 1 — передатчик X-диапазона; 2, 4, 14 — валы привода; 3 — антенна X-диапазона; 5 — магнитометр; 6 — GPRS-2; 7 — привод оси Z; 8 — GPRS-1; 9 — приводы оси Y; 10 — антенна S-диапазона; 11 — DSS-2; 12 — передатчик X-диапазона; 13 — усилитель X-диапазона

Целевой аппаратурой является РСА (рис. 3).

Разработчики заявили достижимое разрешение около 1 м с орбиты высотой 300 км, при этом пилотный запуск предполагается на орбиту высотой 600 км.

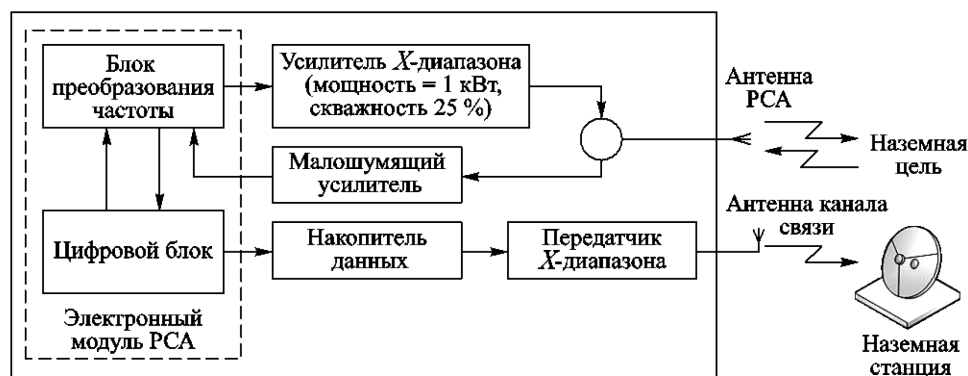


Рис. 3. Структурная схема радиолокатора с синтезированной апертурой X-диапазона

Особенностью конструкции признана раскладывающаяся панель целевой антенной решетки, состоящей из семи сегментов, на обратной стороне которой расположены солнечные батареи (рис. 4) [13].

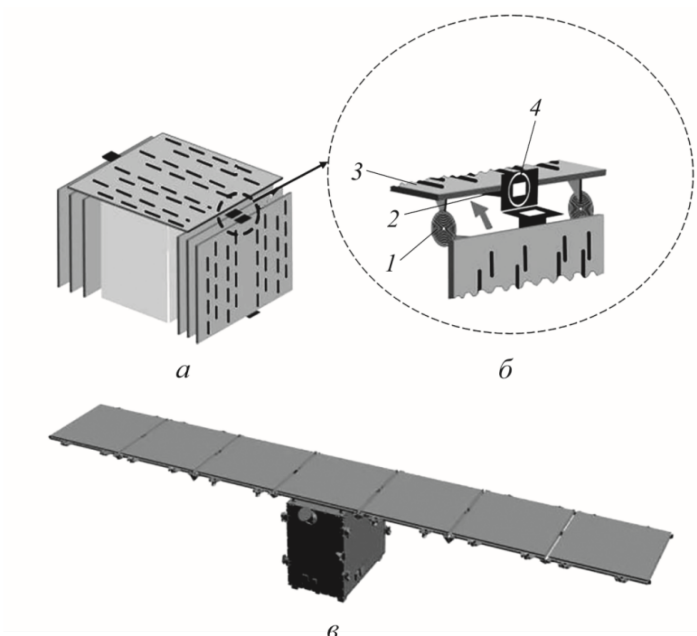
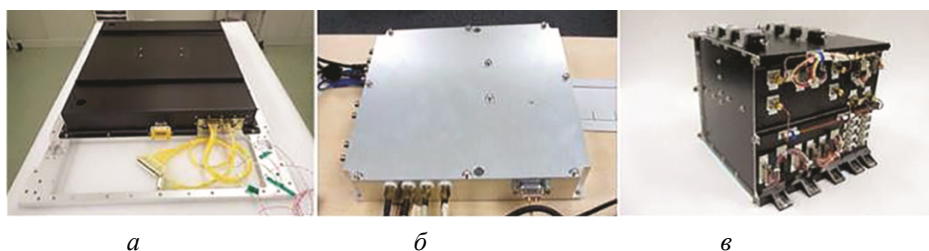


Рис. 4. Антенная система на основе раскладываемой целевой антенной решетки:

*a* — космический аппарат со сложенными антенными панелями; *б* — элемент раскладываемой антенной решетки: 1 — шарнир; 2 — фидер; 3 — слот антенной решетки; 4 — дроссельный фланец; *в* — космический аппарат с раскрытыми антенными панелями

Оконечные каскады передатчика в данном РСА реализованы на основе спаренных усилителей номинальной мощностью 200 Вт, включенных параллельно. Каждый из них работает в режиме половинной мощности, обеспечивая 100 Вт при скважности 25 %. Таким образом применен температурный режим, при котором температура перехода в НЕМТ-транзисторе (НЕМТ — High Electron Mobility Transistor; гетероструктурный транзистор с высокой подвижностью электронов) на нитриде галлия составляет не более 150 °С, а температура корпуса модуля — не более 90 °С. Усилители и система суммирования мощности интегрированы непосредственно на панель из алюминиевого сплава массой около 5 кг. Это обеспечивает хороший теплоотвод, поскольку при излучаемой мощности порядка 1000 Вт выделяемая тепловая мощность составляет около 1100 Вт, что является крайне оптимистичной оценкой (рис. 5) [13].



**Рис. 5.** Аппаратура малого космического аппарата:  
а — блок GaN усилителей; б — блок накопителя данных; в — блок приемопередатчика канала связи

Электронный модуль РСА формирует излучаемый сигнал, обрабатывает принятый отраженный сигнал, включая АЦП. Он выполнен на базе авиационной РСА, создает информационный поток со средней скоростью 1,5 Гбит/с. В режиме обзора осуществляется передача информации в блок накопления данных через серийный интерфейс Rapid IO, представляющий собой набор из 16 коммерческих флеш-накопителей общим объемом 768 Гбайт.

Для передачи данных на наземную станцию используется высокоскоростной передатчик X-диапазона, который обеспечивает передачу сигнала по каналу 8400...8450 МГц со скоростью до 300 Мбит/с с применением 64-уровневой амплитудно-фазовой манипуляции. Для кодирования используется стандарт DVB-S2X. На наземной станции предполагается установить 10-метровую антенну Ku-диапазона, доработанную для передачи сигнала в X-диапазоне.

Система энергоснабжения на солнечных батареях и литий-ионных аккумуляторах может обеспечить работу РСА с потреблением более 1300 Вт на протяжении всего нескольких минут. Конструктивно система выполнена в виде единого блока, включающего в себя



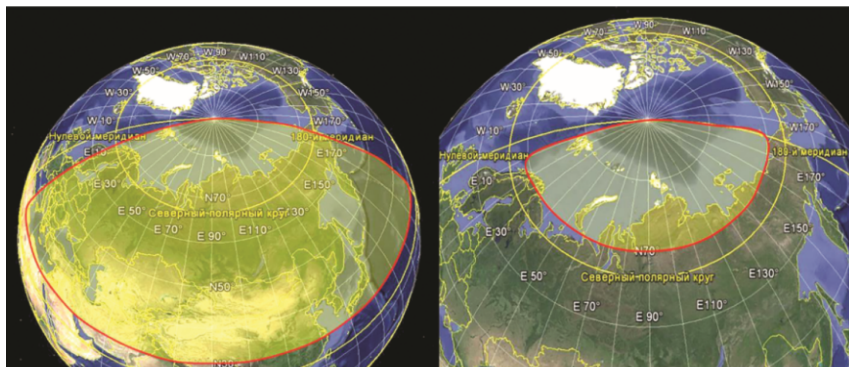
модули управления и распределения энергоснабжения. Блок обеспечивает +50 В нестабилизированного питающего напряжения; +28 В,  $\pm 12$  и +5 В стабилизированного питающего напряжения, причем +50 В и +28 В обеспечивают питание РСА). Особенностью орбитальной ориентации малых КА является использование маневра, при котором всегда, за исключением фазы активной работы, осуществляется ориентирование на Солнце на дневной стороне и на Землю на ночной стороне для зарядки батарей и снижения тепловых деформаций при охлаждении КА. Поскольку два находящихся на борту гироскопа не обладают достаточным моментом для обеспечения следящего прожекторного режима, в качестве рабочего выбран непрерывный обзорный режим.

Анализ тенденций развития КА радиолокационного наблюдения и европейских программ [14] создания КА радиолокационного ДЗЗ показывает, что на ближайшие годы основным направлением создания таких КА будет воспроизводство уже разработанных радиолокационных КА, преимущественно малого класса. Характерные сроки разработки составляют 2-3 года для аппаратов на основе пассивных антенн и 3-4 года — для аппаратов типа TerraSar с активной ФАР.

В России в последние годы единственным выведенным на орбиту КА радиолокационного ДЗЗ высокого разрешения является КА «Кондор-Э» с РСА «Стриж» [15]. Его параметры соответствуют мировому уровню. Предполагалось развивать это направление, в том числе выполняя заказ на два доработанных КА «Кондор-ФКА» стоимостью 5,7 млрд руб. [16], однако в настоящее время проект практически остановлен. Кроме того, масса космического аппарата с РСА составляет 1500 кг, что значительно больше массы мини-КА до 500...700 кг.

**Подходы к построению перспективного космического комплекса радиолокационного наблюдения Арктической зоны Российской Федерации.** Космические средства РЛН могут обеспечить эффективный мониторинг как территории РФ, так и прилегающих территорий, включая Северный морской путь (рис. 6).

При этом для формирования РЛН Арктической зоны Российской Федерации (АЗРФ) необходимо изучить значительно более широкий круг вопросов, чем создание совокупного облика радиолокационной космической системы и определение баллистической структуры ОГ. Фактически следует обосновать требования к космическому комплексу в составе орбитальных и наземных средств, в том числе к построению ОГ, космическим аппаратам, средствам выведения, управления и связи.



**Рис. 6.** Варианты зон обзора перспективной космической системы радиолокационного наблюдения (глобальная и локальная зона обзора Арктической зоны Российской Федерации)

Такая широкая постановка задачи обусловлена следующим:

- обеспечение оперативного РЛН данной зоны обзора в настоящее время не реализовано ни в одной из стран мира и вряд ли это возможно на базе имеющихся разработок;
- современное состояние средств выведения в России позволяет осуществить крайне ограниченное число запусков — единицы в год, поэтому нет возможности в адекватные сроки с учетом имеющихся финансовых ограничений развернуть полномасштабную группировку для радиолокационной космической системы;
- существующие наземные средства контроля и управления не рассчитаны на непрерывную работу ОГ широкого состава в режиме реального времени.

Как показывают анализ мировой практики создания малых КА радиолокационного наблюдения и ранее проведенные расчеты [3], с точки зрения обеспечения компромисса между достигаемым разрешением, размером зоны обзора и располагаемой на борту энергетикой наиболее целесообразна ОГ ограниченного состава на круговых орбитах высотой около 500...550 км. Для применения ОГ радиолокационного наблюдения АЗРФ на основе малых КА для дальнейшего рассмотрения компромиссом служит вариант полярной круговой орбиты высотой 550 км. Реальная полоса обзора в режиме РСА с данных высот может составлять от 10 до 200 км в детальном и обзорном режиме соответственно, поэтому для покрытия АЗРФ и прилегающих территорий необходимо создать не менее 40 полос обзора. Удовлетворить эти требования можно с помощью ОГ из четырех КА, находящихся в одной орбитальной плоскости, разнесенных по орбите на угол  $90^\circ$ , что обеспечит суточную периодичность обзора. Введение дополнительных орбитальных плоскостей с аналогичным размещением аппаратов повысит оперативность наблюдения в дальнейшем.

**Выбор ракеты-носителя.** Для развертывания и поддержания ОГ необходимо специально рассмотреть выбор ракеты-носителя. В последнее время наблюдаются две тенденции по организации запусков малых КА — групповое выведение тяжелыми и средними носителями (или попутные запуски с тяжелыми аппаратами) и целевое выведение легкими ракетами-носителями (табл. 2).

Таблица 2

**Средства выведения радиолокационных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли**

Тип космического аппарата	Ракета-носитель	Описание
COSMO-SkyMed	Delta-2	Двух-, трехступенчатая жидкостная ракета с твердотельными ускорителями тяжелого класса
RISAT-2	PCLV-CA	Четырехступенчатая ракета-носитель; 1-я и 3-я ступени — твердотопливные, 2- и 4-жидкостные
SAR-Lupe	«Космос-3М»	Жидкостная двухступенчатая ракета легкого класса
TerraSAR-X	«Днепр»	Ракета-носитель на основе МБР РС-20 легкого класса
TecSAR1 (Ofeq-8)	PCLV-CA	Четырехступенчатая ракета-носитель среднего класса; 1-я и 3-я ступени — твердотопливные, 2- и 4-жидкостные
TecSAR2 (Ofeq-10)	Shavit-2	Трехступенчатая твердотопливная ракета на базе ракеты средней дальности «Иерихон-2»
«Кондор»	«Стрела»	Двухступенчатая ракета-носитель на базе МБР РС-18

В последние годы значительно расширилась номенклатура разрабатываемых ракет-носителей легкого класса, в том числе создаваемых негосударственными и частными компаниями (табл. 3).

По соотношению между стоимостью выведения 1 кг полезной нагрузки на орбиту и требованиями к массе выводимых КА значительный интерес представляют легкие и средние носители, в том числе на основе твердотопливных баллистических ракет либо на основе их сравнительно недорогих двигателей.

Таблица 3

**Разрабатываемые зарубежные ракеты-носители**

Ракета-носитель	Оператор	Масса, выводимая на низкую околоземную орбиту, кг	Стоимость пуска, дол. США	Стоимость вывода 1 кг полезной нагрузки, дол. США
Alpha	Firefly	400	8 млн	20 000
Bagaveev	Bagaveev Corporation	10 (на ССО)	—	—

Ракета-носитель	Оператор	Масса, выводимая на низкую околоземную орбиту, кг	Стоимость пуска, дол. США	Стоимость вывода 1 кг полезной нагрузки, дол. США
Cab-3A	CubeCab	5	250 тыс.	50 000
Demi-Sprite	Microcosm Inc./Scorpius Space Launch Company	160	3,6 млн	22 500
Electron	Rocket Lab	150 (на ССО)	4,9 млн	32 667
Falcon Heavy	SpaceX	52 000	80–270 млн	1509–5094
GOLauncher-2	Generation Orbit	45	2,5 млн	55 556
Haas 2CA	Aeronautics and Cosmonautics Romanian Association (ARCA) Space Corporation	100	1 млн	10 000
Intrepid-1	Rocketcrafters	376	5,4 млн	14 362
LauncherOne	Virgin Galactic	400	10 млн	25 000
Minotaur VI	Orbital ATK	2600	60 млн	23 077
NEPTUNE N5	Interorbital Systems	40	500 тыс.	12 500
New Glenn	Blue Origin	35 000–70 000	–	–
Space Launch System	National Aeronautics and Space Administration	70 000–130 000	–	–
Spyder	UP Aerospace	8	1 млн	125 000
Stratolaunch	Stratolaunch Systems	3000	–	–
Super Strypi	Operationally Responsive Space Office/Sandia National Laboratory	320	–	–
VALT	VALT Enterprises	–	1,7 млн	–
Vector-H	Vector Space Systems	125	3 млн	24 000
Vector-R	Vector Space Systems	60	1,5 млн	25 000
Volant	bspaced	215	–	–
Vulcan	United Launch Alliance	9370–18 510	85–260 млн	9 072–14 046
Wolverine	Vector Space Systems	45	1 млн	22 222
XS-1	Defense Advanced Research Projects Agency	2267	5 млн	2206

*Примечание.* ССО — солнечно-синхронная орбита.

**Ракеты-носители легкого класса с твердотопливными ступенями  
на базе межконтинентальных баллистических ракет**

Техническая характеристика	Ракета-носитель (модификация)			
	Shavit	Epsilon	Minotaur	«Старт-1»
I ступень	Castor-120 тягой до 1160 кН	SRB-A3	M55A1	ЭД5816
II ступень	LK-1 тягой до 774 кН	M-35	SR 19	ЭД5809
III ступень	RSA-3 тягой до 58,8 кН	KM-V2c	Orion 50XL, M-57A1, SR 120	ЭД5777
IV ступень	Нет	CLPS (опционально)	Orion 38, STAR 48BV	ЭД5830.1
V ступень	Нет	Нет	STAR 37FM	Нет
Длина, м	26,4	26	19,2	22,7
Стартовая масса, т	70	95,1	36,2	47
Полезная нагрузка, кг	До 800	До 1200	До 580	До 700
Возможность мобильного пуска	Нет	Нет	Нет	Есть

*Примечание.* Ступени I–V состоят из одного твердотопливного двигателя.

В России в настоящее время отсутствуют твердотопливные ракеты-носители. Линейка легких ракет-носителей формально представлена тремя: «Рокот», «Стрела» и «Союз 2.1в» (табл. 4). Гептиловые ракеты-носители «Рокот» и «Стрела» состоят из первых двух ступеней стратегической ракеты РС-18, в качестве третьей ступени в ракете-носителе «Рокот» используется разгонный блок «Бриз-КМ». Производство крайне токсичных гептиловых ракет-носителей в настоящее время прекращено, и единственным доступным легким носителем на среднесрочную перспективу фактически остается «Союз 2.1в», который при существующих технологических ограничениях можно производить в количестве, достаточном только для восполнения действующей орбитальной группировки КА и без возможности значительного увеличения. Ход работ по созданию космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара», включая легкий вариант — «Ангара-1.2», с учетом отсутствия серийного производства и статистики запусков не позволяет рассчитывать на них в ближайшие годы в качестве массового средства выведения.

Вполне конкурентоспособными характеристиками обладает функционировавший в период с 1997 по 2006 гг. ракетно-космический

комплекс (РКК) «Старт» [17] на основе межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) «Тополь», который обеспечил выведение нескольких зарубежных КА с крайне высокими показателями точности выведения (табл. 5)

Таблица 5

**Перечень запусков космических аппаратов ракетно-космического комплекса «Старт-1»**

Дата пуска	Космический аппарат	Масса, кг	Средняя высота орбиты, км			Наклонение орбиты, град.			Период обращения, с		
			1	2	3	1	2	3	1	2	3
04.03.1997	«Зея» (РФ), радиотехнический – связной	87	490,4	±5	-1,4–+0,9	97,27	±0,05	+0,01	5647,8	±2,5	-0,16
24.12.1997	EarlyBird (EW, США), для дистанционного наблюдения Земли	310	479,2	±5	+0,1	97,30	±0,05	+0,006	5642,7	±2,5	0,0
05.12.2000	EROS-A1 (ISI, Израиль), для дистанционного наблюдения Земли	247	493,9	±5	-0,1	97,33	±0,05	-0,001	5660,6	±2,5	-0,1
20.02.2001	ODIN (SSC, Швеция), для научных исследований	240	611,5	±5	-0,5	97,83	±0,05	+0,01	5806,7	±2,5	-0,6
25.04.2006	EROS-B (ISI, Израиль), дистанционного наблюдения Земли	285,2	493,9	±5	-0,1	97,33	±0,05	-0,001	5660,6	±2,5	-0,1

*Примечание.* 1 — расчетные параметры (номинал); 2 — допустимые отклонения (2,7σ); 3 — фактические отклонения.

Энергетические возможности РКК «Старт-1» (рис. 7) [16] даже старой конфигурации позволяют выводить на полярную орбиту высотой 550 км КА массой до 300 кг [16], его можно рассматривать в качестве основы для создания перспективного РКК, предназначенного для вывода на орбиты высотой 400...500 км исключительно малых КА массой до 500...700 кг. Известно, что в АО «Корпорация «МИТ» такие разработки уже имеются.

Существенно меньшие требования предъявляются к наземной инфраструктуре для организации запусков РКК типа «Старт-1», чем

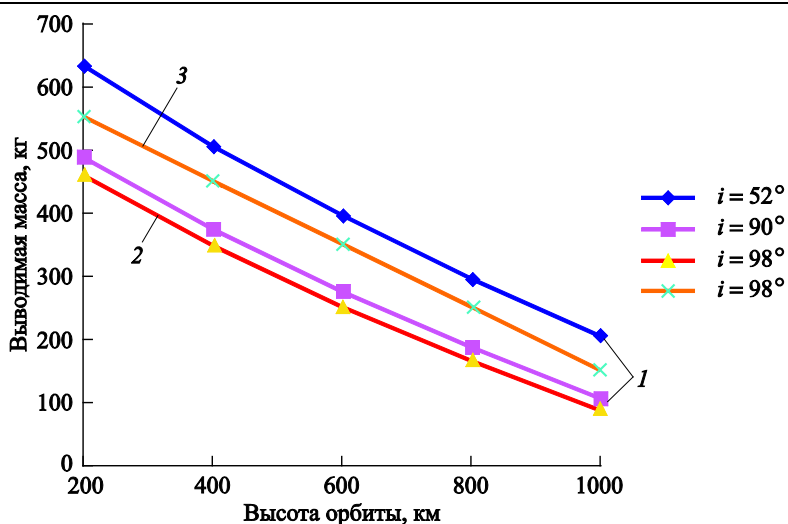


Рис. 7. Возможности ракетно-космического комплекса «Старт-1» по выведению на орбиту малых космических аппаратов:

1 — со ступенью доведения; 2 — солнечно-синхронная орбита со ступенью доведения;  
3 — солнечно-синхронная орбита без ступени доведения

к РКК, используемым в настоящее время, что дает возможность осуществлять запуски практически со всех существующих космодромов. Это позволит создавать различные варианты орбитальных группировок.

**Заключение.** На основе анализа мировых тенденций создания малых КА радиолокационного ДЗЗ и средств их выведения, а также перспектив развития отечественных средств выведения можно сделать вывод о том, что существуют технические возможности создания системы радиолокационного ДЗЗ на основе малых КА. Построение данной системы на основе группировки как минимум из четырех КА на орбите высотой 500...550 км обеспечит оперативное радиолокационное наблюдение АЗРФ.

Современные технологии позволяют создать КА радиолокационного наблюдения с массогабаритными параметрами, оптимальными для РКК легкого класса. Рациональным и экономически обоснованным для формирования ОГ таких малых КА является воссоздание РКК легкого класса семейства «Старт» на базе выводимых из эксплуатации МБР «Тополь-М» и «Ярс».

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. *Радиолокационные системы землеобзора космического базирования*. Верба В.С., ред. Москва, Изд-во Радиотехника, 2010, 680 с.

- [2] Состояние и перспективы развития космических систем дистанционного зондирования Земли. Тез. докл. Седьмой Международной научно-технической конференции «К.Э. Циолковский — 160 лет со дня рождения. Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика». Рязань, Изд-во Рязанского государственного радиотехнического университета, 2017, 472 с.
- [3] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Топорков А.Г., Усачев В.А., Голов Н.А., Грамаков А.Д. Методика формирования спутниковых систем непрерывного обзора заданной локальной зоны на поверхности Земли. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2016, № 8–9, с. 44–54.
- [4] Казаковцев В.П., Корянов В.В., Бетанов В.В., Усачев В.А., Голов Н.А. Возмущенное движение низкоорбитального спутника малой массы. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2014, № 6, с. 14–20.
- [5] Лысенко Л.Н. Баллистические проблемы синтеза орбитального сегмента спутниковых систем информационного обеспечения на основе малых и сверхмалых космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015 вып. 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-6-1428
- [6] Костров В.В., Григас С.Э., Скорынин А.А., Терехов Ю.Е. Энергетическое обеспечение радиолокационных комплексов космического базирования для обнаружения летательных аппаратов. *Проектирование и технология электронных средств*, 2015, № 3, с. 44–51.
- [7] Скосырев В.Н., Усачев В.А. Технические пути повышения энергетического потенциала радиолокаторов. *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана*, 2009, спец. выпуск «Антенны и устройства радио- и оптического диапазона», с. 78–83.
- [8] Внотченко С.Л., Коваленко А.И., Риман В.В., Смирнов С.Н., Шишанов А.В. Возможности создания широкозахватных радиолокаторов с синтезированной апертурой для малых космических аппаратов. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2013. Т. 134, № 3, с. 21–26.
- [9] TECSAR. *Israel Aerospace Industries Ltd*. URL: <http://www.iai.co.il/34376-en/CompanyInfo-Gallery-Satellites.aspx> (дата обращения 10.01.2019).
- [10] Naftaly U., Levy-Nathansohn R. Overview of the TECSAR Satellite Hardware and Mosaic Mode. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2008, vol. 5, no. 3. URL: <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4509417&isnumber=4567424> (accessed 20 April 2019).
- [11] Naftaly U., Oron O. TECSAR - Program Status. *10th European Conference on Synthetic Aperture Radar*, 2014, pp. 1–4. URL: <https://www.tib.eu/en/search/id/vde%3AAsid~453607322/TECSAR-Program-Status/> (accessed 20 April 2019).
- [12] Hirako K., Seiko Shirasaka, Obata T., Nakasuka S., Saito H., Nakamura S., Tohara T. Development of small satellite for X-Band compact synthetic aperture radar. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, pp. 1–9. DOI: 10.1088/1742-6596/1130/1/012013 (дата обращения 20.04.2019).
- [13] Saito H., Rizki P., Tanaka K., Mita M., Ravindra V. Synthetic aperture radar compatible with 100kg class piggy-back satellite. *Asia-pacific conference on synthetic aperture radar*, 2017, vol. E100.B, no. 9, pp. 1653–1660. URL: [https://www.jstage.jst.go.jp/article/transcom/E100.B/9/E100.B\\_2016PFI0008/\\_pdf-char/en](https://www.jstage.jst.go.jp/article/transcom/E100.B/9/E100.B_2016PFI0008/_pdf-char/en). doi: 10.1587/transcom.2016PFI0008 (дата обращения 20.04.2019).
- [14] Earth Observation from Space. *The European Landscape in the Second Decade*. URL: <http://spie.org/Documents/AboutSPIE/PDF/ERS11-plenary-Doengi.pdf> (дата обращения 10.01.2019).
- [15] Бабокин М.И., Ефимов А.В., Зайцев С.Э., Карпов О.А. Итоги и уроки летных испытаний РСА малого космического аппарата «Кондор-Э». *VI Всероссийские Армандовские чтения: Радиофизические методы в дистанци-*



- онном зондировании сред. Муром, 31.05–2.06.2016 г. Муром, Изд-во «Полиграфический центр МИ ВлГУ», 2016, с. 16–36.
- [16] *Изготовление и поставка 2-х космических аппаратов «Кондор-ФКА» № 1 и № 2 и их транспортировка на космодром запуска*. URL: <http://zakupki.gov.ru/epz/oboz/public/topic/view.html?topicNumber=20153938> (дата обращения 15.04.2019).
- [17] Соломонов Ю.С., Андрияшин В.И., Суходольский А.П., Зинченко С.М., Васильев Ю.С., Пилипенко П.Б. *Космический ракетный комплекс и способ обеспечения услуг по запуску космических аппаратов с использованием космического ракетного комплекса*. Пат. № 2179941 Российская Федерация, 2002, бюл. № 14, 33 с.
- [18] *Space launch system start –1 user’s handbook*. Volume II. URL: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/START/start-vII.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/START/start-vII.pdf) (дата обращения 15.04.2019).

Статья поступила в редакцию 20.03.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Акимов И.О. Исследование быстродействия алгоритма управления малогабаритными космическими аппаратами с использованием двигателей-маховиков. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-5-1881>

**Голов Николай Александрович** — заместитель начальника отдела специальных программ Управления научной и инновационной деятельности МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [golov@bmstu.ru](mailto:golov@bmstu.ru)

**Усачев Вадим Александрович** — канд. техн. наук, начальник отдела Управления научной и инновационной деятельности МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [vau@bmstu.ru](mailto:vau@bmstu.ru)

**Корянов Всеволод Владимирович** — канд. техн. наук, доцент, первый заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [vkoryanov@bmstu.ru](mailto:vkoryanov@bmstu.ru)

**Топорков Алексей Геннадьевич** — ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [kafsm3@bmstu.ru](mailto:kafsm3@bmstu.ru)

## Promising technical solutions for the space complex of the Earth's radar sensing based on small spacecraft and light-class launch vehicles

© N.A. Golov, V.A. Usachev, V.V. Koryanov, A.G. Toporkov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article considers promising technologies for creating space systems for Earth's remote sensing and identifies approaches to shaping the appearance of small radar observation spacecraft. However, the task of providing radar observation of any desired region requires consideration of a much wider range of issues than the synthesis of the concept of a radar spacecraft and the determination of the ballistic structure of the orbital group. Taking into consideration the climatic characteristics of the territory of Russia and of especially important now Arctic zone (in terms of national security and socio-economic importance) it is space radar observation facilities that can ensure effective monitoring of both the territory of the Russian Federation and its adjacent territories. The article proposes the solutions for formation of small spacecraft orbital groups to provide monitoring the Arctic zone of the Russian Federation. The article also substantiates expediency of using space rocket complexes based on conversion solid-propellant ballistic missiles as a launch vehicles.*

**Keywords:** Earth's remote sensing, small spacecraft, synthetic aperture radar, space rocket complex, Arctic territory

### REFERENCES

- [1] Verba V.S., Neronskiy L.B., Osipov I.G., Turuk V.E. *Radiolokatsionnyye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space-based ground observation radar systems]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 680 p.
- [2] Sostoyaniye i perspektivy razvitiya kosmicheskikh sistem dstantsionnogo zondirovaniya Zemli [The state and prospects of development of space systems for remote sensing of the Earth]. *Tezisy dokladov Sedmoy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «K.E. Tsiolkovskiy — 160 let so dnya rozhdeniya. Kosmonavtika. Radioelektronika. Geoinformatika»* [The Seventh International Scientific and Technical Conference “K.E. Tsiolkovsky — 160 years since birth. Astronautics. Radio electronics. Geoinformatics”. Abstracts]. Ryazan, 2017, 472 p.
- [3] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Toporkov A.G., Usachev V.A., Golov N.A., Gramakov A.D. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskij zhurnal “Polet” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2016, no. 8–9, pp. 44–54.
- [4] Kazakovtsev V.P., Koryanov V.V., Betanov V.V., Usachev V.A., Golov N.A. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskij zhurnal “Polet” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2014, no. 6, pp. 14–20.
- [5] Lysenko L.N. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2015, iss. 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2015-6-1428
- [6] Kostrov V.V., Grigas S.E., Skorynin A.A., Terekhov Yu.E. *Proyektirovaniye i tekhnologiya elektronnykh sredstv (Electronics design and technology)*, 2015, no. 3, pp. 44–51.

- [7] Skosyrev V.N., Usachev V.A. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana*. — *Herald of the Bauman Moscow State Technical University*, 2009, Spets. vypusk «Antenny i ustroystva radio – i opticheskogo diapazona» [Special issue «Antennas and radio and optical range devices»], pp. 78–83.
- [8] Vnotchenko S.L., Kovalenko A.I., Riman V.V., Smirnov S.N., Shishanov A.V. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM — Electromechanical matters. VNIEM studies*, 2013, vol. 134, no. 3, pp. 21–26.
- [9] *TECSAR. Israel Aerospace Industries Ltd.* Available at: <http://www.iai.co.il/34376-en/CompanyInfo-Gallery-Satellites.aspx> (accessed January 10, 2019).
- [10] Naftaly U., Levy-Nathansohn R. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2008, vol. 5, no. 3. Available at: <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4509417&isnumber=4567424> (accessed April 20, 2019).
- [11] Naftaly U., Oron O. *TECSAR – Program Status. 10th European Conference on Synthetic Aperture Radar*, 2014, pp. 1–4. Available at: <https://www.tib.eu/en/search/id/vde%3Asid~453607322/TECSAR-Program-Status/> (accessed April 20, 2019).
- [12] Hirako K., Seiko Shirasaka, Obata T., Nakasuka S., Saito H., Nakamura S., Tohara T. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, pp. 1–9. Available at: <https://iopscience.iop.org>. DOI: 10.1088/1742-6596/1130/1/012013 (accessed April 20, 2019).
- [13] Saito H., Rizki P., Tanaka K., Mita M., Ravindra V. Synthetic aperture radar compatible with 100kg class piggy-back satellite. *IEICE Transactions on Communications*, 2017, vol. E100.B, no. 9, pp. 1653–1660. DOI: 10.1587/transcom.2016PFI0008 (accessed April 20, 2019).
- [14] *Earth Observation from Space. The European Landscape in the Second Decade.* Available at: <http://spie.org/Documents/AboutSPIE/PDF/ERS11-plenary-Doengi.pdf> (accessed January 10, 2019).
- [15] Babokin M.I., Efimov A.V., Zaitsev S.E., Karpov O.A. Itogi i uroki letnykh ispytaniy RSA malogo kosmicheskogo apparata «Kondor-E» [Results and lessons of flight tests of the SAR of a small spacecraft "Condor-E"]. *VI Vserossiyskiye Armandovskiye chteniya: Radiofizicheskiye metody v distantsionnom zondirovaniy sred. Murom, 2016* [VI All-Russian Armandov's readings: Radiophysical methods in environment remote sensing. Murom, 2016]. Murom, Poligraficheskiy tsentr Muromskogo instituta, filiala vladimirskogo gosudarstvennogo universiteta Publ., 2016, pp. 16–36.
- [16] *Izgotovleniye i postavka 2-kh kosmicheskikh apparatov «Kondor-FKA» № 1 i № 2 i ikh transportirovka na kosmodrom zapuska* [Manufacturing and supply of two spacecrafts "Condor-FKA" no. 1 and no. 2 and their transportation to the launch cosmodrome. Available at: <http://zakupki.gov.ru/epz/oboz/public/topic/view.html?topicNumber=20153938> (accessed April 15, 2019).
- [17] Solomonov Yu.S., Andryushin V.I., Sukhadolsky A.P., Zinchenko S.M., Vasilyev Yu.S., Pilipenko P.B. *Kosmicheskiiy raketnyy kompleks i sposob obespecheniya uslug po zapusku kosmicheskikh apparatov s ispolzovaniyem kosmicheskogo raketnogo kompleksa* [Space rocket complex and method of providing services for launching spacecrafts using space rocket complex]. Patent RF no. RU 2179941, publ. 27.02.2002, Bull. no. 14, 33 p.
- [18] *Space launch system start — 1 user's handbook volume II.* Available at: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/START/start-vII.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/START/start-vII.pdf) (accessed April 15, 2019).

**Golov N.A.**, Deputy Head of the Office of Special Programs, Department of Science and Innovations, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: [golov@bmstu.ru](mailto:golov@bmstu.ru)

**Usachev V.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Head of the office, Department of Science and Innovations, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: [vau@bmstu.ru](mailto:vau@bmstu.ru)

**Koryanov V.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, First Deputy Head of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 10 research publications in the field of simulation of ballistics and dynamics of motion of space and descent vehicles.  
e-mail: [kafsm3@bmstu.ru](mailto:kafsm3@bmstu.ru)

**Toporkov A.G.**, Assistant Lecturer, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of 6 research publications in the field of space and descent vehicle ballistics and dynamics of motion. e-mail: [kafsm3@bmstu.ru](mailto:kafsm3@bmstu.ru)