

Космический аппарат – носитель РСА «Кондор-Э» как основа радиолокационной космической системы «Кондор-ФКА»

С.Э. Зайцев

АО «ВПК «НПО Машиностроения», 143966, г. Реутов, Московская обл., ул. Гагарина, 33, E-mail: Npoodka@mail.ru

Космический аппарат «Кондор-Э» имеет бортовую радиолокационную станцию (РЛС) с синтезированной апертурой (РСА), которая обладает высоким разрешением. Приводятся основные характеристики КА, состав и структура электрической части. Рассматриваются элементы конструкции, основные режимы РСА и их характеристики. Приводятся общие требования и технические характеристики космической системы «Кондор-ФКА», нового проекта космической программы. Отмечается преимущество проекта в основных технических решениях с космическим аппаратом «Кондор-Э».

The cosmic device "Kondor-E" has an on-board radar station (RLS) with synthesized aperture (SAR), which possesses the high resolution. Happen to the main features KA, composition and structure of the electric part. They are considered elements to designs, the main modes of SAR and their features. They are informed the general requirements and technical features of the cosmic system "Kondor-FCA", new project of the federal cosmic program. It is noted succession of this project in the main technical decisions with cosmic device "Kondor-E".

В декабре 2014 года был выведен на орбиту малый космический аппарат (КА) «Кондор-Э» с РЛС с синтезированной апертурой антенны (РСА) на борту. Пуск осуществлён ракетой-носителем «Стрела» 19 декабря с космодрома Байконур с площадки номер 175 в 07:43 мск. КА выведен на круговую орбиту высотой 510 км., наклоном 74,74° и периодом обращения 94 мин. Главным разработчиком КА является АО «ВПК «НПО Машиностроения» и разработчиками основных систем КА являются: РСА – АО «Концерн радиостроения «Вега»; системы ориентации и стабилизации (СОС) – АО «НИИЭМ»; бортовой системы сбора и передачи данных (БССПД), бортовой аппаратуры контрольно-измерительной системы (БАКИС), аппаратуры потребителя спутниковой навигации (АПСН) и системы телеметрической информации (СТМИ) – АО «РКС»; центрального бортового компьютера (ЦБК) – АО «Субмикрон»; аппаратуры регулирования и контроля (АРК) – АО «АВЭКС».

Космический аппарат предназначен для получения, хранения и передачи на наземные пункты приёма и обработки высокодетальной информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в микроволновом диапазоне спектра электромагнитного излучения. РСА обеспечивает круглосуточную и всепогодную съёмку земной поверхности. Радиолокационная и служебная информация, передаваемая с борта КА «Кондор-Э» на наземный пункт, позволяют в наземных условиях не только сформировать радиолокационное изображение (РЛИ) земной поверхности, но и извлечь весьма широкий набор информации, содержащейся в радиоголограммах.

Данные, получаемые с КА, позволяют решать широкий перечень задач в интересах социально-экономического развития РФ, включая прогнозирование, мониторинг и оценку последствий чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера, мониторинг водной поверхности, информационное обеспечение задач производственной деятельности, природопользования, картографирования и многое другое.

Внешний вид КА «Кондор-Э» и состав его систем показаны на рис. 1 и 2 соответственно. Конструктивно КА делится на унифицированную космическую платформу (УКП) с модулем аппаратуры РСА на раме и антенную систему.

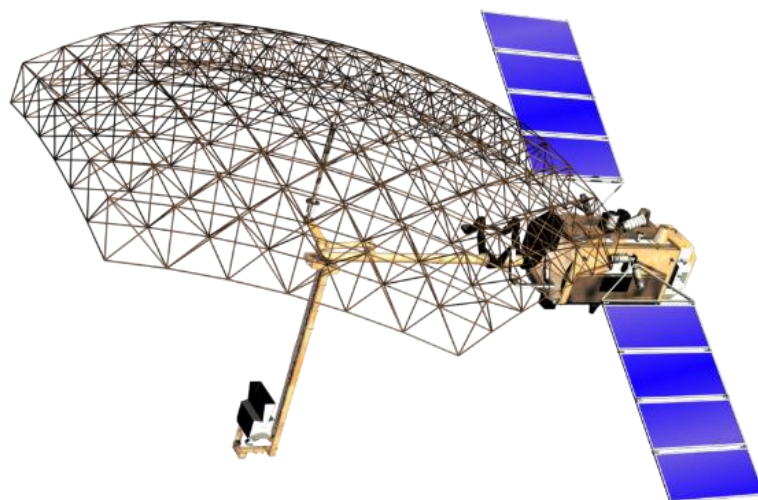


Рис. 1. Внешний вид космического аппарата «Кондор-Э» с раскрытой антенной РСА

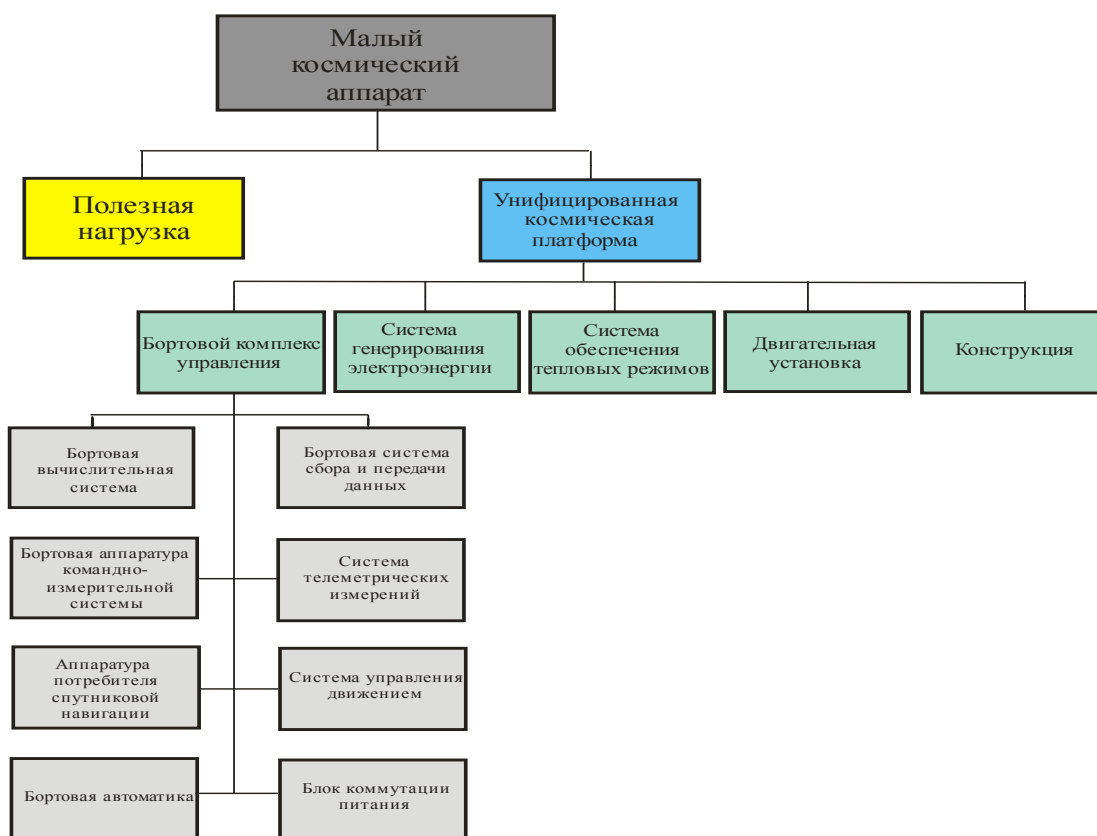


Рис. 2. Состав космического аппарата «Кондор-Э»

Антенная система представляет собой радиотехническое и механическое устройство, предназначенное для перенацеливания оси визирования РСА на углы по крену до $\pm 55^\circ$ от надира. Радиотехническая часть антенной системы выполнена в виде легкой гибридной зеркальной антенны с диаметром рефлектора 6 м, эффективной площадью 28 м^2 и поворотного облучателя в виде многорупорной линейной антенной решетки. Антенная система закреплена на переднем торце УКП по четырем посадочным точкам.

В корпусе УКП размещены системы, обеспечивающие функционирование КА, а также аппаратура РСА (рис.3). УКП в геометрическом отношении представляет собой параллелепипед, в поперечном сечении имеющий квадрат со стороной ≈ 900 мм, длиной 1750 мм. Универсальная космическая платформа выполнена в виде негерметичного контейнера, состоящего из четырех панелей, механически соединенных между собой. Верхняя и нижняя панели являются стационарными, боковые (правая и левая) – откидывающимися. По заднему торцу к панелям крепится двигательная установка. Внутрь спереди вдвигается рама РСА, а в задней части УКП установлена рама для установки аппаратуры бортовой вычислительной системы (БВС), БА КИС, БССПД, СТМИ, АПСН.

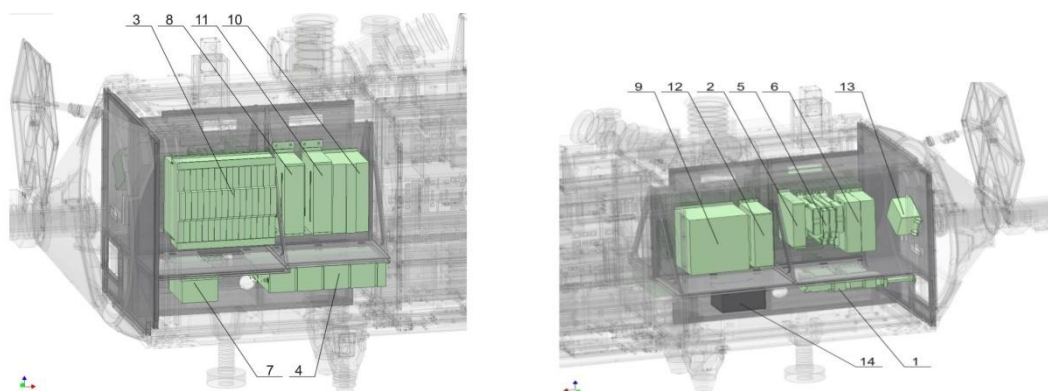


Рис.3.Устройства РСА:

1– прибор СВЧ, 2 – предварительный усилитель мощности, 3 – выходной каскад, 4 – источник питания выходного каскада, 5 – формирователь частот и сигналов, 6 – источник питания формирования частот и сигналов, 7 – маломощное приемное устройство, 8 – прибор преобразования информации, 9 – прибор контроля и управления, 10 – прибор управления переключением зон обзора, 11 – прибор синхронизации, 12 – прибор измерения шума, 13 – распределитель бортовой сети, 14 – коммутационное устройство питания

С целью решения широкого спектра пользовательских задач в РСА реализованы следующие режимы работы: 1) детальный прожекторный (ДПР) максимального разрешения при РЛИ в виде кадра местности; 2) детальный непрерывный (ДНР) высокого разрешения для съёмки маршрута с РЛИ в виде полосы местности; 3) обзорный (ОР) среднего разрешения на основе широкозахватной съёмки полосы местности. Основные характеристики РСА приведены в таблице 1.

В КА предусмотрены технические решения, предусматривающих гибкое цифровое управление положением полосы съёмки и параметрами сигнала, а также оптимизацию электропотребления в зависимости от циклограммы съёмки. Поворотный облучатель в виде многорупорной линейной антенной решетки в горизонтальном положении обеспечивает работу с ГГ поляризациями и электронным сканированием луча в пределах $\pm 2^\circ$ по азимуту для ДПР. При переводе облучателя в вертикальное положение предоставляется возможность работы с ВВ поляризациями и сканированием по углу места для оперативного перенацеливания полосы съёмки, а также для работы в ОР. ГГ – горизонтальная поляризация на передачу, горизонтальная поляризация на прием; ВВ – вертикальная поляризация на передачу и на прием. Ниже приведен рис. 4, поясняющий режимы работы РСА.

Таблица 1. Основные характеристики РСА

Характеристика	Значение		
Несущая частота, МГц	3200(S-диапазон)		
Девияция частоты, МГц	200		
Направление обзора	справа или слева от трассы – по выбору		
Полоса обзора, км	500		
Углы визирования, градусы	24...55		
Тип антенны	Зеркальная		
Коэффициент усиления антенны для любого луча, не менее	7079,5 (38,5 дБ)		
КСВН антенного устройства, не более	2,2		
Время переключения лучей, мкс, не более	10		
Параметры режимов обзора	Режимы наблюдения		
	ДПР	ДНР	ОР
Разрешение, м	1...2	3...5	5...12
Поляризация	ГГ	ГГ, ВВ	ВВ
Полоса съемки, км	10	10...15	20...120

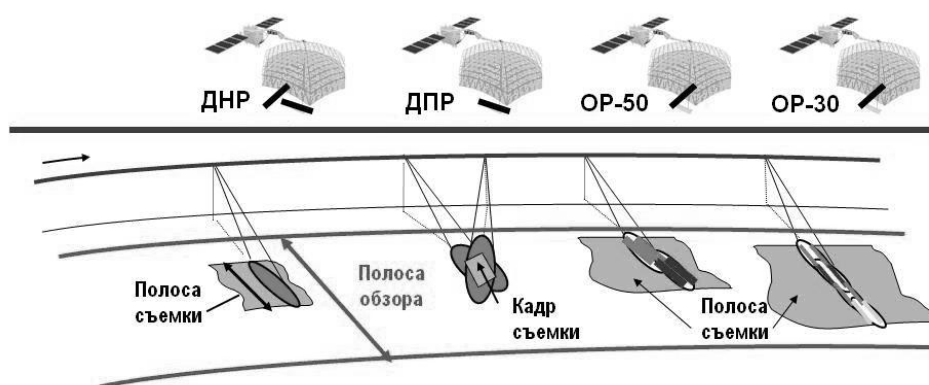


Рис. 4. Схема, поясняющая режимы работы РСА

Служебными системами КА, непосредственно влияющих на выполнение его тактико-технических требований, являются: система ориентации и стабилизации (СОС), антенно-поворотное устройство – механическая часть антенной системы и навигационная система.

СОС является системой электромаховичного типа с тремя независимыми контурами управления по связанным осям изделия и магнитным способом сброса накапливаемого суммарного кинетического момента системы «КА – двигатели–маховики». СОС КА построена по принципу бесплатформенной инерциальной системы (БИС) и реализуется на базе бесплатформенного гироприбора ориентации, являющегося высокоточным датчиком угловой скорости, который работает в двух режимах: с внешней коррекцией и без внешней коррекции – «гиропамяти». Для коррекции БИС применяются датчики внешней информации, использующих в своей работе различные физические принципы – звездные датчики (ДЗ) и датчики инфракрасных построителей местной вертикали (ИКВ).

СОС обеспечивает построение всех необходимых систем координат: инерциальной системы координат (ИСК), орбитальной системы координат (ОСК), путевой системы координат (ПСК). Полет КА и проведение съемок осуществляется в ПСК, причем

непосредственно перед съемками в путевой угол вводится поправка, учитывающая угол съемки относительно местной вертикали.

Таблица 2. Основные характеристики системы ориентации и стабилизации

Характеристика	Значение
Вид ориентации	трехосная
Реализуемые системы координат	ИСК, ОСК, ПСК
Погрешность угловой ориентации при проведении целевой работы (3σ), по курсу, не более по крену и тангажу, не более	3' 5'
Погрешность угловой стабилизации при проведении целевой работы по трем осям (3σ): по углу, не более по скорости, не более	0,5...1' 0,01°/с
Погрешность (3σ) индикации углового положения	15"
Время восстановления ориентации, мин	30

Навигационная система КА базируется на использовании АПСН, способной работать как с космической навигационной системой ГЛОНАСС, так и с GPS.

Точность определения параметров движения (координат центра масс) КА по данным бортовой АПСН, определяется этапом развития навигационной системы и ее функциональных дополнений (СВОЭВП – системы высокоточного определения эфемерид и временных поправок, и СВОЭВИ – системы высокоточного определения эфемеридно-временной информации). На текущий момент наилучшая точность одномоментных определений координат положения КА, полученных в результате решения навигационной задачи, для двухчастотной аппаратуры составляет примерно 8 м (для уровня вероятности 0,95) без учета дефектов калибровки приемной аппаратуры.

Полученные одномоментные бортовые вектора состояния используются как промежуточные измерения для определения параметров движения КА в динамическом решении задач нахождения оптимальных программ управления. Достигаемая при этом точность определения параметров движения составляет примерно 15...20 метров (предельная для уровня вероятности 0,95 погрешность определения координат положения).

Антенно-поворотное устройство обеспечивает разворот антенны относительно корпуса КА для проведения съемки справа и слева от трассы полета. Наведение осуществляется в плоскости, перпендикулярной направлению движения КА. Для этого используется схема поворота антенного устройства (АУ) относительно корпуса КА, т.е. УКП остается неподвижной при развороте АУ. Такой подход приводит к разделению системы наведения АУ на два независимых контура: контур поворота АУ и контур стабилизации корпуса КА (компенсации влияния разворота антенны на корпус КА).

Требования к системе управления антенно-поворотного устройства:

- максимальная угловая скорость корпуса по крену – $|\dot{\gamma}_{\text{макс}}| < 0,4 \text{ } ^\circ/\text{с}$,
- ошибка стабилизации корпуса КА по окончании поворота $|\Delta\gamma| \leq 2'$,
- время успокоения корпуса КА менее 1 минуты от начала разворота,
- максимальный угол отклонения корпуса – $|\gamma_{\text{макс}}| < 0,4^\circ$.

На основании данных по точности наведения АУ построена гистограмма распределения ошибки наведения антенны на момент начала съемки. Гистограмма приведена на рис. 5.

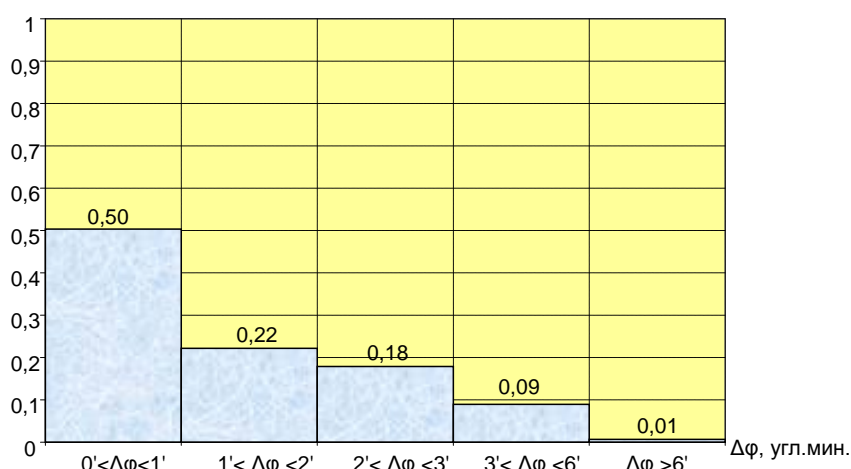


Рис. 5. Гистограмма распределения ошибки наведения антенны на момент начала съемки

В соответствии с приведенной гистограммой статистическая вероятность получения ошибки наведения антенны менее 3 угл. мин. составила $\approx 0,9$, а статистическая вероятность получения ошибки наведения антенны более 6 угл. мин. – 0,01.

К моменту начала наземных испытаний РСА в комплексе КА положение дел не вызывало тревоги. Однако именно наземные испытания и подготовили весь коллектив специалистов к спокойному отношению к неожиданностям, что можно трактовать как первые уроки лётных испытаний. При анализе первых же записей радиоголограмм выяснилось, что зондирующий сигнал РСА имеет совершенно неприемлемые амплитудные и фазовые искажения, а когерентность принятого сигнала в ходе синтезирования апертуры нарушается практически во всех режимах. Правда, по разным причинам.

Полный объём испытаний РСА включал четыре этапа:

- ✓ теоретические оценки характеристик сквозного тракта РСА;
- ✓ оценки потенциальных характеристик РСА по пилот-сигналу;
- ✓ повтор оценок потенциальных характеристик РСА по пилот-сигналу на первом этапе лётных испытаний, когда КА уже находится на орбите;
- ✓ оценки реальных характеристик РСА по радиолокационным мирам.

На рис. 6 представлены результаты теоретических исследований и наземных испытаний РСА. Теоретические исследования проводились путем математического моделирования с использованием модели сигнала с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ). В левой части рис. 6 последовательно представлены: результат сжатия ЛЧМ сигнала без весовой обработки, временная диаграмма радиосигнала и его амплитудно-частотный спектр. Из рисунка видно, что форма спектра радиочастотного сигнала близка к прямоугольной, а на вершине отчетливо видны пульсации Френеля. Данный радиосигнал разлагался на квадратурные (действительную и мнимую) составляющие, при этом форма спектра комплексной огибающей сохранялась практически прямоугольной при сохранении пропорций между шириной спектра и частотой дискретизации. В изображении модуля радиоголограммы, которое использует градации серого, отражена линейчатая структура вдоль азимутальной координаты и видны убывающие по уровню боковые лепестки сжатого сигнала.

Прохождение пилот-сигнала по дальности представлено средней колонкой рис.6. Реакция РСА на отражение от точечной цели (ОТЦ) существенно отличается от теоретического: ширина отклика расширилась, уровень боковых лепестков заметно возрос, сжатый сигнал стал несимметричным. Это обусловлено, как следует из рисунков, наличием фазовых и амплитудных искажений, которые наиболее явно проявляются в квадратурных составляющих. Как следствие, спектр приобретает неравномерность в основной полосе сигнала, а в изображении радиолограммы боковые лепестки размываются. Это приводит к заметному снижению качества азимутальной обработки (правая колонка рис.6). Реакция РСА на ОТЦ по азимутальной координате несимметрична, центральный пик расширяется, уровень боковых лепестков возрастает.

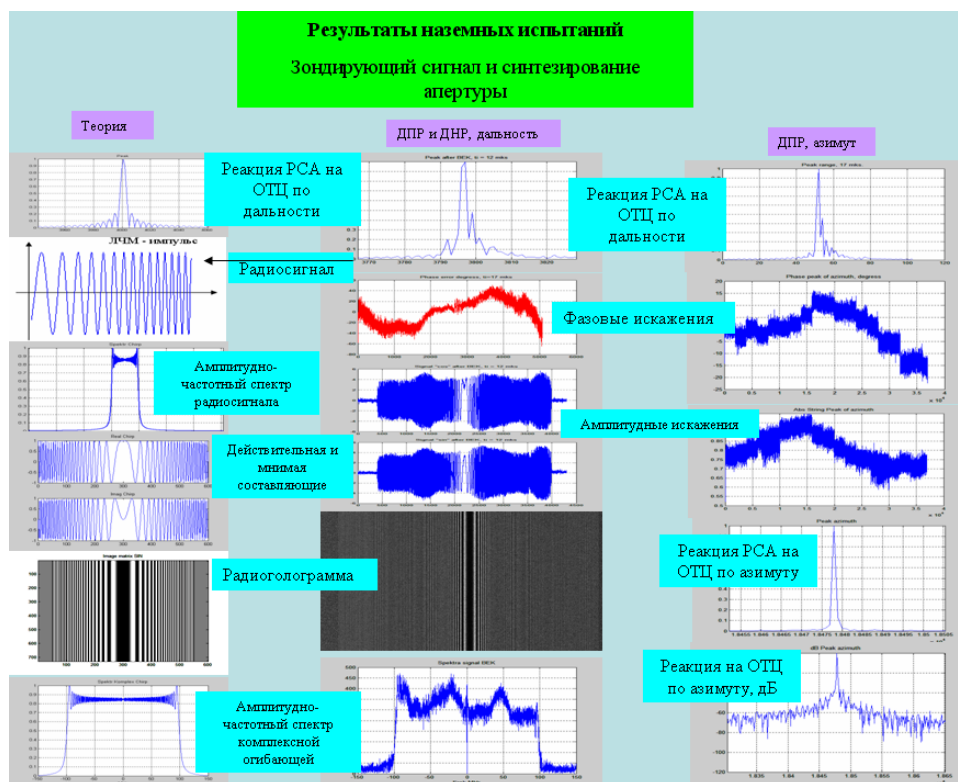


Рис.6. Результаты наземных испытаний

Далее на рисунках показаны примеры РЛИ, полученных в процессе летных конструкторских испытаний (ЛКИ) и формируемых во всех трёх режимах съёмки. В большинстве случаев РЛИ показаны в координатах наклонная дальность (по горизонтали) × азимут (по вертикали) без геометрической и радиометрической коррекции. Радиолокационные изображения, характеризующие режим детальный прожекторный режим (ДПР) съёмки РСА КА «Кондор-Э», представлены на рис.7–9. Добавочную информацию о возможностях штатных режимов ДНР и ОР могут дать РЛИ, показанные на рис.10, 11.

Наибольший интерес у специалистов вызывает ДПР, поскольку этот режим соответствует определению радиовидения, т.е. исходная разрешающая способность по дальности и азимуту около 1 м. Пример РЛИ военно-морской базы США Перл Харбор (южная оконечность острова Оаху, Гавайи) показан на рис.7. Для сравнения на вставках имеются увеличенные радиолокационные и оптико-электронные изображения (ОЭИ) отдельных объектов.

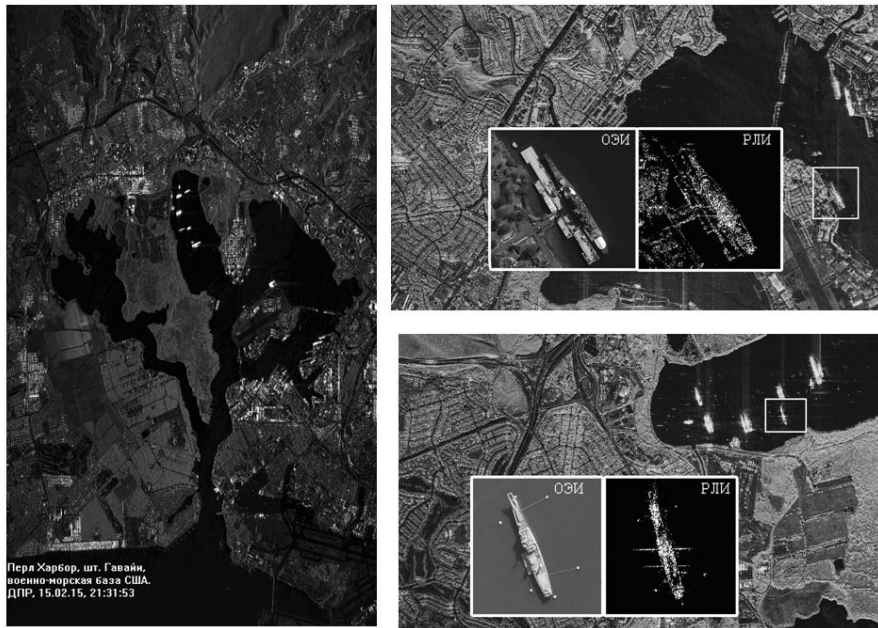


Рис. 7. ДПР, PearlHarbor, военно-морская база, США



Рис. 8. ДПР, Devis-Monthan, авиабаза, США



Рис. 9. ДПР, Пенонг, Южная Австралия, исходное разрешение около 1 метра



Рис. 10. ДНР, РЛИ района Беловежской пущи, Белоруссия



Рис. 11. ОР, Сады Придонья

Таблица 3. Главные проблемы ЛКИ в режимах высокого разрешения

Проблема	СКО ошибки системы без коррекции	Способ устранения с помощью РСА	СКО ошибки в РСА
Искажения зондирующего сигнала в сквозном тракте	1,2...1,6 м	Коррекция отражённого сигнала по дальности	0,2 м
Расфокусировка РЛИ по азимуту	2...3 м	Автофокусировка РЛИ	0,3 м
Ошибка ДНА по углу места	до 6 угл. мин.	Учет при обработке и проектировании режима	до 1...2 угл. мин.
Ошибка ДНА по азимуту	до 0,6 градуса	Учет при обработке и проектировании режима	до 1 угл. мин.
Ошибка положения по дальности	50...150 м	Измерение наклонной дальности	15...20
Ошибка положения по азимуту	до 450 м	Измерение азимута по ориентиру	10...30 м

В ходе ЛКИ выяснилось, что ряд позиций вектора состояния КА как носителя РСА при радиовидении в радиолокаторе измеряется точнее, чем в штатных системах. В настоящее время стоит задача создания космического комплекса (КК) радиолокационного оперативного всепогодного круглосуточного наблюдения Земли на базе КА типа «Кондор-Э» с радиолокатором S-диапазона (шифр «Кондор-ФКА»). В связи с этим накопленный опыт разработки и ЛКИКА «Кондор-Э» следует использовать при разработке КК «Кондор-ФКА».

В космическом комплексе предусматривается орбитальная группировка из двух КА: «Кондор-ФКА» №1 планируются к запуску и проведению ЛКИ в 2018/2019 году, «Кондор-ФКА» №2 – в 2019/2020 году. Космический комплекс должен обеспечивать:

1) проведение радиолокационных съемок земной поверхности в полосе широт от 85° с.ш. до 85° ю.ш в детальном прожекторном (ДПР), детальном непрерывном (ДНР) и обзорном (ОР) режимах с возможностью реализации интерферометрической съемки в каждом из указанных режимов;

2) среднюю периодичность наблюдения объектов поверхности Земли на широте 30° не более 12...14 часов с вероятностью 0,9 или не более 24...26 часов с вероятностью 0,9 при обеспечении однопроходной интерферометрической съемки объектов двумя КА;

3) суточную производительность:

– не менее 200 кадров 10 км×10 км, выполненных в ДПР с разрешением 1...2 м;

– не менее 200000 км², выполненных в ДНР с разрешением 2...3 м;

– не менее 1000000 км², выполненных в ОР с разрешением 6...12 м;

4) при получении интерферометрических данных в режимах ДПР, ДНР среднеквадратическую погрешность:

– определения относительной высоты элементов рельефа местности не более 2...4 м при шаге отметок 10...20 м;

– измерения сдвигов элементов сюжета относительно друг друга за время, прошедшее между съёмками: не более 20 мм в направлении линии визирования.

РСА каждого космического аппарата «Кондор-ФКА» должен обеспечивать следующие основные характеристики:

1) получение радиолокационной информации:

– в детальном прожекторном режиме с разрешением не более 1...2 м и размером кадра не менее 10×10 км;

- в детальном непрерывном режиме с разрешением не более 1...3 м при полосе захвата не менее 10 км;
- в обзорном режиме с разрешением в зависимости от полосы захвата не более 6...12 м при полосе захвата 20...100 км;
- интерферометрическую и дифференциальную интерферометрическую съемку во всех вышеуказанных режимах;
- 2) полосу обзора не менее 2×500 км;
- 3) максимальную длину снимаемого маршрута:
 - в детальном непрерывном режиме до 500 км;
 - в обзорном режиме до 500 км;
- 4) суммарную суточную производительность:
 - до 100 кадров 10 км×10 км, выполненных в прожекторном режиме или;
 - до 15 маршрутов максимальной длины в детальном непрерывном или обзорном режимах (не более 1 маршрута максимальной длины на витке);
- 5) радиометрическое разрешение в ДПР 3,0 дБ; в ДНР 3,0 дБ; в ОР 2,0...3,0 дБ;
- 6) радиометрическую чувствительность (шумовой эквивалент) не хуже минус 22...20 дБ в ДПР; минус 25...21 дБ в ДНР; минус 30...25 дБ в ОР;
- 7) возможность привязки РЛИ к топографическим координатам в режимах ДПР, ДНР с ошибкой не более:
 - при наличии реперов не хуже 10...30 м;
 - при отсутствии реперов не хуже 30...90 м;
- 8) возможность привязки радиометрической шкалы на момент съёмки к реальным значениям УЭПР отражающей поверхности со среднеквадратической ошибкой не более 1...3 дБ в пределах динамического диапазона;
- 9) ошибку реализации положения границ снимаемого кадра относительно заданного положения:
 - в ДПР, ДНР не более 0,5...1,0 км;
 - в ОР не более 1,5...3,0 км.

Как видно из приведенных технических характеристик, ряд тактических параметров КА «Кондор-ФКА» лучше, чем у его прототипа. В частности, расширены штатные режимы за счет включения интерферометрической и дифференциальной интерферометрической съемки во все режимы работы. Подводя итог вышесказанному, отметим, что преимущество и унификация проекта в основных технических решениях с решениями, примененными в космическом аппарате «Кондор-Э», позволяют сократить затраты, трудоемкость и сроки выполнения опытно-конструкторских работ по созданию космического комплекса «Кондор-ФКА».