

Радиолокационные и радионавигационные системы

УДК 621.396

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «КОНДОР-Э» С РСА КАК ОСНОВЫ НОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Ефимов Александр Витальевич

кандидат технических наук, ведущий инженер ОАО «Корпорация Фазотрон-НИИР».

E-mail: v-savostyanov@yandex.ru.

Зайцев Сергей Эдуардович

кандидат технических наук, Главный конструктор ОАО «ВПК «НПО машиностроения».

E-mail: ZaiSergei@mail.ru.

Савосин Геннадий Валерьевич

заместитель начальника проектного отделения, начальник проектного отдела

ОАО «ВПК «НПО машиностроения».

E-mail: kb1_ks@npomash.ru.

Титов Михаил Петрович

кандидат технических наук, старший научный сотрудник, главный специалист ЗАО «АЭРОКОН».

E-mail: titovmp@mail.ru.

Цветков Олег Евгеньевич

Кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник

ОАО «Корпорация Фазотрон - НИИР».

E-mail: al.vetckov@yandex.ru.

Адрес: 123557, Москва, Электрический переулок, 1.

Аннотация: Космический аппарат «Кондор-Э» (КА) имеет бортовую радиолокационную станцию (РЛС) с синтезированной апертурой (РСА), которая обладает высоким разрешением. Приводятся укрупненный состав КА и основные характеристики РСА. Рассматриваются технические решения, заложенные в РСА и служебные системы, непосредственно влияющие на выполнение КА с РСА тактико-технических требований, также приводятся основные режимы работы РСА и их характеристики. Приводятся некоторые результаты наземных и летных испытаний РСА в составе КА. Проводится сравнение экспериментальных данных и теоретических исследований. Показывается, что ряд параметров, используемых при управлении КА и синтезировании изображений, может быть измерен с помощью РСА точнее, чем в штатных системах. Описываются общие требования и технические характеристики к новой космической системе «Кондор-ФКА», базирующейся на космических аппаратах «Кондор-Э». Отмечается преимущество нового проекта в основных технических решениях с космическим аппаратом «Кондор-Э».

Ключевые слова: бортовая радиолокационная станция, синтезированная апертура, космический аппарат.

В декабре 2014 года был выведен на орбиту малый космический аппарат «Кондор-Э» (КА) с РЛС с синтезированной апертурой антенны (РСА) [1,2]. КА выведен на круговую орбиту высотой 510 км, наклоном 74,74° и периодом обращения 94 мин. Головным разработчиком КА является АО «ВПК «НПО Машиностроения», а разработчиком РСА – АО «Кон-

церн радиостроения «Вега» [3]. За полтора года до этого АО «ВПК «НПО машиностроения» был запущен первый КА радиолокационного наблюдения высокого разрешения [4].

КА предназначен для получения, хранения и передачи на наземные пункты приёма и обработки информации данных 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 на наземный пункт, позволяют в наземных условиях не только сформировать радиолокационное изображение (РЛИ) земной поверхности, но и извлечь весьма широкий набор информации, содержащейся в радиолограммах.



Рис. 1. Внешний вид КА в рабочем состоянии

Данные, получаемые с КА, позволяют решать широкий перечень задач в интересах социально-экономического развития, 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 и состав его систем показаны на рис. 1 и 2 соответственно. Конструктивно КА делится на унифицированную космическую платформу (УКП) и полезную нагрузку, включающую аппаратуру РСА и антенную систему [5-7].

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. УКП в геометрическом отношении представляет собой параллелепипед, в поперечном сечении имеющий квадрат со стороной $\approx 900 \text{ мм}$, длиной 1750 мм. Универсальная космическая

платформа выполнена в виде негерметичного контейнера, состоящего из четырех панелей, механически соединенных между собой. По заднему торцу к панелям крепится двигательная установка. Внутри спереди вдвигается рама РСА.



Рис. 2. Состав систем КА

Таблица 1. Основные характеристики РСА

Характеристика	Значение		
Несущая частота, МГц	3200 (S-диапазон)		
Девияция частоты, МГц	200		
Полоса обзора, км	500 (справа или слева от трассы полета)		
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	1...3	5...12
Поляризация	ГГ	ГГ, ВВ	ВВ
Полоса съемки, км	10	10...15	20...120

С целью решения широкого спектра пользовательских задач в РСА реализованы следующие режимы работы: 1) детальный проекторный (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 выбраны технические решения, предусматривающие 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).

Служебными системами КА, непосредственно влияющими на выполнение его такти-

ко-технических требований, являются: система ориентации и стабилизации (СОС), антенноповоротное устройство – механическая часть антенной системы и навигационная система.

СОС является системой электромаховичного типа с 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 гироскопа ориентации, являющегося высокоточным датчиком угловой скорости, который работает в двух режимах: с внешней коррекцией и без внешней коррекции – «гиروпамяти». Для коррекции БИС применяются датчики внешней информации, использующие в своей работе различные физические принципы – звездные датчики и датчики инфракрасных построителей местной вертикали.

СОС обеспечивает построение всех необходимых систем координат: инерциальной системы координат, орбитальной системы координат, путевой системы координат (ПСК). Полет КА и проведение съемок осуществляется в ПСК, причем непосредственно перед съемками в путевой угол вводится поправка, учитывающая угол съёмки относительно местной вертикали. Основные характеристики СОС сведены в Таблицу 2.

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. Достижимая 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).

Вероятность получения ошибки наведения антенны на момент начала съемки: менее 1 угл. мин. составляет 0,5; менее 3 угл. мин. составляет 0,9. Вероятность получения ошибки наведения антенны более 6 угл. мин. составляет 0,01.

Полный объем испытаний РСА в составе КА включал четыре этапа: 1) теоретические оценки характеристик сквозного тракта РСА; 2) оценки потенциальных характеристик РСА по пилот-сигналу при комплексных испытаниях КА; 3) повтор оценок потенциальных характеристик РСА по пилот-сигналу на первом этапе лётных испытаний, когда КА уже находится на орбите; 4) оценки реальных характеристик РСА по радиолокационным мирам.

Уже на наземных испытаниях было выявлено, что по разным причинам зондирующий сигнал РСА имеет сильные амплитудные и фазовые искажения, а когерентность принятого сигнала в ходе синтезирования апертуры нарушается практически во всех режимах. На

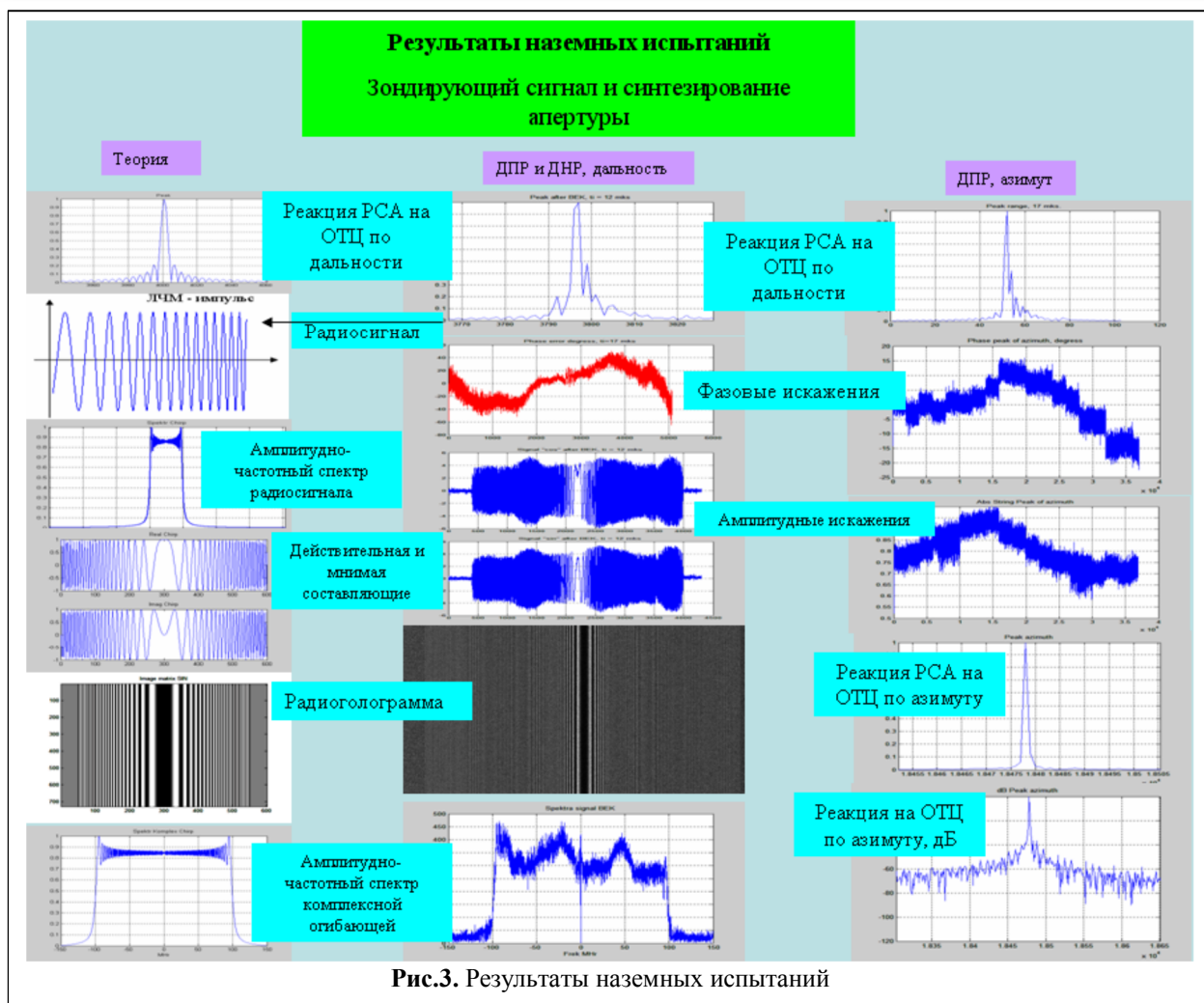


Рис.3. Результаты наземных испытаний

рис. 3 представлены результаты теоретических исследований и наземных испытаний РСА. Здесь как пример показана общая картина первых результатов наземных испытаний в виде графиков. Столбец графиков слева отражает теоретические характеристики зондирующего сигнала и радиоголограммы. Амплитудные и фазовые искажения пилот-сигнала, прошедшего сквозной тракт, иллюстрируются центральным столбцом графиков. Правый столбец графиков представляет усреднённый вариант амплитудных и фазовых искажений сигналов на интервале синтезирования в ДПР. Для каждого столбца графиков показаны реакции РСА на одиночную точечную цель (ОТЦ).

Теоретические исследования проводились путем математического моделирования с ис-

пользованием модели сигнала с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ). В левой части рис.3 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.

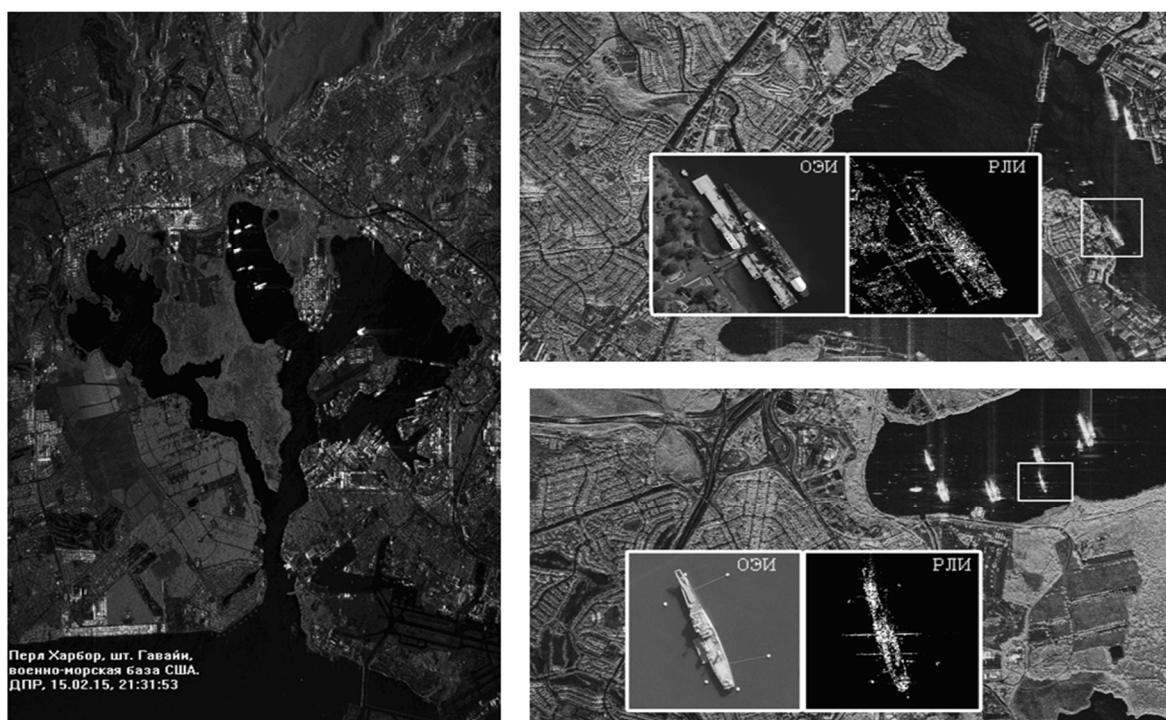


Рис. 4. ДПР, Pearl Harbor, военно-морская база, США

Прохождение пилот-сигнала по дальности представлено средней колонкой рис.3. 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. Это приводит к заметному снижению качества азимутальной обработки (правая колонка рис.3). Реакция РСА на ОТЦ по азимутальной координате несимметрична, центральный пик расширяется, уровень боковых лепестков возрастает.

Все приведенные сложности удалось преодолеть. Далее на рисунках показаны примеры РЛИ, полученные в процессе летных конструкторских испытаний (ЛКИ) и формируемые во всех трёх режимах съёмки. В большинстве слу-



Рис. 5. ДПР, Пенонг, Южная Австралия

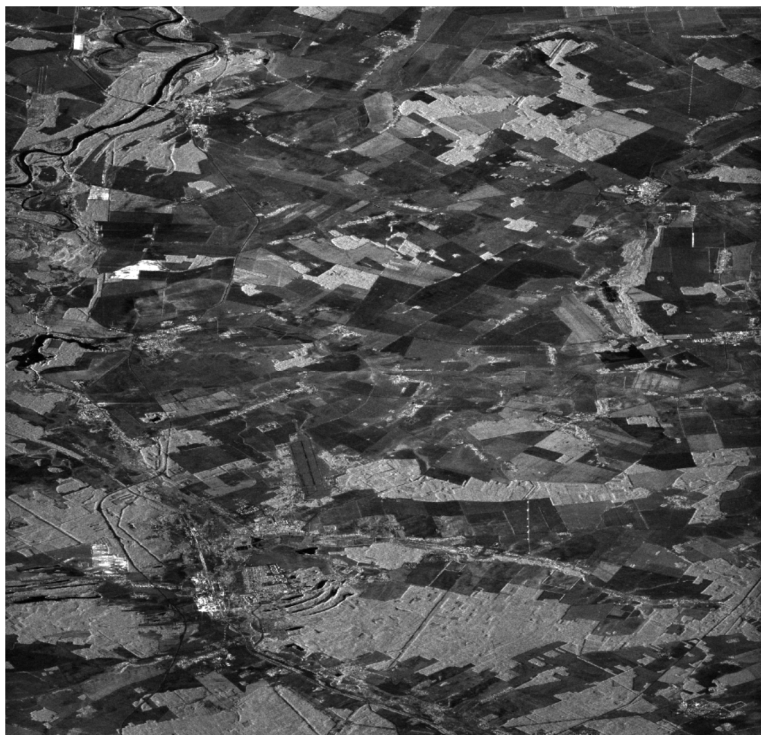


Рис. 6. ДНР, РЛИ района Беловежской пуши, Белоруссия

дальность (по горизонтали) × азимут (по вертикали) без геометрической и радиометрической коррекции. Радиолокационные изображения, характеризующие детальный прожекторный режим (ДПР) съёмки, представлены на рис. 4 и 5. Информацию о возможностях штатных режимов ДНР и ОР могут дать РЛИ, показанные на рис. 6 и 7.

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 военной базы США Перл Харбор (южная оконечность острова Оаху, Гавайи) показан на рис.4.

чаев РЛИ показаны в координатах наклонная

Для сравнения на вставках имеются увеличен-

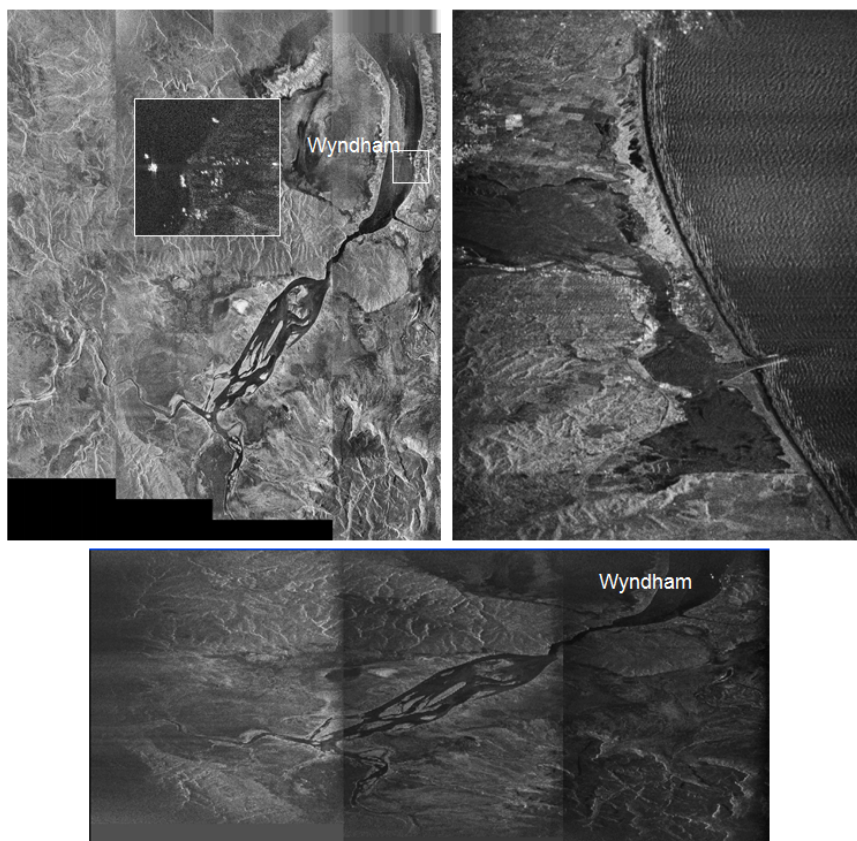


Рис. 7. ОР, шт. Западная Австралия, Австралия; залив Гумбольдта, шт. Калифорния, США

Таблица 3. Проблемы, возникшие в ходе ЛКИ, и способы их устранения

Проблемы систем КА при переходе к радиовидению	Способ устранения с помощью РСА	СКО ошибки в РСА	СКО ошибки штатной системы КА
Расфокусировка РЛИ	Автофокусировка РЛИ	Ускорение, 10^{-3} м/с ² Скорость, 10^{-2} м/с	Ускорение, 10^{-2} м/с ² Скорость, 10^{-1} м/с
Ошибка положения ДН по углу места	Неоднозначность по дальности	<1 мин.	Угловых положений КА, 3...5 мин.
Ошибка положения ДН по азимуту	Неоднозначность по азимуту	<1 мин.	Угловых положений КА, 3...5 мин.

ные радиолокационные и оптико-электронные изображения (ОЭИ) отдельных объектов. На рис.5 показано изображение городской структуры (Пенонг, Южная Австралия) с выходом к морю. Все эти снимки характеризуют возможности КА по наблюдению местности и объектов в ДПР.

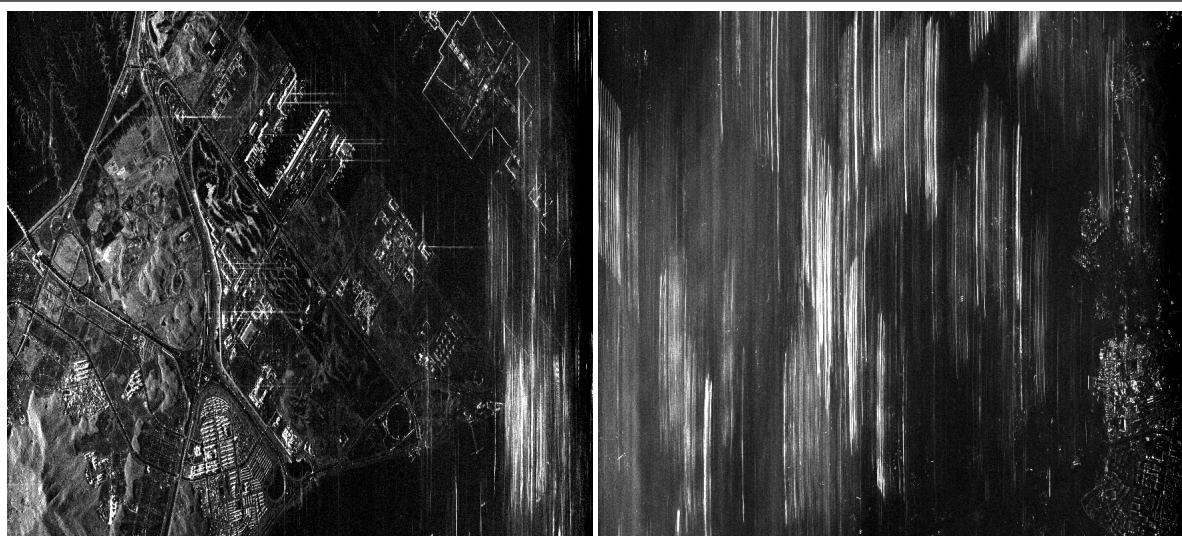
На рис. 9 приведено РЛИ района Беловежской Пуши, Белоруссия. Оно сформировано в режиме ДНР при исходном разрешении 2...3 м. Ширина полосы съемки составляет 17 км.

Следует подчеркнуть, что основное внимание в ходе испытаний уделялось ДПР и ДНР. Тем не менее, были проверены возможности РСА и в режимах ОР. На рис.7 в качестве примера показан фрагмент РЛИ, сформированного в ОР50 (исходное разрешение лучше 5 м по дальности и около 10 м по азимуту). Изображены окрестности небольшого города-порта Уиндем (справа вверху, небольшой портовый

город на северо-западе Австралии) на территории штата Западная Австралия. Общий размер РЛИ охватывает площадь примерно 50×50 км². Здесь же ниже показаны фрагменты изображения этого же района, демонстрирующие так называемую склейку трёх парциальных кадров по дальности. Справа представлено РЛИ (залив Гумбольдта, шт. Калифорния, США) со склейкой трёх парциальных кадров по азимуту.

Конечно, лётные испытания РСА КА сопровождалось оценками и измерениями характеристик радиолокатора на радиолокационных полигонах. В результате были получены данные, позволяющие утверждать, что практически все характеристики, представленные в таблице 1, подтверждены. Но, вместе с тем, испытания сопровождалось сложностями, на которых имеет смысл остановиться особо.

Сложности эти возникли в связи с тем, что РСА КА является системой радиовидения. С



а) РЛИ с неоднозначностью по дальности;

б) фокусировка на повтор РЛИ по дальности

Рис. 8. Оптимизация положения ДН антенны по углу места

такой системой специалисты по КА и РСА имели дело впервые. Прежде всего, следует подчеркнуть, что реальный сквозной тракт РСА по отношению к сквозному тракту пилот-сигнала, в котором исключаются мощные каскады, антенная система и среда распространения, при полосе в 200 МГц вносит радикально иные искажения. Новые корректирующие сигналы были сформированы на основе съёмки радиолокационного полигона с мирами. Далее выяснилось, что расчёты параметров фокусировки в ДПР и ДНР с помощью штатной навигационной системы не дают желаемого результата. Только комбинируя инструментальный вариант фокусировки с автофокусировкой, удалось добиться удовлетворительного результата. Для точного определения положения диаграммы направленности по углу места и азимуту были использованы свойства миграций и фокусировки отражённого сигнала. При этом пришлось разработать и использовать алгоритмы формирования РЛИ при скошенном обзоре. И, наконец, долгая борьба за приемлемую точность определения местоположения объектов, включающая оценку аппаратных задержек в приёмно-передающем тракте и тонкости привязки синхронизации РСА к временным шкалам бортовой вычислительной системы КА, закончилась удачей. Более того, в ходе ЛКИ выяснилось, что ряд позиций вектора состояния КА как носителя РСА при радиовидении в радиолокаторе может быть измерен точнее, чем в штатных системах.

Напомним, что вектор состояния КА как носителя РСА представляет собой вектор, включающий в себя время, положение, скорость и ускорение центра масс КА, а также угловые положения и угловые скорости связанных осей КА.

В таблице 3 помещена информация о проблемах, возникших в ходе ЛКИ, способах их решения, а также значения ошибок измерения параметров вектора состояния КА, оцениваемых как штатными системами, так и собственно РСА. Именно из анализа таблицы 3 следует, что ряд позиций вектора состояния КА как но-

сителя РСА при радиовидении в радиолокаторе можно вычислить точнее, чем в штатных системах. При всей условности этой таблицы сам факт более точного измерения ряда параметров вектора состояния КА подтверждён на практике. Конечно же, этот факт будет использоваться при разработке КС «Кондор-ФКА».

В настоящее время АО «ВПК «НПО машиностроения» поручено создание космической системы на базе КА типа «Кондор-Э» с радиолокатором S-диапазона. Космическая система предназначена для получения радиолокационной информации в целях решения задач социально-экономического развития Российской Федерации и обеспечения круглосуточного всепогодного зондирования континентальных районов Земли и акватории Мирового океана. В состав орбитальной группировки космической системы (КС) должны входить два КА серии «Кондор-Э».

КА в рамках КС «Кондор-ФКА» при высоте рабочей орбиты ~ 500 км должны обеспечивать получение радиолокационной информации в одном из следующих режимов работы РСА:

- в детальном прожекторном режиме с разрешением не более 1-2 м и размером кадра не менее 10x10 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 съёмку во всех вышеуказанных режимах.

Возможно, что после разработки и запуска двух КА из состава КС «Кондор-ФКА» нас ожидает, по крайней мере, не меньший набор сложностей, чем было после запуска первых двух КА. Отметим, что в ходе лётных испытаний все параметры съёмки, которые измеряются с помощью РСА, использовались лишь во время обработки радиоголограмм. Хотя это само по себе шаг вперёд в области обработки

радиоголограмм, но ведь возможности использования измерений собственно РСА гораздо более широкие. В принципе, такие измерения могли бы применяться как во время самой съёмки для управления КА, так и в ходе подготовки к съёмке, в частности, в юстировочных режимах. Конечно, это проблема как научная, так и техническая. Но её решение позволило бы сделать качественный шаг по улучшению характеристик как ряда РСА КА «Кондор-Э», так и, возможно, следующих поколений космических РСА.

Рассмотрим в качестве примеров использование результатов измерений собственно РСА в юстировочных режимах при установке под надлежащими углами оси ДН антенны РСА. Далее рассматриваются два случая: 1) определение положения оси ДН антенны по углу места и 2) определение положения оси ДН антенны по азимуту.

На рис.8 (а, б) показаны РЛИ городского района (Сеул, Корея), позволяющие уяснить вариант уточнения положения ДН по углу места (первый случай). Рис. 8 (а) в правой части содержит расфокусированную по азимуту часть РЛИ. Такой вариант может возникнуть из-за неоднозначности по дальности.

Известно, что неоднозначность по дальности возникает обычно вследствие наложения друг на друга отраженных сигналов, относящихся к двум последовательно излученным зондирующим импульсам. Если диаграмма направленности антенны по углу места широкая, а частота повторения зондирующих импульсов велика, то может возникнуть именно такая ситуация. Чтобы убедиться в том, что расфокусированная часть РЛИ образуется из-за неоднозначности по дальности, достаточно сфокусировать его на «рекуррентную» дальность. Подобная картина показана на рис.8 (б). Здесь оказалась сфокусированной именно та часть РЛИ, которая расфокусирована на рис.8 (а), что и подтверждает факт неоднозначности РЛИ по дальности.

Конечно, предпринимаются усилия, чтобы влияние неоднозначности по дальности

уменьшить. Поскольку в основной строб приёмника попадают помеховые сигналы «предыдущих» и «последующих» импульсов, бортовая РЛС имеет возможность излучать сигналы с разной функцией модуляции, т.е. с разным знаком крутизны ЛЧМ («вверх», «вниз», естественно, с сохранением ширины спектра и длительности импульса) от импульса к импульсу. Иногда такие импульсы называют ортогональными, хотя, строго говоря, это свойство не выполняется. Взаимная корреляционная функция этих двух разных импульсов определяет уровень помехового сигнала после сжатия по дальности. В результате «декорреляции» сигнала текущей и рекуррентной дальности удается добиться снижения уровня помехового сигнала на 25...30 дБ. Дополнительным серьезным эффектом подавления обладает расфокусировка сигналов опорной («настроенной») дальности и рекуррентной. Этот эффект при метровом разрешении обеспечивает снижение амплитуды сигнала при синтезе РЛИ ближайшей рекуррентной дальности ещё на 27...30 дБ. Таким образом, результирующее подавление помехового сигнала первых боковых лепестков может составлять 40...45 дБ. Это неплохой уровень подавления.

Однако положение усугубляется при возникновении ошибок в установке ДН антенны и приёмным стробом по дальности. В этом случае особенно важно установить приёмный строб по дальности и ДН антенны в надлежащее положение. Чаще ошибка возникает в установке антенны по углу места. Чтобы эту ошибку учесть по возможности точно, требуется определить угловое положение оси ДН по углу места. Это делается по технологии юстировки ДН антенны РСА в угломестной плоскости. Задача может решаться с помощью процедур оптимизации по критерию минимума уровня повтора РЛИ из соседних периодов зондирования.

Для второго случая исходным является тот факт, что процесс когерентного накопления сигнала в РЛС с синтезированием апертуры антенны неизбежно сопровождается дестаби-

лизирующими факторами, затрудняющими получение высокодетального радиолокационного изображения. С улучшением разрешающей способности влияние априорно неизвестных параметров радиолокационного наблюдения только усиливается. Основными искажающими факторами, конечно, являются траекторные нестабильности полета носителя. Одним из проявлений этих воздействий на процесс регистрации и обработки (фокусировки) сигнала по азимуту является нескомпенсированный отворот луча антенны относительно вектора путевой скорости, что приводит к появлению неизвестного доплеровского сдвига. В ходе испытаний использовался вариант адаптивной обработки радиоголограмм, основанный на учете миграции сигнала для

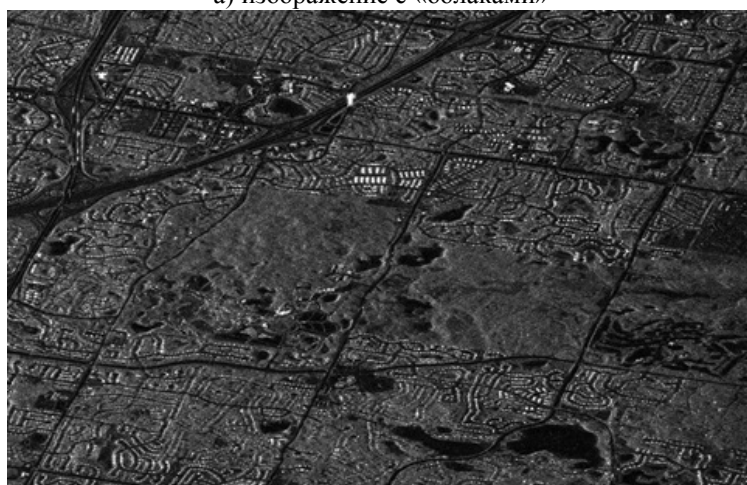
однозначного и точного измерения центральной доплеровской частоты (или угла отворота антенны). Речь идёт о боковом обзоре при маршрутной съёмке.

Особенностью сигнала с миграцией является своеобразное проявление шума дискретизации по азимуту. Неправильно оцененный доплеровский сдвиг приводит не просто к дублированию на РЛИ из-за неоднозначности по азимуту, а к весьма своеобразному шуму дискретизации – см. рис. 9. Проявляются искажения в виде размазанных наплывов от ярких целей: на сюжете присутствуют так называемые «облака».

Обратимся к примерам изображений. На рис.9 (а) показано РЛИ (район Миннеаполиса, США) для иллюстрации свойств изображения



а) изображение с «облаками»



б) изображение без «облаков»

Рис. 9. Уточнение азимутального положения ДН по азимуту

как раз такого случая. Здесь РЛИ сформировано с использованием алгоритмов обработки радиоголограмм при боковом обзоре. Кружочком и овалами на рис.9 (а) выделены белые затенения, похожие на облачка. Если использовать алгоритмы формирования РЛИ с учётом «скошенности» обзора, то эти так называемые облачка исчезают. Картина для этого случая представлена на рис.9 (б). Следовательно, само по себе явление (появление «облачков») можно использовать для измерения угла скоса. Как выяснилось, такой способ оценки угла скоса оказывается весьма точным. Для типичных параметров современных РСА ошибка измерения составляет сотые доли градуса, что более чем достаточно не только для раскрытия неоднозначности, но в случае необходимости и для более точной коррекции углового положения КА.

Приведенные примеры из довольно большого перечня возможностей РСА позволяют убедиться в том, что с помощью самого радиолокатора возможно не только уточнение некоторых параметров, касающихся КА, но и использование результатов измерений РСА для более точного управления самим КА.

Подводя итог всему сказанному, можно утверждать, что в России разработаны, выведены на орбиту и успешно испытаны две космических РСА с характеристиками, близкими к работающим на орбитах зарубежным РСА. Кроме того, очевидно, что возможно совершенствование РСА ряда «Кондор-Э» с малыми аппаратными доработками не только в отношении улучшения параметров штатных режимов, но и в отношении введения новых режи-

мов работы, включая скошенный обзор и интерферометрию. Вместе с тем значительные резервы повышения качества управления КА и его РСА, а также обработки радиоголограмм заложены в совместном использовании информации штатных подсистем КА и самой РСА, в которой при радиовидении ряд параметров съёмки измеряется точнее, чем в штатных подсистемах.

Литература

1. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. Учебное пособие для вузов / Под ред. Г. С. Кондратенкова. — М.: «Радиотехника», 2005. — 368 с.
2. Верба В.С., Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. Под общей ред. В.С. Вербы – М.: Радиотехника, 2010. - 680 с.
3. Афанасьев И. Полет второго «Кондора». Новости космонавтики. 2015, №2, с. 34 – 36.
4. Афанасьев И. Зоркий «Кондор». Новости космонавтики. 2013, №08 (367), с. 46 – 50.
5. Osipov I.G., Neronskiy L.B., Turuk V.E., Andrianov V.I., Verba V.S., Korolev A.V., Kulikovskiy M.G., Pushkov D.V., Janushevsky G.D., Feyzulla N.M., Panteleev V.A. Synthetic Aperture Radar for Earth and Sea Surface Observations // Proc. of EU-SAR'2004, Ulm, Germany. May 24–28 2004. V. 1. P. 59 62.
6. Osipov I.G., Neronskiy L.B., Andrianov V.I., Verba V.S., Kozlov K.V., Kurenkov V.N., Pushkov D.V. Calculated Performance of SAR for High Orbit Spacecraft Using Nuclear Power Supply // Proc. of EUSAR'2006, Dresden, Germany. May 16–18 2006.
7. Неронский Л.Б. Перспективы развития методов и систем радиолокационного наблюдения космического базирования. Журнал радиоэлектроники, №11, 2011.

Поступила 06 июня 2016 г.

English

Some of test results for SAR-equipped Condor-E space module as a framework of new radar space system

Sergey Eduardovich Zaytsev – Ph.D. (Eng), Chief designer Joint Stock Company Military Industrial Corporation NPO Mashinostroyeniya.

E-mail: ZaiSergei@mail.ru.

Gennady Valerievich Savosin – Deputy Head of the Design Division, Head of the Design Department Joint Stock Company Military Industrial Corporation NPO Mashinostroyeniya.

E-mail: kb1_ks@npomash.ru.

Mikhail Petrovich Titov – Ph.D. (Eng), senior scientific officer, head specialist of the closed Joint Stock Company «Aerocon».

E-mail: titovmp@mail.ru.

Oleg Evgenievich Tsvetkov – Ph.D. (Eng), senior scientific officer of the open Joint Stock Company «Corporation «Phasotron – NIIR».

E-mail: al.vetckov@yandex.ru.

Alexander Vitalyevich Efimov – Ph.D. (Eng), leading engineer of the open Joint Stock Company «Corporation «Phasotron-NIIR».

E-mail: alexef@front.ru.

Address: 123557, Moscow, electric lane 1.

Abstract: Condor-E spacecraft (SC) is equipped with the on-board synthetic aperture radar (SAR) of 1 m resolution. The article describes the main components of the spacecraft consisting of a universal space platform and a payload including SAR equipment with a hybrid antenna system, as well as SAR basic characteristics in all three modes of operation: Spotlight (resolution of 1...2 m), StripMap (resolution of 1...3 m) and ScanSAR (resolution of 6...12 m). The article presents the technical solutions realized in SAR payload and service systems. Special attention is paid to the spacecraft service systems, which effectively help to achieve the desired technical characteristics of the spacecraft. Reference is made to the attitude control system (ACS), the antenna rotary system (which is the mechanical part of the antenna system) and the navigation system. ACS is the system of electro flywheel type with a magnetic way of compensating the kinetic moment accumulated by the system «SC – thrusters–flywheels». ACS is designed based upon a strapdown gyroscopic orientation instrument, which is a precise angular rate sensor corrected from the star sensor (in normal flight). The article gives a comparison between experimental data and theoretical predictions along with some results of the SAR ground tests (when already mounted on the SC platform) and flight trials. These results demonstrate compliance of SAR actual parameters with the projected requirements. In the article it has been proven that several parameters used for SC control and image synthesis can be measured by SAR more accurately than by existing standard systems. The ways of using this phenomenon are suggested. Along with this, the article specifies general requirements and technical characteristics for the new space system «Condor-A FKA» based upon Condor-E spacecraft. It is mentioned that the new project inherited basic technical solutions from Condor-E spacecraft.

Key words: onboard radar station, synthetic aperture, space module.

References

1. Kondratenkov G.S., Frolov A.Yu. Radio vision. Radar systems for Earth remote sensing. The textbook for higher education institutions. - Ed. by G.S. Kondratenkov. - M.: "Radiotekhnika", 2005. - 368p.
2. Verba V.S. Space-based radar systems for Earth viewing. Ed. by Verba V. S. - M Radiotekhnika, 2010. - 680 p.
3. Afanasyev I. Flight of the second "Condor". *Novosti kosmonavtiki*. 2015, No. 2, p. 34 - 36.
4. Afanasyev I. Sharp-sighted "Condor". *Novosti kosmonavtiki*. 2013, No. 08 (367), p. 46 - 50.
5. Osipov I.G., Neronskiy L.B., Turuk V.E., Andrianov V.I., Verba V.S., Korolev A.V., Kulikovskiy M.G., Pushkov D.V., Janushevskiy G.D., Feyzulla N.M., Panteleev V.A. Synthetic Aperture Radar for Earth and Sea Surface Observations. - Proc. of EUSAR '2004, Ulm, Germany. May 24-28 2004. V. 1. P. 59 62.
6. Osipov I.G., Neronskiy L.B., Andrianov V.I., Verba V.S., Kozlov K.V., Kurenkov V.N., Pushkov D.V. Calculated Performance of SAR for High Orbit Spacecraft Using Nuclear Power Supply. - Proc. of EUSAR' 2006, Dresden, Germany. May 16-18 2006.
7. Neronskiy L.B. Development prospects for methods and systems of space-based radar supervision. *Zhurnal radioelektroniki*, No. 11, 2011.