

# Алгоритм определения проектных параметров малого космического аппарата с радиолокационной съёмочной аппаратурой на начальных этапах проектирования

О. Д. Жалдыбина<sup>1</sup>, М. Д. Коровин<sup>1</sup>, М. А. Иванушкин<sup>1,2</sup>, И. С. Ткаченко<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, Самара, 443086, Россия

<sup>2</sup> Институт систем обработки изображений — Самара, НИЦ «Курчатовский институт», Самара, 443001, Россия  
E-mail: zhaldybina.od@ssau.ru

В настоящее время всё большее распространение получают малые космические аппараты с радиолокационной аппаратурой наблюдения. Работа направлена на повышение эффективности использования таких аппаратов. Проведён обзор современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, оснащённых радаром с синтезированной апертурой. Рассмотрен процесс предварительного проектирования целевой аппаратуры с планарной антенной решёткой для решения задач дистанционного зондирования Земли из космоса. Предложен алгоритм расчёта малого космического аппарата с радаром с синтезированной апертурой, учитывающий неопределённость орбитальных характеристик аппарата на этапе предварительного проектирования. Разработанный алгоритм позволяет получить предварительную оценку таких рабочих параметров, как угол отклонения и частота повторения импульсов, которые необходимы для обеспечения требуемой полосы захвата и разрешения в зависимости от высоты орбиты на этапе проектирования аппаратуры наблюдения. С помощью предложенной методики была проведена оценка проектных характеристик разрабатываемого малого космического аппарата по предложенному алгоритму, также был выполнен расчёт основных параметров системы электропитания. Результаты проведённого исследования могут применяться при определении проектных характеристик малых космических аппаратов радиолокационного назначения на этапе эскизного проектирования.

**Ключевые слова:** малый космический аппарат, радар с синтезированной апертурой, дистанционное зондирование Земли, кубсат, орбитальные характеристики

Одобрена к печати: 26.08.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-5-63-74

## Введение

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) — одна из важнейших задач, решаемая с помощью космических аппаратов (КА) в современном мире, поскольку позволяет своевременно получать актуальную информацию о состоянии окружающей среды. В настоящее время для изучения поверхности Земли преимущественно используются два вида аппаратуры ДЗЗ: оптико-электронная и радиолокационная. Оптико-электронная аппаратура зачастую используется для получения снимков земной поверхности в видимом и инфракрасном диапазоне длин волн. Радиолокационная аппаратура, в свою очередь, работает в диапазоне длин волн 0,8–100 см, что позволяет создавать съёмочную аппаратуру ДЗЗ с разной проникающей способностью.

На протяжении многих десятилетий учёные в области ракетно-космической техники на территории Российской Федерации занимаются разработкой радиолокационных средств наблюдения за поверхностью Земли. Ряд радиолокационных аппаратов с радаром с синтезированной апертурой (РСА), разработанных в концерне радиостроения «Вега», описаны в монографии (Барталев и др., 2023). В настоящее время появляется всё больше реализаций РСА, пригодных к установке на малые космические аппараты (МКА), что связано с совершенствованием электронно-компонентной базы и ростом надёжности малых космических платформ. Известны успешные реализации КА и МКА, оснащённых РСА: «Обзор-Р» (<https://>

[www.roscosmos.ru/media/files/2023/July/rukovodstvo.pol.zovatela.dzz.ot.kk.obzor-r.dla.saita.pdf](http://www.roscosmos.ru/media/files/2023/July/rukovodstvo.pol.zovatela.dzz.ot.kk.obzor-r.dla.saita.pdf)), TerraSAR-X (<https://www.dlr.de/en/research-and-transfer/projects-and-missions/terrasar-x>), «Кондор-Э» (<https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/2023.02.17.rukovodstvo.pol.zovatela.kondor-fka.dla.saita.pdf>), ICEYE (<https://www.iceye.com/satellites/sar-systems>), Capella (<https://www.capellaspace.com/products/constellation-tasking>).

Космические аппараты с РСА могут обеспечивать круглосуточное всепогодное наблюдение Земли. Ключевое преимущество РСА перед оптической аппаратурой ДЗЗ заключается в его малой чувствительности к атмосферным условиям, что позволяет обеспечивать видимость в районах, покрытых облаками. Большое значение имеет обработка и последующая интерпретация данных ДЗЗ. Методы анализа данных подробно описаны в работах (Fursov, 2022; Fursov et al., 2016; Kazanskiy et al., 2020; Pavlov et al., 2024).

В настоящей работе приведён обзор современных достижений в области проектирования КА ДЗЗ на основе РСА, а также предложен алгоритм расчёта РСА, учитывающий передовой мировой опыт разработки и эксплуатации таких систем.

## Обзор современных радиолокационных космических систем

Рассмотрим современные КА с РСА, создаваемые в Российской Федерации и за рубежом. На сегодняшний день в России создаётся ряд КА радиолокационного наблюдения, например «Обзор-Р» — КА, предназначенный для получения радиолокационных данных ДЗЗ в интересах Министерства Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий (<https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/July/rukovodstvo.pol.zovatela.dzz.ot.kk.obzor-r.dla.saita.pdf>). Спутник «Обзор-Р» имеет в своём составе высокодетальный радиолокационный комплекс «Косатка» с полосой захвата 15–700 м и пространственным разрешением 0,5 м. Малый космический аппарат «Кондор-Э» с РСА предназначен для получения, хранения и передачи на наземные пункты приёма и обработки высокодетальной информации ДЗЗ в микроволновом диапазоне спектра электромагнитного излучения (<https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/2023.02.17.rukovodstvo.pol.zovatela.kondor-fka.dla.saita.pdf>); РСА МКА «Кондор-Э» имеет полосу захвата 20–500 км и радиометрическое разрешение не хуже 2–3 дБ.

За рубежом также создаются радиолокационные КА, например немецкий спутник TerraSAR-X (<https://www.dlr.de/en/research-and-transfer/projects-and-missions/terrasar-x>), предназначенный для радарной съёмки поверхности Земли. Радиолокационная аппаратура КА имеет пространственное разрешение 1–16 м в зависимости от режима съёмки и частотный диапазон работы 9,65 ГГц. Спутник запущен 15 июня 2007 г. с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «Днепр». Основное предназначение группировки МКА ICEYE — мониторинг состояния льдов (<https://www.iceye.com/satellites/sar-systems>); РСА МКА ICEYE имеет разрешение по азимуту 0,25–3 м, разрешение по дальности 0,5–1,5 м, диапазон рабочих частот 9,65 ГГц. Первый аппарат компании ICEYE-X1 был запущен 12 января 2018 г. ракетой-носителем PSLV-XL (*англ.* Polar Satellite Launch Vehicle). В настоящий момент на орбите функционирует группировка в составе 10 МКА типа ICEYE. Первый тестовый аппарат Capella (<https://www.capellaspace.com/products/constellation-tasking>) был запущен в декабре 2018 г.; РСА имел разрешение по азимуту 0,5–1,2 м, разрешение по дальности 0,3–0,75 м и диапазон рабочих частот 9,4–9,9 ГГц. Запуск был осуществлён совместно с 63 другими МКА ракетой-носителем Falcon-9 компании SpaceX; МКА Capella, также как и МКА ICEYE, лёг в основу создания группировки МКА. На данный момент группировка насчитывает 5 аппаратов.

После анализа приведённых выше КА с РСА их основные характеристики были сведены в *табл. 1*.

Согласно проведённому анализу и опираясь на данные, представленные в работах (Костров, Ракиткин, 2023; Нафиева, Гречищев, 2020), можно сделать вывод, что для реализации радиолокационного наблюдения зачастую выбираются частоты вблизи 9,6 ГГц. Выбор таких

частот обусловлен также тем, что полоса разрешённых частот сигнала увеличена с 600 МГц до 1,2 ГГц, что позволяет получить потенциальную разрешающую способность по дальности 12,5 см.

Таблица 1. Основные характеристики КА с РСА

	«Обзор-Р»	TerraSAR-X	ICEYE	Capella	«Кондор-Э»
Частотный диапазон	X	X	S и X	X	S
Масса, кг	3500	1230	120	107	1150
Высота орбиты, км	654	514	574	573	500
Тип орбиты	Солнечно-синхронная (ССО)				
Режимы съёмки	Высокодетальный кадровый, детальный кадровый, узкополосный маршрутный, маршрутный, широкополосный маршрутный	Прожекторный, полосовой, сканирующий	Прожекторный, детальный, сканирующий	Прожекторный, полосовой, скользящий прожекторный	Прожекторный, детальный непрерывный, обзорный

Таким образом, можно сделать вывод, что одним из самых распространённых частотных диапазонов для РСА является X-диапазон, МКА с РСА имеют массу до 120 кг, высота орбиты находится в диапазоне от 500 до 654 км, орбита ССО. Для МКА характерны режимы съёмки: прожекторный и детальный.

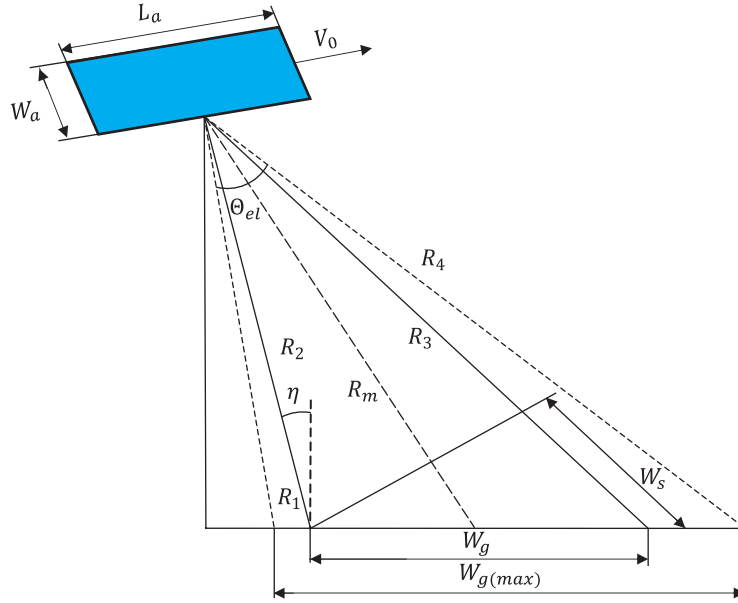
Известны исследования по оценке возможности установки РСА на мало-массогабаритные космические платформы, в том числе платформы формата кубсат (Bouça et al., 2020; Engelen et al., 2012; García Mondéjar, 2009; Golkar et al., 2021; Ma et al., 2017; Peral et al., 2018; Urata et al., 2018). Космические аппараты таких размеров в настоящее время являются распространённым форматом для создания МКА в классе от нескольких килограммов до 1000 кг. Совершенствование технологий и миниатюризация продолжают расширять возможности МКА в области производительности целевой аппаратуры и возможностей платформ, что привело к появлению более крупных кубсатов и более компактных МКА. Например, в связи с ограничениями по весу и габаритам МКА используют передовые технологии производства и хранения энергии, такие как солнечные элементы с эффективностью >32 % и литий-ионные батареи.

Создание эффективных КА микро- и нанокласса возможно благодаря миниатюризации электроники, датчиков и приборов. Совершенствование технологий и миниатюризация продолжают увеличивать возможности МКА при сохранении их малой массы, что приводит к росту общей численности сложных проектов, реализуемых в формате КА микро- и нанокласса. Это привело к появлению более крупных кубсатов и более компактных МКА; традиционные платформы кубсатов объёмом 1U и 3U теперь включают объёмы до 27U, а МКА с функционалом, для реализации которого раньше требовалось проектировать КА массой <400 кг, теперь имеют массу <100 кг и обладают аналогичными возможностями при меньшей стоимости.

Стоит заметить, что стандартизация аппаратов формата кубсат, в большой степени обеспечившая их распространённость и доступность, имеет обратную сторону. Так, размеры стандартных транспортно-пусковых контейнеров накладывают жёсткие ограничения на габаритные размеры и, опосредованно, массу аппаратов. В случае с радиолокационными аппаратами ДЗЗ, оснащёнными РСА, эти ограничения непосредственно влияют на предельно достижимые характеристики целевой аппаратуры, так как они определяются габаритными размерами антенного устройства, как будет подробно рассмотрено ниже.

## Алгоритм расчёта характеристик космического аппарата с учётом требований к радиолокационной съёмочной аппаратуре

Рассмотрим процесс предварительного проектирования МКА, оснащённого РСА с планарной решёткой для задач ДЗЗ. Схема и условные обозначения представлены на *рис. 1*.



*Рис. 1.* Упрощённая иллюстрация геометрии КА с РСА с основными параметрами

Планарный радар длиной  $L_a$  и шириной  $W_a$ , перемещающийся со скоростью  $V$ , направлен вбок, перпендикулярно направлению движения так, что он снимает полосу захвата шириной  $W_{g(max)}$ . Обеспечиваемая ширина полосы захвата определяется шириной луча антенны в угломестной плоскости и геометрическими параметрами из выражения для ширины луча для уровня  $-3$  дБ, как показано ниже.

$$W_{g(max)} \approx \frac{\Theta_{el} R_m}{\cos \eta} = \frac{\lambda R_m}{W_a \cos \eta},$$

где  $W_{g(max)}$  — максимальная ширина полосы захвата, с которой антенна известных размеров способна собирать информацию для заданных орбитальных характеристик;  $R_m$  — наклонная дальность;  $\Theta_{el}$  — ширина луча планарной антенной решётки;  $\lambda$  — длина волны;  $\eta$  — угол наклона к поверхности.

Ещё одной известной характеристикой является предельное азимутальное разрешение  $\delta x$ , которое не может превосходить половину длины антенны:

$$\delta x \geq \frac{L_a}{2}.$$

В силу того, что РСА представляет собой импульсную систему, его проектирование осложняется необходимостью учитывать неопределённость как по азимуту, так и по дальности. Базовым требованием является обеспечение того, чтобы время приёма самого раннего отражённого сигнала от любой точки в желаемой полосе обзора в результате передачи конкретного импульса происходило позже времени приёма последнего отражённого сигнала от любой другой точки в освещаемой полосе обзора в результате передачи предыдущего импульса. Из *рис. 1* видно, что  $2R_4/c < 2R_2/c + IPP$ , где  $R_4$  — дальний предел освещённой полосы;  $R_2$  — ближний предел наклонной дальности желаемой полосы захвата;  $c$  — скорость света в вакууме; IPP (*англ.* interpulse period) — межпульсовый период, величина, обратная

частоте повторения импульсов. Это выражение может быть использовано как верхний предел для частоты повторения импульсов PRF (*англ.* pulse-repetition frequency):

$$\text{PRF} < c/2(R_4 - R_2).$$

Таким образом, чем меньше расстояние между  $R_2$  и  $R_4$ , тем больше может быть частота повторения импульсов. Оптимальным для требуемой полосы захвата (меньше освещаемой полосы) является набор условий  $R_1 < R_2$  и  $R_3 = R_4$ , где  $R_1$  — дальний предел наклонной дальности желаемой полосы захвата;  $R_3$  — ближний предел освещённой полосы.

Нижний предел частоты повторения импульсов для требуемого разрешения по азимуту определяется как

$$\text{PRF} > 2V/L_a.$$

Частота повторения импульсов должна быть больше, чем диапазон доплеровских частот внутри границ области, физически освещённой антенной по азимуту. Стоит заметить, что в случае, если требуемое разрешение меньше теоретически максимального, частота повторения импульсов может быть меньше доплеровской ширины полосы для конкретных размеров антенны. Азимутальную неопределённость нужно разрешать только для используемой части РСА, а не для всего диапазона частот по всей длине импульса.

Резюмируя, с уменьшением ширины полосы захвата растёт линейное разрешение, как показано ниже. Для низкой околоземной орбиты отношение  $c/2V$  является практически постоянной величиной и составляет порядка 20 000.

$$W_s/\delta x < c/2V. \quad (1)$$

Ширина полосы захвата угломестной плоскости  $W_s$  может быть связана с шириной полосы захвата на местности  $W_g$  как

$$W_s = W_g \sin \eta.$$

Для ситуации, когда необходимо обеспечить максимальную ширину полосы захвата  $W_{s(\max)}$  при максимальном разрешении  $\delta x_{(\max)}$ , можно использовать выражение

$$\frac{W_{s(\max)}}{\delta x_{(\max)}} = 2 \frac{\lambda R_m}{W_a} \cdot \frac{\text{tg} \eta}{L_a} < \frac{c}{2V}.$$

Таким образом, потребная площадь антенны РСА  $A_a$  с учётом коэффициента безопасности  $K$  (обычно от 1 до 3) определяется как

$$A_a = \frac{K \cdot 4V\lambda R_m}{c} \text{tg} \eta. \quad (2)$$

Стоит заметить, что это выражение справедливо только для предельных характеристик антенны, в общем случае при ослабленных требованиях к производительности РСА определяющей характеристикой является скорость  $V$ , как показано в выражении (1).

В случаях, когда допустима съёмка с пониженным разрешением или уменьшенной шириной полосы захвата, возможно применение антенн РСА уменьшенных габаритов относительно размеров, полученных из выражения (2). В этом случае частота повторения импульсов может быть ниже ширины полосы доплеровских частот.

Ширина полосы доплеровских частот  $B_D$  может быть примерно оценена как

$$B_D \approx 2V/L_a.$$

Это выражение часто используется как нижний предел частоты повторения импульсов. Уменьшая антенну, мы увеличиваем ширину полосы доплеровских частот, что, в свою очередь, приводит к увеличению потребной частоты импульсов.

Как показано в работе (Freeman et al., 2000), при значении частоты повторения импульсов в 85 % от ширины полосы доплеровских частот достижимы разумные уровни неопреде-

лётности меньше  $-23$  дБ, в случае если используется 40 % доступной ширины сигнала РСА (азимутальное сжатие). Это означает, что лучшее разрешение по дальности уменьшается в  $0,85 \times 0,4 = 0,34$  раз. Таким образом, при длине антенны 5 м максимально достижимым разрешением будет не 2,5 м, а около 7,4 м, что примерно соответствует лучшему пространственному разрешению для антенны длиной 15 м.

Негативным эффектом от уменьшения размера антенны становится уменьшение обрабатываемой ширины полосы захвата, что связано с возникновением значительных аномалий отражённого сигнала в случае, когда межпульсовый период превышает время, требуемое на обработку отражённого сигнала. Эта зависимость может быть выражена как

$$PRF < \frac{c}{2W_g \sin \eta}.$$

Использование антенны меньших размеров приводит к уменьшению доступной для обработки ширины полосы захвата и уменьшению отношения сигнал/шум.

Уменьшение ширины антенны значительно увеличивает освещённую ширину полосы обзора, однако приводит к серьёзному ухудшению отношения сигнал/шум. Таким образом, возникает предел, ниже которого уменьшать размеры антенны РСА нецелесообразно ввиду значительного ухудшения её характеристик.

Для МКА характерно выведение в качестве полезной нагрузки, когда МКА выводится попутно с большим КА, либо в составе группировки. Выведение в качестве попутной нагрузки позволяет существенно снизить затраты на запуск. Однако попутное выведение вносит неопределённость параметров орбиты функционирования, которые необходимо учесть на этапе предварительного проектирования.

Орбитальные характеристики оказывают непосредственное влияние на целевые показатели эффективности аппаратуры наблюдения. В связи с этим на основе известных экспериментальных зависимостей (Freeman et al., 2000) был разработан алгоритм (рис. 2), учитывающий на этапе предварительного проектирования данную неопределённость.

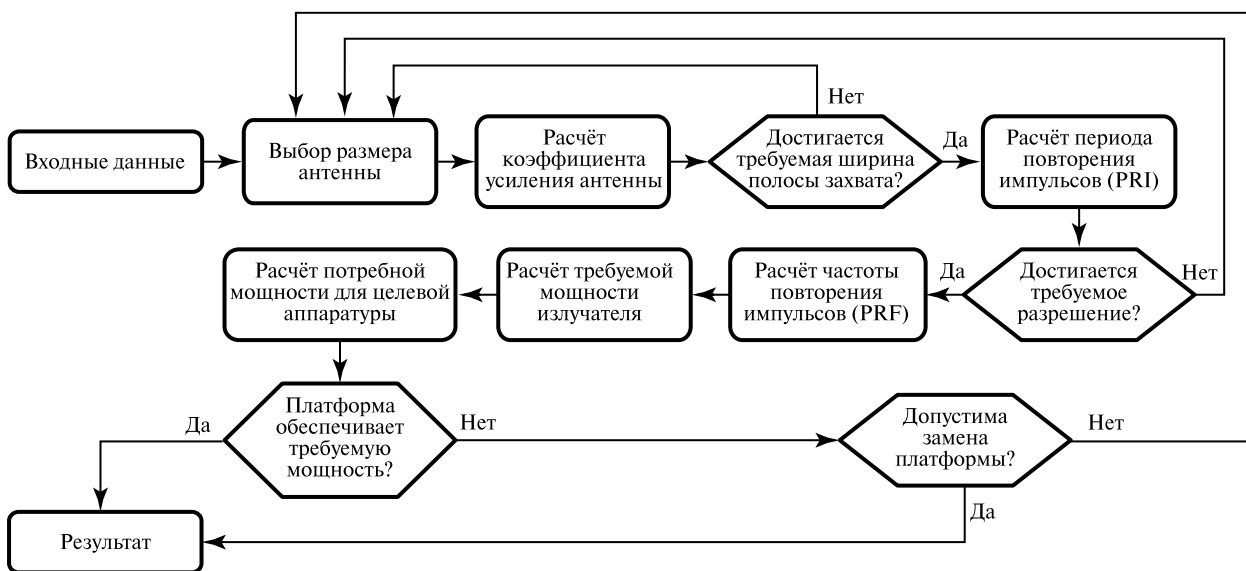


Рис. 2. Алгоритм для расчёта характеристик космического аппарата с учётом требований к радиолокационной съёмочной аппаратуре

Предложенный алгоритм позволяет оценивать, как будут меняться рабочие параметры (угол отклонения и частота повторения импульсов) имеющегося РСА для обеспечения требуемой полосы захвата или разрешения в зависимости от высоты орбиты.

## Оценка проектных характеристик радиолокационного космического аппарата по предложенному алгоритму

Проведённый анализ характеристик современных МКА ДЗЗ, оснащённых РСА, показывает, что они, как правило, запускаются на околокруговые ССО в диапазоне высот 500–654 км.

В рамках настоящей работы выбран диапазон орбит из ССО высотой  $500 \pm 100$  км, поскольку зачастую МКА типа кубсат выводятся в качестве попутной нагрузки и нельзя заранее спрогнозировать, на какую орбиту будет выводиться МКА. В качестве примера процесса проектирования РСА рассматривается проект МКА ДЗЗ с РСА. Формат платформы — кубсат 12U, орбита — низкая, околоземная.

В табл. 2 приведены рассчитанные значения для разных режимов съёмки.

Таблица 2. Рассчитанные значения для детального и маршрутного режима съёмки

Характеристика	Детальный режим	Маршрутный режим
Длина антенны, м		1,0
Ширина антенны, м		0,4
Площадь активной фазированной антенной решётки, м <sup>2</sup>		0,4
Наклонная дальность, м	$7,071 \cdot 10^5$	$7,071 \cdot 10^5$
Размер апертуры, м	$1,846 \cdot 10^5$	$2,192 \cdot 10^4$
Время синтеза, с	24,291	2,884
Разрешение по азимуту/дальности, м	0,059	0,5
Потери, дБ	-232,022	-215,779
Выигрыш когерентного накопления, дБ	13,854	4,601
Отношение сигнал/шум, дБ	0,863	5,726
Некогерентное усреднение, дБ	8,5	12,716

Аккумуляторная батарея (АБ) является одним из основных элементов системы электропитания КА, от её функционирования зависит продолжительность использования КА по назначению.

Необходимая ёмкость АБ определяется по формуле

$$C = \frac{W_{\text{АБ}}}{U_{\text{ср}} K_p},$$

где  $W_{\text{АБ}}$  — необходимая энергия АБ;  $U_{\text{ср}}$  — среднее напряжение АБ;  $K_p$  — коэффициент, учитывающий количество циклов заряда-разряда,  $K_p = 0,2$ .

Продолжительность теневого участка орбиты  $t_T$  на высотах до 1000 км можно приближённо оценить как

$$t_T = 0,3T,$$

где  $T$  — продолжительность витка.

На рис. 3 приведены системы электропитания МКА.

Расчёт требуемой мощности фотоэлектронных преобразователей (ФЭП) проводится по соотношению:

$$P_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{ср}}^{\text{сут}}}{\eta_{\text{АБ}} \cos \alpha} k_{\text{ФЭП}},$$

где  $P_{\text{ср}}^{\text{сут}}$  — среднесуточная мощность нагрузки;  $\eta_{\text{АБ}} = 0,9$  — среднее значение коэффициента полезного действия АБ;  $\cos \alpha$  — уровень освещённости панелей солнечных батарей;  $k_{\text{ФЭП}} = 1,2$  — коэффициент деградации ФЭП.

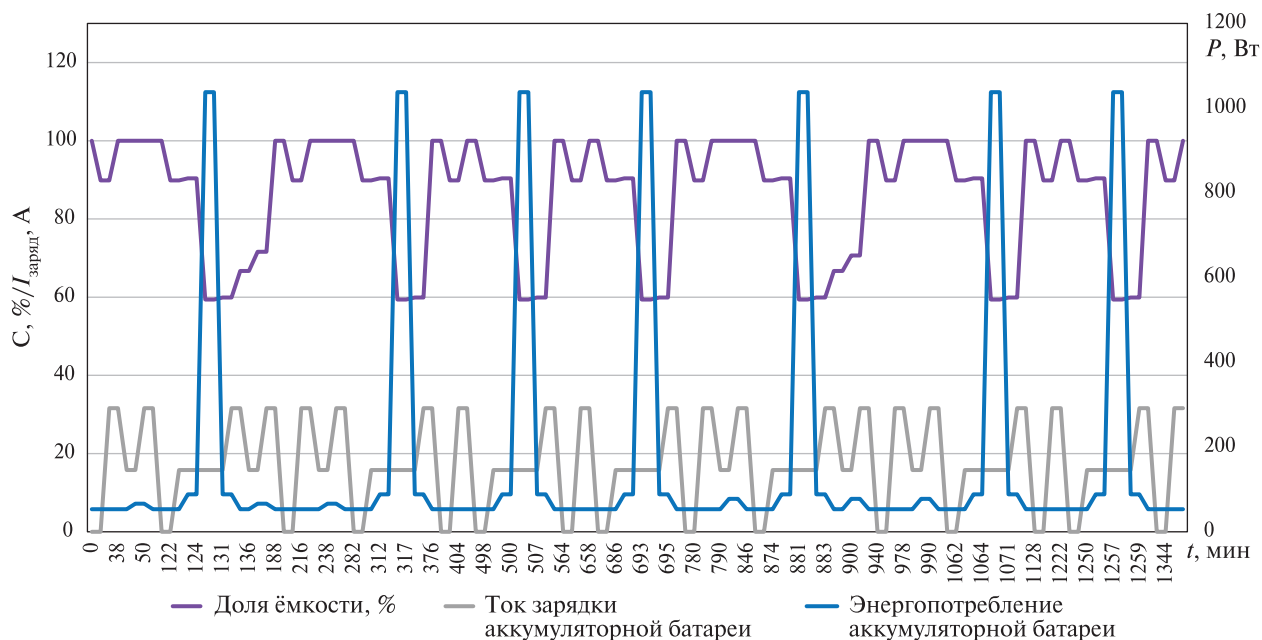


Рис. 3. Зависимости ёмкости АБ (в %), тока зарядки и энергопотребления бортовой аппаратуры от времени

На рис. 4 приведён график энергопотребления АБ.

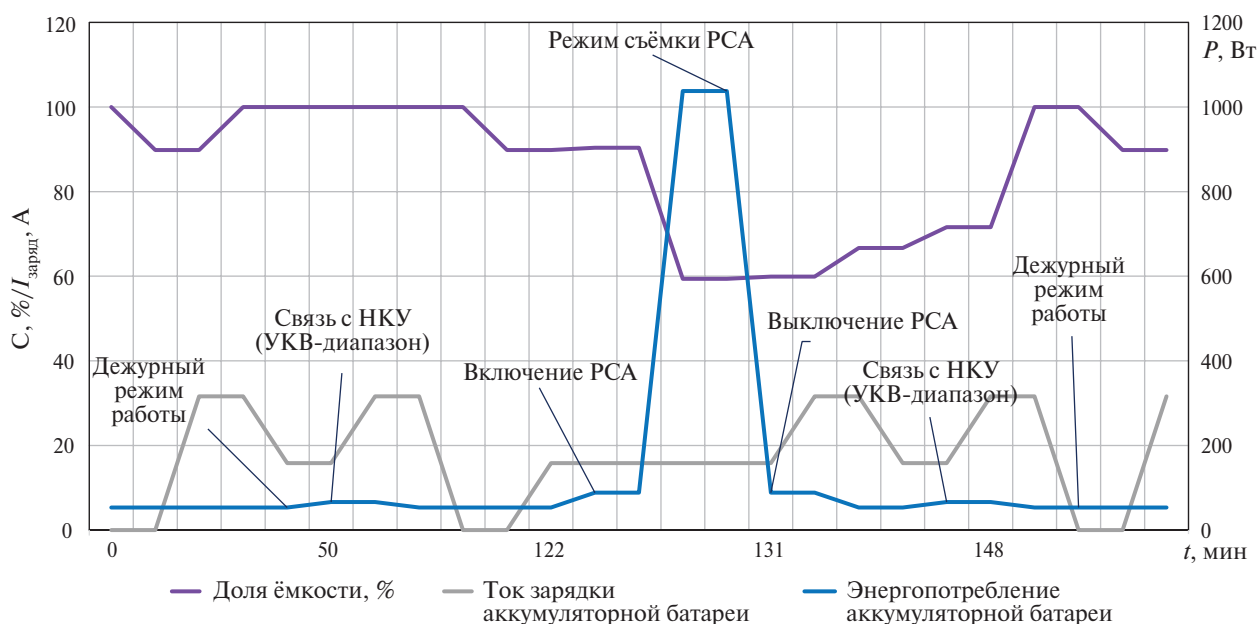


Рис. 4. Режимы энергопотребления АБ на 1–3-м витках полёта

Требуемая площадь под размещение ФЭП определяется по формуле

$$S_{\text{ФЭП}} = 1,2 \frac{P_{\text{ФЭП}}}{P_{\text{ФЭП}}^{\text{уд}}},$$

где  $P_{\text{ФЭП}}^{\text{уд}}$  — удельная мощность ФЭП.

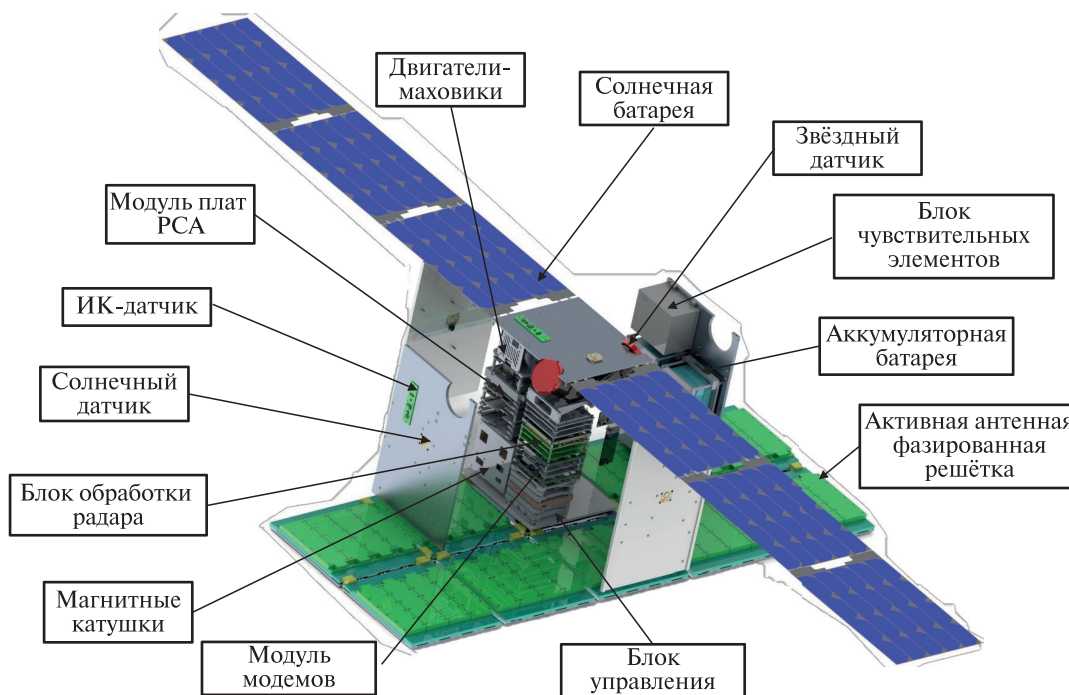
Ниже приведены основные параметры системы электропитания.



Среднесуточное электропотребление бортовой аппаратуры . . .	94,8 Вт
Среднее напряжение бортовой сети . . . . .	8 В
Требуемая мощность ФЭП. . . . .	252,87 Вт
Площадь под размещение ФЭП (арсенид-галлиевые) . . . . .	0,843 м <sup>2</sup>
Ёмкость . . . . .	30,64 А·ч
Собственное потребление системы электропитания. . . . .	3,5 Вт
Мощность АБ . . . . .	49,03 Вт·ч

Корпус МКА представляет собой негерметичный отсек, имеющий форму прямоугольного параллелепипеда, выполненный в соответствии с размерами по стандарту кубсат формата 12U XL ([https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds\\_rev13\\_final2.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf)).

Общий вид МКА приведён на *рис. 5*.



*Рис. 5.* МКА типа кубсат с РСА в полётной конфигурации

Спроектированный по предложенному алгоритму МКА с РСА имеет массу 25 кг и габариты 216,3×235,9×360 мм. Целевая аппаратура может функционировать до 5 мин на рабочей витке, с разрешением для детального режима съёмки не хуже 2 м, для маршрутного режима съёмки — не хуже 10 м.

### Заключение

С целью повышения эффективности использования малых космических аппаратов с радиолокационной съёмочной аппаратурой был проведён обзор современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и предложен алгоритм расчёта малого космического аппарата с радаром с синтезированной апертурой, учитывающий неопределённость орбитальных характеристик аппарата на этапе проектирования аппаратуры наблюдения. На основе проведённого исследования был осуществлён расчёт перспективного радиолокационного аппарата. Результаты проведённого исследования могут найти своё применение при определении проектных характеристик МКА с радиолокатором на начальных этапах проектирования.

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения госзадания FSSS-2023-007.

## Литература

1. *Барталев С. А., Бурнаев Е. В., Верба В. С., Ивлиев Н. А., Казанский Н. Л., Каперко А. Ф., Луян Е. А., Никоноров А. В., Скиданов Р. В., Черниенко А. А.* Мультиспектральный интеллектуальный мониторинг природной и техногенной среды / под ред. акад. РАН Панченко В. Я. Самара: Новая техника. 2023. 184 с.
2. *Костров В. В., Ракиткин А. В.* Радиолокационный космический сегмент дистанционного зондирования земли в 2023 году: состояние и перспективы развития // Радиотехн. и телекоммуникац. системы. 2023. № 4. С. 11–31. DOI: 10.24412/2221-2574-2023-4-11-31.
3. *Нафиева Е. Н., Гречищев А. В.* Космические радиолокационные системы мониторинга Земли // Экология. Экономика. Информатика. Сер.: Геоинформац. технологии и косм. мониторинг. 2020. Т. 2. № 5. С. 89–95. DOI: 10.23885/2500-123X-2020-2-5-89-95.
4. *Bouça P., Matos J. N., Cunha S. R. et al.* Low-profile aperture-coupled patch antenna array for CubeSat applications // IEEE Access. 2020. V. 8. P. 20473–20479. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2968060.
5. *Engelen S., van den Oever M., Mahapatra P., Sundaramoorthy P., Gill E., Meijer R., Verhoeven C.* NanoSAR — Case study of synthetic aperture radar for nano-satellites // Proc. 63<sup>rd</sup> Intern. Astronautical Congress. 2012. P. 1–6.
6. *Freeman A., Johnson W. T. K., Honeycutt B. et al.* The myth of the minimum SAR antenna area constraint // IEEE Trans. Geoscience Remote Sensing. 2000. V. 38. P. 320–324. DOI: 10.1109/36.823926.
7. *Fursov V. A.* Images recognition with selection of informative subspaces by conjugacy criterion // Pattern Recognition and Image Analysis. 2022. V. 32. P. 528–532. DOI: 10.1134/S1054661822030129.
8. *Fursov V., Zherdev D., Kazanskiy N.* Support subspaces method for synthetic aperture radar automatic target recognition // Intern. J. Advanced Robotic Systems. 2016. V. 13. No. 5. P. 1–11. DOI: 10.1177/1729881416664848.
9. *García Mondéjar A.* Feasibility study on SAR systems on small satellites / Escola Tècnica Superior d'Enginyeria de Telecomunicació de Barcelona, Departament de Teoria del Senyal i Comunicacions. Barselona, 2009. 84 p.
10. *Ma H., Stove A. G., Atkinson G. et al.* Passive SAR using small satellite receivers for persistent Earth observation // Intern. Conf. Radar Systems (Radar 2017). 2017. P. 1–6. DOI: 10.1049/cp.2017.0490.
11. *Kazanskiy N. L., Fursov V. A., Minaev E. et al.* Radar image modeling and recognition // Proc. 17<sup>th</sup> Intern. Scientific and Technical Conf. “Optical Technologies for Telecommunications“. 2020. V. 11516. Article 115161J. DOI: 10.1117/12.2566467.
12. *Pavlov V. A., Belov A. A., Volvenko S. V. et al.* Application of convolutional neural networks trained on optical images for object detection in radar images // Computer Optics. 2024. V. 48. No. 2. P. 253–259. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1316.
13. *Peral E., Im E., Wye L. et al.* Radar technologies for Earth remote sensing from CubeSat platforms // Proc. IEEE. 2018. V. 106. No. 3. P. 404–418. DOI: 10.1109/JPROC.2018.2793179.
14. *Urata K. N., Sri Sumantyo J. T., Santosa C. E. et al.* Development of an L-band SAR microsatellite antenna for Earth observation // Aerospace. 2018. V. 5. No. 4. Article 128. DOI: 10.3390/aerospace5040128.

## Algorithm for determining design parameters of a small spacecraft with radar imaging equipment at the preliminary design stage

O. D. Zhaldybina<sup>1</sup>, M. D. Korovin<sup>1</sup>, M. A. Ivanushkin<sup>1,2</sup>, I. S. Tkachenko<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Samara National Research University, Samara 443086, Russia

<sup>2</sup> Image Processing Systems Institute — Samara, NRC “Kurchatov Institute”  
Samara 443001, Russia

E-mail: zhaldybina.od@ssau.ru

Currently, small spacecraft with radar imaging equipment are becoming more and more widespread. The work is aimed at increasing the efficiency of small spacecraft with radar imaging equipment. A review of modern Earth remote sensing spacecraft carrying synthetic aperture radar payloads is carried out. The process of preliminary design of synthetic aperture radar with a planar array for Earth remote sensing tasks from space is considered. The algorithm for designing a small spacecraft with a synthetic aperture radar, taking into account the uncertainty of the orbital characteristics of the spacecraft is proposed. The developed algorithm makes it possible to obtain a preliminary estimate of such operating parameters as deflection angle and pulse repetition rate of synthetic aperture radar, which are necessary to ensure the required capture bandwidth and resolution depending on the orbital altitude at the stage of designing the sensors. Using the proposed methodology, the design characteristics of the developed small radar spacecraft were evaluated using the proposed algorithm. The results of this study can be used in determining the design characteristics of small spacecraft with radar imaging equipment at the preliminary development stage.

**Keywords:** small spacecraft, synthetic aperture radar, Earth remote sensing, CubeSat, orbital characteristics

Accepted: 26.08.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-5-63-74

### References

1. Bartalev S. A., Burnaev E. V., Verba V. S., Ivliev N. A., Kazansky N. L., Kaperko A. F., Loupian E. A., Nikonorov A. V., Skidanov R. V., Chernienko A. A., Panchenko V. Y., *Mul'tispektral'nyi intellektual'nyi monitoring prirodnoi i tekhnogennoi sredy* (Multispectral intelligent monitoring of natural and anthropogenic environment), Samara: New Technology Publishing House, 2023, 184 p. (in Russian).
2. Kostrov V. V., Rakitkin A. V., Radar space segment of Earth remote sensing in 2023: status and prospects for development, *Radio engineering and telecommunication systems*, 2023, Vol. 4, pp. 11–31 (in Russian), DOI: 10.24412/2221-2574-2023-4-11-31.
3. Nafieva E. N., Grechishchev A. V., Space radar systems of Earth monitoring, *Ecology. Economics. Informatics. Geoinformation Technologies and Space Monitoring*, 2020, Vol. 2, No. 5, pp. 89–95 (in Russian), DOI: 10.23885/2500-123X-2020-2-5-89-95.
4. Bouça P., Matos J. N., Cunha S. R. et al., Low-profile aperture-coupled patch antenna array for CubeSat applications, *IEEE Access*, 2020, Vol. 8, pp. 20473–20479, DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2968060.
5. Engelen S., van den Oever M., Mahapatra P., Sundaramoorthy P., Gill E., Meijer R., Verhoeven C., NanoSAR — Case study of synthetic aperture radar for nano-satellites, *Proc. 63<sup>rd</sup> Intern. Astronautical Congress*, 2012, pp. 1–6.
6. Freeman A., Johnson W. T. K., Honeycutt B. et al., The myth of the minimum SAR antenna area constraint, *IEEE Trans. Geoscience Remote Sensing*, 2000, Vol. 38, pp. 320–324, DOI: 10.1109/36.82392.
7. Fursov V. A., Images recognition with selection of informative subspaces by conjugacy criterion, *Pattern Recognition and Image Analysis*, 2022, Vol. 32, pp. 528–532, DOI: 10.1134/S1054661822030129.
8. Fursov V., Zherdev D., Kazanskiy N., Support subspaces method for synthetic aperture radar automatic target recognition, *Intern. J. Advanced Robotic Systems*, 2016, Vol. 13, No. 5, pp. 1–11, DOI: 10.1177/1729881416664848.
9. García Mondéjar A., *Feasibility study on SAR systems on small satellites*, Escola Tècnica Superior d'Enginyeria de Telecomunicació de Barcelona, Departamento de Teoría del Sensual y Comunicaciones, Barcelona, 2009, 84 p.
10. Ma H., Stove A. G., Atkinson G. et al., Passive SAR using small satellite receivers for persistent Earth observation, *Intern. Conf. Radar Systems (Radar 2017)*, 2017, pp. 1–6, DOI: 10.1049/cp.2017.0490.

11. Kazanskiy N.L., Fursov V.A., Minaev E. et al., Radar image modeling and recognition, *17<sup>th</sup> Intern. Scientific and Technical Conference "Optical Technologies for Telecommunications"*, 2020, Vol. 11516, Article 115161J, DOI: <https://doi.org/10.1117/12.2566467>.
12. Pavlov V.A., Belov A.A., Volvenko S.V. et al., Application of convolutional neural networks trained on optical images for object detection in radar images, *Computer Optics*, 2024, Vol. 48, No. 2, pp. 253–259, DOI: 10.18287/2412-6179-CO-1316.
13. Peral E., Im E., Wye L. et al., Radar technologies for Earth remote sensing from CubeSat platforms, *Proc. IEEE*, 2018, Vol. 106, No. 3, pp. 404–418, DOI: 10.1109/JPROC.2018.2793179.
14. Urata K.N., Sri Sumantyo J.T., Santosa C.E. et al., Development of an L-band SAR microsatellite antenna for Earth observation, *Aerospace*, 2018, Vol. 5, No. 4, Article 128, DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace5040128>.