

Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом

Демин Д.С.^{1*}, Кононенко П.И.^{2}, Лебеденко В.И.^{2***}, Прилуцкий А.А.^{1****},
Резниченко В.И.^{2*****}, Сидорчук Е.А.^{1*****},
Сысоев В.К.^{1*****}, Хмель Д.С.^{1*****}**

¹*Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,
ул. Ленинградская, 24, Химки, Московская область, 141400, Россия*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: dds@laspacespace.ru*

***e-mail: pavel.kononenko@mail.ru*

****e-mail: vil1103836@mail.ru*

*****e-mail: prilutskiy59@gmail.com*

******e-mail: kmit38@mail.ru*

******e-mail: sidorchuk@laspacespace.ru*

******e-mail: sysoev@laspacespace.ru*

******e-mail: khmel@laspacespace.ru*

Статья поступила 13.05.2021

Аннотация

В статье обоснован облик космического бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием крупногабаритного рефлектора для L и P диапазона. Предложены варианты конструкции трансформируемой зеркальной системы на элементах надувных отверждаемых устройств. Обоснованы пути обеспечения точности формообразования и стабильности формы рефлектора с использованием мониторинга формы и адаптации радиолокационной системы к отклонениям геометрии.

Ключевые слова: радиолокатор, АФАР, конструкция зеркальной системы.

Введение

Методы радиолокационного исследования Земли из ближнего космоса переживают настоящий бум, связанный с ростом спроса на радиолокационную информацию для применения в обширных областях хозяйственной деятельности. Среди радиолокационных технологий лидирующее положение занимает технология радиолокации синтезирования апертуры. Космические РЛС с синтезированной апертурой (КРСА) – это мощный и хорошо зарекомендовавший себя инструмент дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в радиодиапазоне, позволяющий проводить измерения земной поверхности с высоким пространственным разрешением независимо от погодных условий и освещенности солнечным светом (16). Одной из главных частей аппаратуры КРСА является антенная система. Конструкция антенной системы КРСА в основном определяет параметры качества радиолокационной информации и производительность радиолокационного датчика, а также определяет конструктивный облик космического аппарата (КА) в целом.

Самыми сложными и дорогостоящими в настоящее время являются антенны в виде активной фазированной антенной решетки (АФАР) и цифровой АФАР (ЦАФАР). Известно, что их преимущество заключается в способности перенацеливать луч антенны в точку наблюдения на поверхности Земли электронным либо цифровым способом, при этом задача системы управления движением КА, в основном при съемке, состоит в поддержании стабильности ориентации осей КА. Альтернативным вариантом является КРСА с не сканирующей антенной (зеркальная

антенна, антенная решетка и т.п.). В этом случае задачи наведения луча КРСА на объект и его пространственной стабилизации возлагаются на модуль служебных систем КА, при этом очевидно, что конструкция полезной нагрузки упрощается. Такой КА ДЗЗ по ряду параметров проигрывает предыдущему варианту, но выигрывает по меньшей массе, меньшему энергопотреблению, более простой конструкции, более низкой стоимости и меньшим срокам его создания. Но в таких антеннах существует задача создания достаточно мощного источника микроволнового излучения. Он может быть сосредоточенным, с усилителем на основе электровакуумных приборов (ЛБВ, клистрон, магнетрон), либо твердотельным усилителем; а может быть и распределенным, состоящим из нескольких твердотельных усилителей меньшей мощности (электронных модулей), и в этом случае логично осуществлять суммирование мощности не в радиотракте на один выход антенны, а в пространстве или на рефлекторе антенны. Но тогда появляется третий вариант антенны, который соединяет преимущества зеркальной антенны и АФАР (ЦАФАР) – гибридная зеркальная антенна (ГЗА). В этом варианте коэффициент усиления (КУ) антенны в целом обеспечивает размер рефлектора, а излучаемую мощность обеспечивает многоэлементный облучатель, представляющий собой АФАР, но с меньшим числом приемопередающих каналов. Применение в конструкции АФАР-облучателя ГЗА новых широкозонных полупроводниковых материалов, таких как GaN (нитрид галлия) позволяет увеличивать мощность излучения одного канала с традиционных для усилителей из GaAs 6...10 Вт с КПД=20...25% до 70...100 Вт с КПД=60...70%. Этот факт позволяет повысить

энергетический потенциал ГЗА до уровня, соизмеримого с АФАР, и одновременно снизить энергопотребление от системы электроснабжения КА. В ГЗА также возможно осуществление электронного сканирования лучом антенны, но в меньшем секторе углов и с большими, чем в АФАР, потерями усиления на краю сектора сканирования. Рефлектором в ГЗА выступает либо симметричная, либо несимметричная вырезка из параболоида вращения или из цилиндрического параболоида. В случае рефлектора в форме цилиндрического параболоида фокусом (фокальной линией) является линия параллельная образующей цилиндра, и в плоскости фокальной линии может быть осуществлено, как и в АФАР, достаточно широкоугольное сканирование (в зависимости от шага между фазовыми центрами антенных элементов АФАР).

1. Обоснование требований к гибридной зеркальной антенне РСА

Рассмотрим требования к размеру рефлектора ГЗА, вытекающие из качества радиолокационной информации и геометрии радиолокационного наблюдения. Основой для аналитической оценки параметров КРСА с ГЗА является основное уравнение радиолокации, формирующее энергетические требования к КРСА и условие обеспечения однозначности по дальности и доплеровской частоте принимаемого отраженного от поверхности Земли сигнала, определяющее минимальную площадь антенны (4, 5).

Проведенные расчеты показали, что при выборе значения площади антенны КРСА X-диапазона должны преобладать энергетические соображения, в то время как в КРСА L- и P-диапазонов минимальная площадь антенны будет определяться

условием неоднозначности сигналов. И, конечно, размер антенны в обоих случаях зависит от требований к ширине полосы обзора. Для КРСА X-диапазона с полосой обзора 400...500 км функционирующей на ССО с высотой 500 км, достаточно площади антенны 6...8 м². Такая антенна может быть реализована с использованием технологии АФАР. При размещении фазовых центров излучателей АФАР с шагом ~0,022м×0,3м реализуется электронное сканирование в секторе углов ±15°×±2° (угол места×азимут) и число фазовых центров (количество приемопередающих модулей) - $6\text{м}/0,022\text{м}\times 0,3\text{м}=900$. То есть импульсная мощность одного передающего канала АФАР составит 8...10 Вт, что укладывается в современную тенденцию КРСА с АФАР.

Для КРСА L-диапазона значение площади антенны при полосе обзора ~500 км составляет как минимум ~36...40 м² и энергетический критерий не является определяющим. Если мы выбираем площадь антенны 40 м², то мы можем снизить среднюю мощность излучения антенны до 100 Вт (импульсная мощность 1000 Вт) для высоты орбиты 500 км и до 400 Вт (импульсная мощность 4000 Вт) для высоты орбиты 1000 км. Число каналов АФАР, при условии электронного сканирования в секторе углов ±15°×±2°, составит примерно 100, средняя мощность одного канала - 1,0 Вт (импульсная мощность 10 Вт). При такой небольшой канальной мощности ППМ для L-диапазона и малом числе каналов в АФАР КПД КРСА из-за больших накладных энергозатрат будет низким. Если реализовывать антенну КРСА в виде АФАР при данных габаритах апертуры получается весьма сложная механически

раскрываемая из отдельных секций конструкция. Большая масса и меньшая надежность раскрытия такой конструкции не вызывает сомнений.

Альтернативной конструкцией, как уже отмечалось выше, являются ГЗА с облучателем в виде малоэлементных АФАР. Конструкция ГЗА, как зеркальная антенна может быть построена по однозеркальной, так и двухзеркальной схеме (схемы Кассегрена, Грегори, АДЭ); по расположению облучателя рефлектора ГЗА может быть – симметричной, офсетной, по форме рефлектора это может быть вырезка из параболоида вращения, цилиндрического параболоида. В каждом конкретном случае конструктор выбирает оптимальный вариант конструкции ГЗА, понимая и учитывая достоинства и недостатки перечисленных схем. Для примера сравним два варианта однозеркальных ГЗА с облучателем в виде АФАР – вырезка из симметричного параболоида вращения и вырезка из цилиндрического параболоида (Рисунок.1).

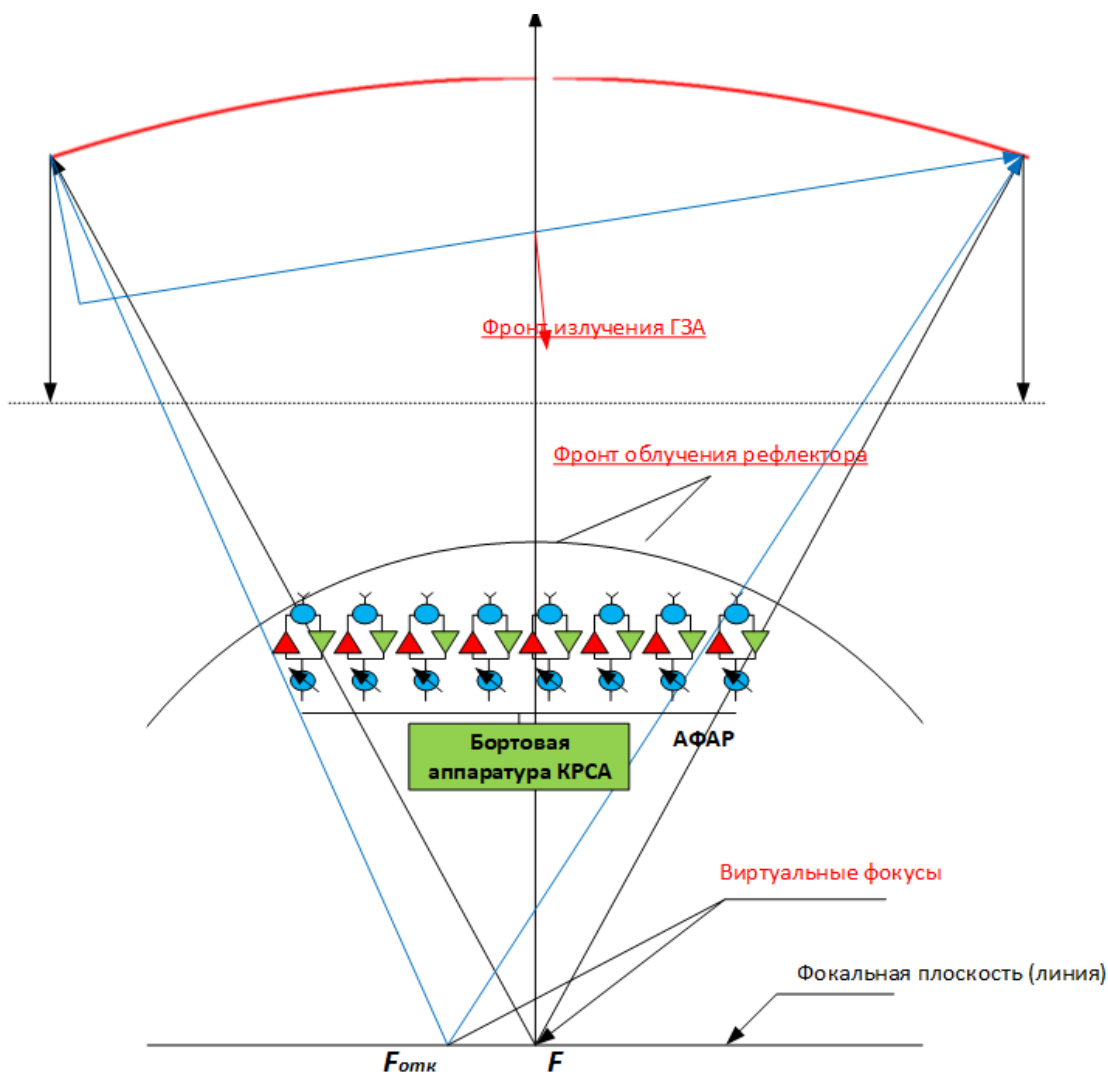
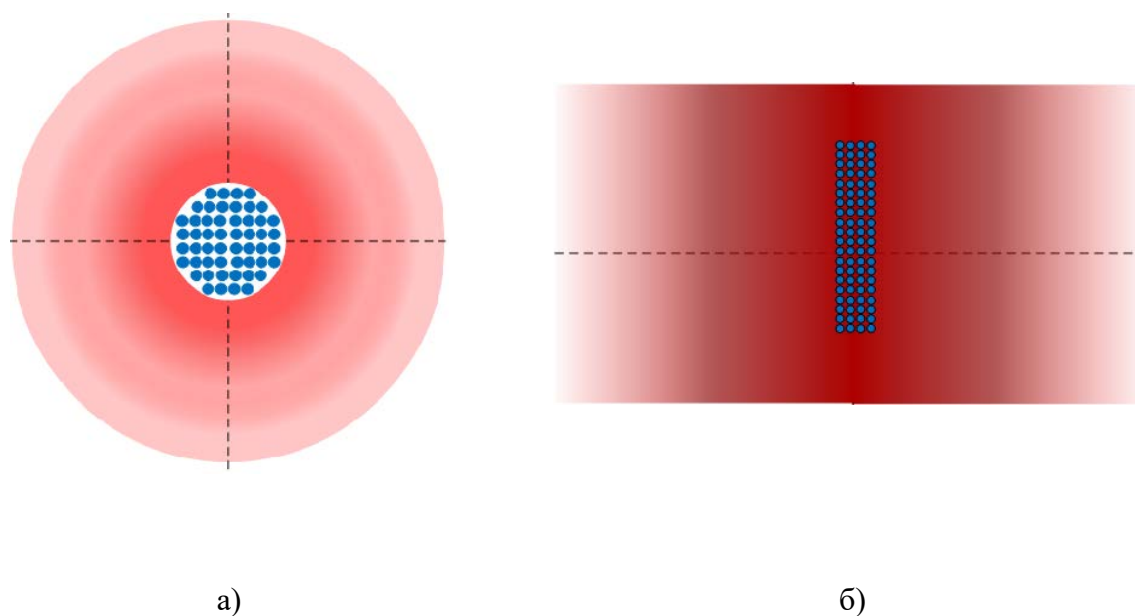


Рисунок 1. ГЗА с облучателем АФАР, размещенным в не фокальной плоскости (линии)

На Рисунок. 1 показана общая схема возбуждения рефлектора ГЗА облучателем в виде АФАР, размещенным вне фокальной плоскости. Формирование фронта возбуждающей волны идентичной волне, излучаемой виртуальным облучателем, находящимся в фокусе параболического рефлектора, происходит за счет выбора амплитуд и фаз возбуждения излучателей АФАР. Отклонение луча в ГЗА осуществляется формированием амплитудно-фазового распределения в излучателях

АФАР, соответствующего линейному перемещению виртуального облучателя из фокуса параболического рефлектора. Максимальный угол отклонения луча от электрической оси ГЗА варианта в виде симметричного параболоида (Рисунок 2а), при приемлемых искажениях диаграммы направленности антенны (ДНА), равен $\sim 5 \dots 10$ ширинам ДНА. При этом фазовые центры приемопередающих каналов АФАР должны размещаться в достаточно плотной сетке с шагом $(0,5 \dots 0,7) \cdot \lambda$. В случае ГЗА с цилиндрическим рефлектором (рисунок 2б) электронное сканирование вдоль образующей цилиндра может осуществляться, как и в АФАР, в секторе углов, определяемом шагом излучателей ($\pm 10 \dots 20^\circ$), а в параболическом сечении рефлектора – в секторе углов до $\pm 10 \cdot (\text{ширина ДНА})$.



а – ГЗА с рефлектором в виде симметричного параболоида, б – ГЗА с рефлектором в виде цилиндрического параболоида;

Рисунок 2. Варианты исполнения конструкции ГЗА

В случае широкоугольного сканирования в сечении фокальной линии рефлектор должен иметь размер больше, чем размер облучателя АФАР. Суммарный

коэффициент использования поверхности (КИП) равен произведению КИП в главных сечениях апертуры (6)

$$\text{КИП}_\Sigma = \text{КИП}_{\text{параб.}} \cdot \text{КИП}_{\text{цил.}} \quad (1)$$

где $\text{КИП}_{\text{параб.}} = 0.7 \dots 0.8$ – КИП в параболическом сечении, $\text{КИП}_{\text{цил.}}$ – КИП в сечении фокальной линии, зависит от фокусного расстояния и угла отклонения луча.

Например, если эффективный размер апертуры в L-диапазоне антенны КРСА равен 40 м^2 , то продольный размер антенны $10 \text{ м} / \text{КИП}_{\text{параб.}} = 12 \text{ м}$, а поперечный размер рефлектора для угла сканирования $\gamma = 15^\circ$ равен: $4 \text{ м} + F \sin \gamma = 4 \text{ м} + 12 \text{ м} \cdot \sin 15^\circ = 4 \text{ м} + 3 \text{ м} = 7 \text{ м}$, где F – фокусное расстояние. Таким образом, общий реальный размер рефлектора будет равен $12 \times 7 = 84 \text{ м}^2$, а суммарный $\text{КИП}_\Sigma = 40 / 84 = 0,48$, что соизмеримо с КИП симметричного рефлектора параболоида вращения. Диаметр эквивалентного рефлектора параболоида вращения составит $\sim 10 \text{ м}$. КИП в параболическом сечении рефлектора ГЗА может быть увеличен до $0,9 \dots 0,95$ за счет синтеза столообразного распределения поля на рефлекторе антенны (8).

Важным техническим вопросом является точность изготовления геометрии рефлектора антенны и ее геометрическая стабильность во время эксплуатации в космических условиях (6). Из графиков (19) следует, что при максимальных отклонениях формы рефлектора от расчётного значения, меньшего, чем $\lambda/10$, искажения ДНА несущественны, отмечается снижение коэффициента усиления (КУ) антенны менее $0,1 \text{ дБ}$ и увеличение уровня боковых лепестков (УБЛ) не более $2 \dots 3 \text{ дБ}$.

Приведенные выше оценки конструкции ГЗА носят существенно приближенный характер и предназначены для обоснования применяемой конструкции крупноразмерного рефлектора антенны космического базирования и технологии его изготовления. Проектирование такого типа антенн – сложная теоретическая электродинамическая задача, в настоящей работе такая задача не ставилась.

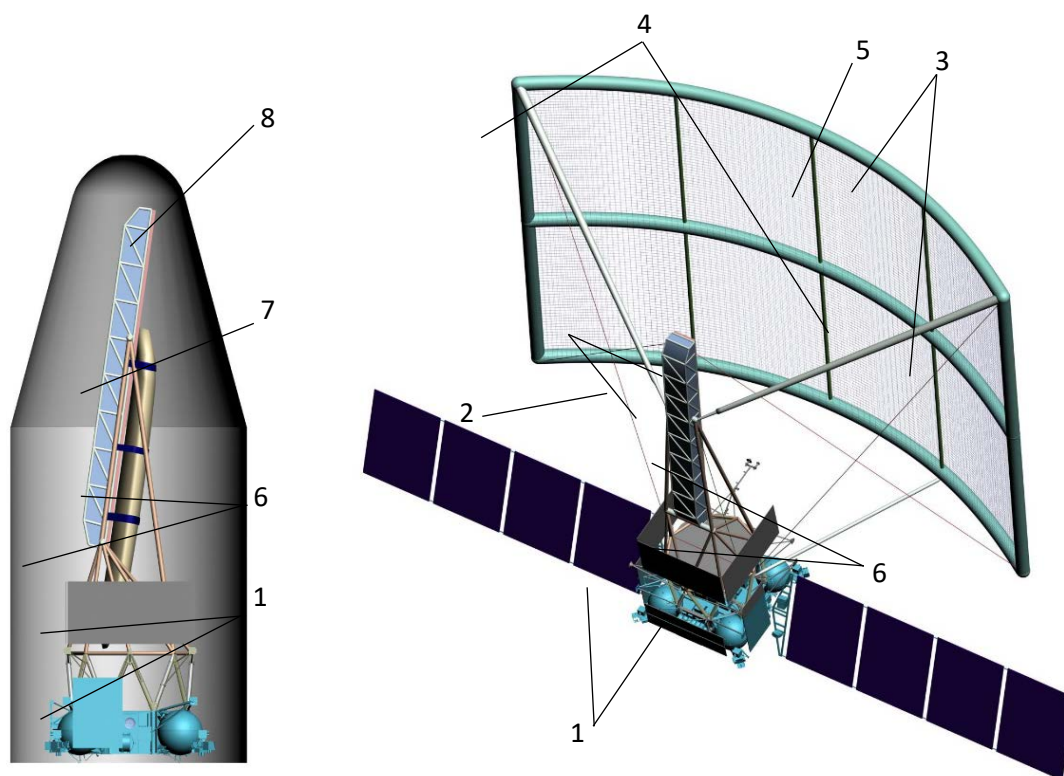
Конечно, дальнейшее развитие данной гибридной технологии радиолокаторов зависит от конструкции антенного поля. Так как антенна имеет значительные размеры (от 20 до 100 м²), то с учетом ограничений, накладываемых головным обтекателем (ГО) ракеты носителя (РН), данная конструкция неизбежно будет трансформируемой. Не вдаваясь в анализ вариантов трансформируемых конструкций антенн (2), авторы рассмотрели конструкцию антенн на основе надувных отверждаемых устройств (3).

2. Рефлектор с пневмокаркасными отверждаемыми элементами

Разработка крупногабаритного рефлектора гибридной АФАР с использованием отверждаемого газонаполненного пневмокаркаса существенно увеличит площадь и снизит массу рефлектора радиоизлучения и повысит эффективность БРЛК. Отвержденный пневмокаркас создается в невесомости и поэтому представляет собой легкую ненагруженную конструкцию из тонкостенных оболочек (16,17). При габаритах до 20÷30 м и площади 100÷600 м² в свернутом виде он разместится в объеме около 2 – 3 м³ при весе в 100÷200 кг. В АО «НПО Лавочкина» выполнен ряд работ по созданию надувных отверждаемых конструкций (НОК) при газо-

наполнении и отверждении мягких оболочек с использованием полимерно-композиционных материалов (ПКМ), которые позволили оценить работоспособность и надежность предложенных способов развертывания крупногабаритных конструкций для использования в КА (9, 10).

Отверждаемые конструкции до разворачивания представляют собой компактно свернутые и закрепленные под ГО РН рулоны оболочек из тканей и пленок. В таком состоянии они легко выдерживают вибрационные и динамические нагрузки при выведении КГЧ на орбиту. Затем оболочки наполняют газом под давлением до 0,1 – 0,8 БАР, в результате чего пневмокаркас развертывается, закрепленная к нему металлизированная сетка растягивается и образует поверхность цилиндрического параболоида. На рисунке 3 представлена НОК рефлектора для L диапазона, развернутая в составе КА на основе базового модуля служебных систем (БМСС) «Навигатор» с размерами 12,2 - 8,5 м, а на рисунке 4 – НОК рефлектора для Р диапазона с размерами 16,6 – 9,5 м в составе КА на основе БМСС «Навигатор». Для обеспечения обоснованных выше требований к сохранению формы поверхности ГЗА для рефлекторов L диапазона с отклонением в пределах 3 мм для рефлектора Р диапазона в пределах 8 мм необходимо обеспечить высокую жесткость НОК и стабильность ее формы.

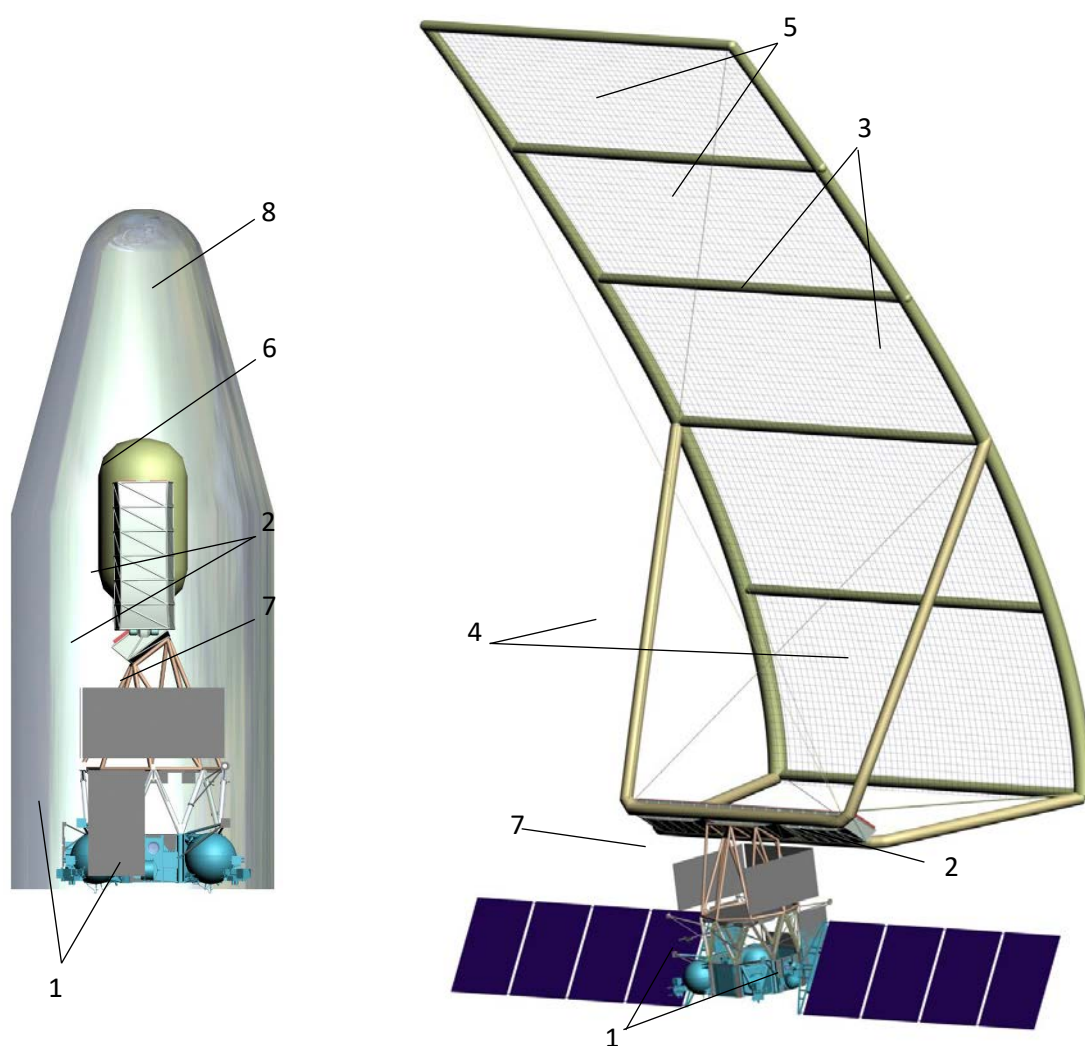


1 – БМСС «Навигатор»; 2 – АФАР; 3 – отвержденный пневмокаркас; 4 – отвержденные пневмобалки; 5 – металлизированная сетка; 6 – ферма крепления; 7 – контейнер с рулоном пневмокаркаса; 8 – ГО РН

Рисунок 3. - Рефлектор на основе отвержденного пневмокаркаса в свернутом положении под обтекателем КГЧ и в рабочей конфигурации после газонаполнения и отверждения пневмокаркаса.

На рисунке 5 представлены сечение и состав отверждаемой цилиндрической оболочки пневмокаркаса. Для отверждения слои тканей из высокопрочных арамидных и углеродных волокон между внутренней и внешней герметичной оболочкой пропитывают связующим, через раздающие каналы внутри армирующих тканей, инфузией связующего при вакууммировании дренирующих каналов. Отверждение связующего после инфузии производится добавкой в него отвердителя

или же воздействием на него тепла или излучения. В результате отверждения связующего в течение 3-5 часов создается легкая и жесткая оболочечная конструкция из ПКМ. Конструкции из ПКМ обладают высокой удельной прочностью, жесткостью и стойкостью к воздействию внешних воздействующих факторов (ВВФ) среды и получили широкое распространение в конструкциях ЛА и КА.



1 – БМСС «Навигатор»; 2 – АФАР; 3 – отвержденный пневмокаркас; 4 – отверждаемые пневмобалки; 5 – металлизированная сетка рефлектора, 6 – контейнер с рулоном пневмокаркаса, 7 – ферма крепления, 8 – ГО РН.

Рисунок 4. - Крупногабаритный параболический рефлектор Р диапазона на основе отвержденного пневмокаркаса в развернутом положении

Для обеспечения высокой жесткости НОК каркаса рефлектора разработан способ отверждения с использованием введения затвердевающего связующего после газонаполнения оболочек. При хранения связующего отдельно от материала высокая мягкость материала обеспечивает компактность укладки оболочек и сохранность при длительном хранении и под нагрузками на этапе выведения. После наполнения и отверждения пневмокаркаса и выпуска газа из оболочек армирующие материалы прочно скреплены эпоксидным связующим с внешней силовой-герметичной оболочкой, защищающей их от ВВФ космического пространства (14).

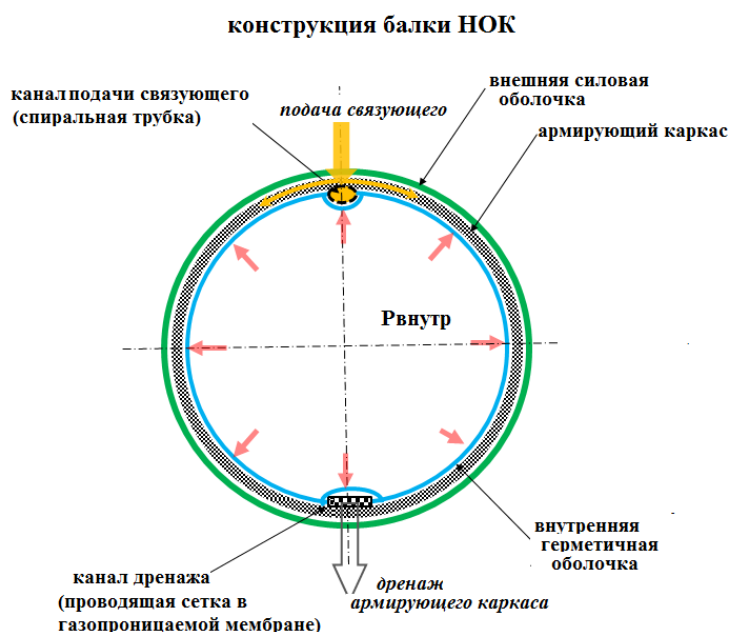


Рисунок 5. Схема инфузии связующего с вакуумным дренажом тканей

Инфузия связующего часто используется в техпроцессах ПКМ. Для отработки инфузии в надувной оболочке и подтверждения качественного отверждения ее материала проведен эксперимент. Материал НОК состоял из:

–внешней силовой оболочки – $0,25 \text{ кг/м}^2$ на основе прочного тканепленочного материала, которая обеспечивает формообразование оболочки под давлением и отсутствие газовыделений в вакууме;

–внутренней герметичной оболочки – $0,1 \text{ кг/м}^2$ из пластичной полиуретановой пленки;

–армирующего отверждаемого слоя – $0,48 \text{ кг/м}^2$ находящегося между внешним и внутренним слоями из арамидных тканей и углеткани с волокнами направленными вдоль балки для увеличения изгибной жесткости.

После хранения в рулоне оболочку наполняли газом и проводил инфузию связующего ЭПС-и-108 которое в течение 3-5 часов затвердевало под действием добавленного в него полимеризатора (отвердителя) образуя ПКМ толщиной около 1 мм с удельной массой $1,2 \text{ кг/м}^2$. При испытаниях отвержденной оболочки длиной 3 м представленной на рисунке 6 под нагрузкой 40 даН зарегистрирован прогиб 3,06 мм. Оболочка сохранила прочность под нагрузкой до 80 даН.



Рисунок 6. Рулон с мягкой НОК, испытания НОК балки $L=3 \text{ м}$, $D = 0,17 \text{ м}$, отвержденный образец ПКМ НОК

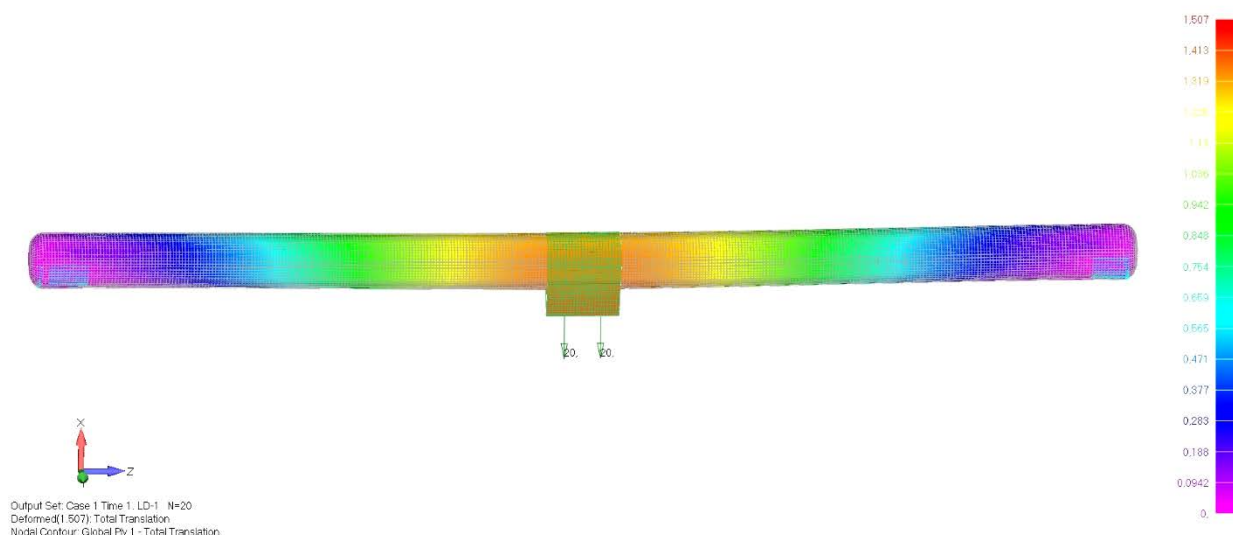


Рисунок 7. Расчет деформации НОК балки $L=3$ м, $D = 0,17$ м балки под нагрузкой 20 даН

При испытаниях образцов из ПКМ, вырезанных из различных частей оболочки, по ГОСТ 32656–2014 усредненная прочность материала вдоль оболочки составила $42,0$ кг/мм², а поперек – $12,5$ кг/мм², усредненный модуль упругости вдоль оболочки составил $2817,8$ кг/мм², поперек – $691,5$ кг/мм². На основе данных о прочности и жесткости образцов ПКМ и их относительном удлинении в зависимости от напряжений проведено моделирование напряженно деформированного состояния (НДС). Расчет деформации балки длиной 3 м диаметром 0,17 м при действии силы 20 даН, представленный на рисунке 7 показывает величину максимального прогиба 1,507 мм, что близко к зарегистрированному при испытаниях с нагрузкой 20 даН прогибу 1,5 мм. Расчетные эквивалентные напряжения вдоль оболочки составили $4,18$ кгс/мм², расчетный запас прочности составил 16,6, собственные частоты балки – от 0,32 Гц до 1,26 Гц.

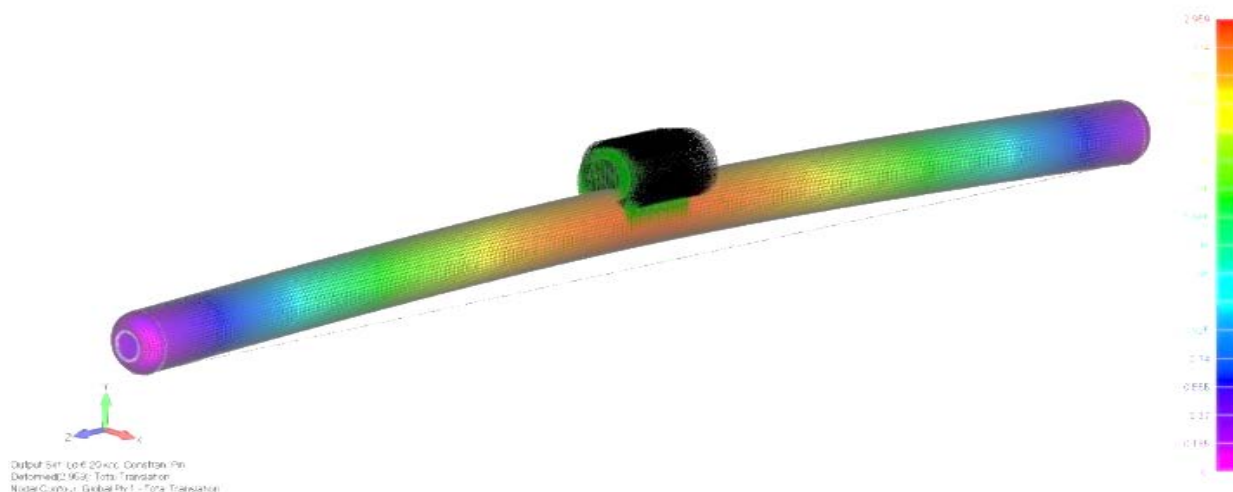


Рисунок 8. Расчет деформации НОК $L=18$ м, $D = 1$ м с нагрузкой 30 даН

На рисунке 8 представлен расчет НДС под нагрузкой 30 даН для отвержденной крупногабаритной балки из аналогичного ПКМ длиной 18 м с диаметром 1000 мм, показавший, что ее прогиб не превышает 3 мм. Таким образом, на примере цилиндрической тонкостенной балки опробован метод проектирования НОК для обеспечения обоснованных требований к рефлекторам с площадью 100 – 160 м² и оценен бюджет массы предложенных НОК рефлектора 150 - 300 кг. На рисунке 9 в контейнере и в развернутом отвержденном виде представлена НОК каркаса с двумя отвержденными цилиндрическими оболочками, скрепленными стержнями и растяжками. После наполнения и отверждения, при отсутствии давления, подтверждена жесткость и прочность каркаса.



Рисунок 9. Рулон с мягкой НОК; испытания отвержденной НОК каркаса

Проведены термовакуумные испытания, подтверждающие стойкость к воздействию вакуума и низкое газовыделение внешней герметичной оболочки и всего многослойного материала отвержденной и не отвержденной НОК. Количество летучих конденсирующихся веществ зарегистрировано в пределах 0,02%, а потеря массы не превысила 0,0976%, что соответствует требованиям к внешним поверхностям КА.

Для поддержания температурной стабильности НОК и улучшения защиты от воздействия УФ излучения, атомарного кислорода и заряженных частиц НОК достаточно покрыть пленкой с высокими термооптическими характеристиками $A_s=0,09-0,14$ $E=0,03-0,06$ например ЛМ-ПМ-ДА, а также слоем ЭВТИ-И с массовой плотностью около 0,1 кг/м² (9).

Для улучшения качества и скорости пропитку эпоксидным связующим проводят при температуре в пределах от 20 до 100 °С. Для ряда связующих полимеризация может протекать при понижении температуры до -50 °С с замедлением процесса в два три раза. Повышение температуры оболочки для снижения вязкости, ускорения процесса пропитки и отверждения до 50 – 80 °С обеспечивается нагревательными элементами с выделением не более 0,1 Вт в расчете на м² термоизолированной поверхности. Для регулирования равномерности и температуры нагрева необходимо обеспечить контроль температуры конструкции. Использование мониторинга и управления температурой элементов НОК обеспечит стабильный температурный режим и позволит корректировать форму каркаса при

действию нагрева или охлаждения его элементов для достижения соответствия обоснованным выше требованиям точности формы рефлектора.

Высокая точность формы разворачивания газонаполненных пневмокаркасных конструкций может быть обеспечена высокой жесткостью тканей и точностью изготовления мягких оболочек с использованием техпроцессов сборки с нанесением на жесткие плазы и оправки и применением 3D плетения с натяжением нитей ткани на оправки.

Стабильность формы рефлектора достигается использованием демпфирующих колебания натяжителей в местах крепления к каркасу металлизированной сетки и тросовых растяжек. Регулирование длины натяжителей позволит настроить форму каркаса и закрепленной к нему поверхности рефлектора.

Рассмотрим методы мониторинга и корректировки формы и методы компенсации влияния деформаций аппаратно-программными средствами радиолокационной системы.

3. Использование адаптивных технологий для контроля и управления характеристиками антенны БРЛК

В процессе эксплуатации космических радиолокационных систем локатор подвергается воздействию различных факторов, как внешних, так и внутренних, которые являются причиной нарушений в работе локатора. Весь спектр негативных факторов условно можно разделить на две группы: факторы, влияние которых поддается компенсации и факторы, влияние которых не может быть парировано аппаратно-программными средствами радиолокационной системы [6].

Рассмотрим некоторые негативные факторы из первой группы и методы их парирования. Для антенных решеток и зеркальных антенн безусловным функциональным требованием является геометрическая стабильность, которая обеспечивает возможность сформировать требуемое амплитудно-фазовое распределение в апертуре антенны [20]. Любые отклонения геометрии антенной системы от расчетных значений приводят к потере энергетических характеристик, искажению формы главного и боковых лепестков ДНА и смещению электрической оси антенны от заданного направления на цель.

Степень влияния каждого фактора зависит от формы и величины деформации антенны, обусловленной воздействием этого фактора. Небольшие деформации (с магнитудой меньше $1/10$ длины волны рабочего диапазона антенны) не оказывают ощутимого влияния и не требуют специальных мер по их компенсации, но если геометрические отклонения в направлении электрической оси антенны превышают 10% от длины волны, то необходимо компенсировать их влияние для обеспечения требуемых радиотехнических параметров антенной системы.

Наиболее эффективные методы компенсации деформаций должны выбираться с учетом конструктивных особенностей антенной системы, но в любом случае необходим объективный контроль величины деформации антенны [21].

Космическое базирование радиолокатора накладывает определенные ограничения на методы мониторинга геометрических параметров и способов компенсации деформаций. В процессе эксплуатации радиолокатора интенсивность воздействия внешних и внутренних факторов может меняться, поэтому необходим

перманентный мониторинг геометрических параметров. Контроль геометрических параметров может вестись с использованием прямых и косвенных методов измерения (или комбинации этих методов для повышения надежности). В случае косвенных методов измеряется, например, температура, а пересчет в величину пространственного смещения проводится с помощью зависимостей смещений от температуры, полученных при экспериментальной отработке.

Для крупногабаритных зеркальных антенн отверждаемой пневмокаркасной конструкции предлагается использовать гибридную систему контроля формы антенны, включающую оптическую фотограмметрическую систему и оптоволоконную тензометрическую систему с решетками Брэгга, интегрированные в структуру пневмокаркасных оболочек.

Обе предлагаемые системы (фотограмметрическая и оптоволоконная) дают в режиме on-line информацию об относительном смещении контрольных точек, поэтому для получения абсолютных геометрических параметров необходимо проводить вычисления, использующие параметры, полученные при юстировке измерительных систем. В результате обработки информации определяется величина деформаций.

С учетом облика конкретной антенной системы могут применяться способы корректировки формы рефлектора и аппаратно-программные средства для настройки радиолокационной системы, такие как:

— использование фазовой коррекции сигнала в элементах антенных решеток;

- использование независимой обработки сигнала в субапертурах и калибровка оцифрованной информации с учетом смещения фазового центра субапертуры;
- компенсационный нагрев элементов конструкции, позволяющий парировать деформацию за счет выравнивания температурного поля или создания контртермодеформации для компенсации паразитного смещения.
- использование механических актуаторов, позволяющих в on-line режиме компенсировать смещения излучателей в АФАР или участков отражающей поверхности в антенном зеркале [22].

Можно использовать набор пассивных методов обеспечения стабильности антенных систем:

- использование материалов с низким КТР;
- использование экранной защиты от солнечного нагрева;
- использование систем с высокой теплопроводностью для выравнивания температурных градиентов;
- использование систем с нулевым температурным расширением в особо требовательных к геометрической стабильности элементах.

В гибридных антенных системах на основе АФАР и крупногабаритного пневмокаркасного рефлектора может использоваться несколько систем коррекции деформаций. Для выравнивания фронта излучаемой волны и компенсации деформаций излучающей структуры АФАР необходима фазовая коррекция сигналов, а для коррекции формы зеркала можно использовать механические актуаторы для

регулирования длины строп (термостабильных струн), управление температурой отвержденного пневмокаркаса.

Выводы

Обоснован облик космического бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием крупногабаритного рефлектора L и P диапазона. Предложен облик трансформируемой зеркальной системы на элементах надувных оболочек и способ их отверждения, обоснована высокая жесткость и стойкость ее конструкции. Обоснованы пути обеспечения точности формообразования и стабильности формы рефлектора с использованием мониторинга формы при использовании адаптации радиолокационной системы к отклонениям геометрии.

Библиографический список

1. Коровайцева Е.А. О некоторых особенностях решения задач статики мягких оболочек вращения при больших деформациях // Труды МАИ. 2020. № 114. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=118881>. DOI: [10.34759/trd-2020-114-04](https://doi.org/10.34759/trd-2020-114-04)
2. Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2007. № 2 (15). С. 51 – 57.
3. Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 2) // Вестник Сибирского

государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2007. № 3 (16). С. 78 – 81.

4. Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 55 - 64.

5. Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Методика расчёта зависимости базовых параметров космических радиолокаторов с синтезированной апертурой от высоты полёта и наклона плоскости орбиты носителя // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 4. С. 80 - 88.

6. Прилуцкий А.А., Сидорчук Е.А., Петров А.С. Моделирование механических деформаций апертуры и анализ их влияния на диаграмму направленности АФАР // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 160 - 170.

7. Реутов А.С., Шишлов А.В. Конструктивный синтез и оценки эффективности гибридных зеркальных антенн с профилированными рефлекторами // Антенны. 2005. № 1. С. 63 - 67.

8. Скобелев С.П. Фазированные антенные решетки с секторными парциальными диаграммами направленности. - М.: Физматлит, 2010. - 319 с.

9. Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. Основы проектирования надувных космических конструкций. – М.: МАИ-принт, 2012. С. 466 - 525.

10. Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике: монография. – Химки: НПО Лавочкина, 2019. С. 416 - 450.
11. Сенцов А.А., Ненашев В.А., Иванов С.А., Турнецкая Е.Л. Совмещение сформированных радиолокационных изображений с цифровой картой местности в бортовых системах оперативного мониторинга земной поверхности // Труды МАИ. 2021. № 117. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=156227>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-08](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-08)
12. Низаметдинов Ф.Р., Сорокин Ф.Д., Иванников В.В. Разработка конечного элемента оболочки для моделирования больших перемещений элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ. 2019. № 109. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=111337>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-2](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-2)
13. Дюков В.А. Оптимизация технологического процесса автоклавного формования композитных авиационных конструкций сложной формы с предварительным исправлением их геометрии // Труды МАИ. 2021. № 116. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=121089>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-12](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-12)
14. Allred R.E., Hoyt A.E. UV rigidizable carbon-reinforced isogrid inflatable booms // AIAA 2002-1202, 2002. DOI: [10.2514/6.2002-1202](https://doi.org/10.2514/6.2002-1202)
15. Cadogan D.P., Scarborough S.E. Rigidizable materials for use in gossamer space inflatable structures // 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2001-1417, 2001. DOI: [10.2514/6.2001-1417](https://doi.org/10.2514/6.2001-1417)

16. Curlander J., McDonough R. Synthetic Aperture Radar: Systems and Signal Processing, New York, Wiley, 1991, 163 p.
17. Guidanean K., Williams T. An inflatable truss structure with complex joints // AIAA-98-2105, 1998, DOI:[10.2514/6.1998-2105](https://doi.org/10.2514/6.1998-2105)
18. Kildal P.S. Aperture efficiency and linear phase center of parabolic cylindrical reflector antenna // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1984, vol. 32, no. 6, pp. 553 - 561. DOI:[10.1109/TAP.1984.1143370](https://doi.org/10.1109/TAP.1984.1143370)
19. Xiang B., Wang C., Lian P. Effect of Surface Error Distribution and Aberration on Electromagnetic Performance of a Reflector Antenna // International Journal of Antennas and Propagation, 2019, Article ID 5062545. URL: <https://doi.org/10.1155/2019/5062545>
20. Furber M., Blaszak D., Pieri M. Correctability modeling of a large deformable mirror // In Proceedings of SPIE, 1994, vol. 2201, URL: <https://doi.org/10.1117/12.176119>
21. Robertson H. Development of an active optics concept using a thin deformable mirror, Technical report, NASA CR-1593, 1970. URL: https://openlibrary.org/books/OL5392599M/Development_of_an_active_optics_concept_using_a_thin_deformable_mirror
22. Diouf A., Legendre A. Open-loop shape control for continuous microelectromechanical system deformable mirror // Applied Optics, 2010, vol. 49, no. 31. URL: <https://studylib.net/doc/11736232/open-loop-shape-control-for-continuous-microelectromechan>

The concept of an onboard radar based on active phased array antenna employing reflector with solid-setting pneumatic frame

Demin D.S.^{1*}, Kononenko P.I.^{2}, Lebedenko V.A.^{2***}, Prilutsky A.A.^{1****},
Reznichenko V.I.^{2*****}, Sidorchuk E.A.^{1*****}, Sysoev V.K.^{1*****}, Khmel D.S.^{1*****}**

¹*Lavochkin Research and Production Association, NPO Lavochkin, 24, Leningradskay str., Khimki, Moscow region, 141400, Russia*

²*Moscow Aviation Institute (National Research University), 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

*e-mail: dds@laspacespace.ru

**e-mail: pavel.kononenko@mail.ru

***e-mail: vill103836@mail.ru

****e-mail: prilutskiy59@gmail.com

*****e-mail: kmit38@mail.ru

*****e-mail: sidorchuk@laspacespace.ru

*****e-mail: sysoev@laspacespace.ru

*****e-mail: khmel@laspacespace.ru

Abstract

The article considers a space onboard radar based on a hybrid mirror antenna for the L or P band and active phased array antenna transceiver modules, scanning along the forming surface of a cylindrical paraboloid of its reflector. The authors suggested using effective area of the reflecting surface of its reflector no less than 100 m² for the L band, and no less than 160 m² for the P band to obtain a high gain, and substantiated the requirements to the shape stability as well. For reflector of such a considerable size, the possibility of a light transformable structure development by forming a surface, employing flexible reflecting metallized grid, fixed on the frame being arranged under conditions of zero-gravity by gas filling and hardening of the pneumo-frame was substantiated with

account for limitations imposed by the nose cone of a carrier rocket. On orbital injection the soft shells and flexible grid of the transformable reflector structure are being rolled up and packed in a container of relatively small dimensions and easily withstand acting vibration and dynamic loads as a part of a spacecraft at the stage of operation and at insertion. The article presents the layout of the onboard radar complex with hybrid mirror antennae for L or P band as a part of basic module of the “Navigator” support systems. The possibility of the reflector frame rigid structure creating from the composite material based on pneumo-frame shells under conditions of the spaceflight was confirmed. Hardening technique for pneumo-frame applying the infusion of a binder being solidified was tested on the example of the cylindrical thin-walled beam. The article presents the results of the transformable structure of the frame panel testing on functioning and strength, as well as verification of bending computations by stress-strain state modeling of a composite material. Its stiffness and weight evaluation is presented either. The transformable structure endurance to the cosmic space factors impact was estimated, and measures to its enhancing were being suggested. A number of passive methods have been proposed for stability ensuring of the reflector shape. Methods for the shape monitoring and correcting, and methods for the deformations impact compensating by hardware-software means of the radar system were considered. In particular, the expediency of the mirror shape correction by mechanical actuators, as well as by phase correction of signals to align the front of the wave being radiated, was justified.

The systematic approaches, substantiated in the article, such as deformation impact compensation; forming large-size reflector with rigid frame from composite materials by

the gas filling and soft shells hardening under conditions of the space flight may find application for radar complex developing based the active phased array antenna with a hybrid mirror antenna.

Keywords: radar, AFAR, the mirror system design.

References

1. Korovaitseva E.A. *Trudy MAI*, 2020, no. 114. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=118881>. DOI: [10.34759/trd-2020-114-04](https://doi.org/10.34759/trd-2020-114-04)
2. Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2007, no. 2 (15), pp. 51 – 57.
3. Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2007, no. 3 (16), pp. 78 – 81.
4. Petrov A.S., Prilutskii A.A., Volchenkov A.S. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2018, no. 1, pp. 55 - 64.
5. Petrov A.S., Prilutskii A.A., Volchenkov A.S. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2018, no. 4, pp. 80 - 88.
6. Prilutskii A.A., Sidorchuk E.A., Petrov A.S. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2017, no. 4, pp. 160 - 170.
7. Reutov A.S., Shishlov A.V. *Antenny*, 2005, no. 1, pp. 63 - 67.

8. Skobelev S.P. Fazirovannye antennnye reshetki s sektornymi partsial'nymi diagrammami napravlenosti (Phasing of antennae array with partial directional diagrams), Moscow, Fizmatlit, 2010, 319 p.
9. Finchenko V.S., Pichkhadze K.M. *Proektirovanie avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy. Osnovy proektirovaniya naduvnykh kosmicheskikh konstruksii* (Design of automatic spacecraft for fundamental scientific research), Moscow, MAI-print, 2012, pp. 466 - 525.
10. Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Efanov V.V. *Naduvnye elementy v konstruksiyakh kosmicheskikh apparatov – proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoi tekhnike: monografiya* (Inflatable elements in spacecraft structures – the breakthrough technology in space-rocket engineering), Khimki, NPO Lavochkina, 2019, pp. 416 - 450.
11. Sentsov A.A., Nenashev V.A., Ivanov S.A., Turnetskaya E.L. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=156227>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-08](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-08)
12. Nizametdinov F.R., Sorokin F.D., Ivannikov V.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 109. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=111337>. DOI: [10.34759/trd-2019-109-2](https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-2)
13. Dyukov V.A. *Trudy MAI*, 2021, no 116. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=121089>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-12](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-12)
14. Allred R.E., Hoyt A.E. UV rigidizable carbon-reinforced isogrid inflatable booms, *AIAA 2002-1202*, 2002. DOI: [10.2514/6.2002-120215](https://doi.org/10.2514/6.2002-120215).
15. Cadogan D.P., Scarborough S.E. Rigidizable materials for use in gossamer space inflatable structures, *19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA 2001-1417, 2001. DOI: [10.2514/6.2001-1417](https://doi.org/10.2514/6.2001-1417)

16. Curlander J., McDonough R. *Synthetic Aperture Radar: Systems and Signal Processing*, New York, Wiley, 1991, 163 p.
17. Guidanean K., Williams T. An inflatable truss structure with complex joints, *AIAA-98-2105*, 1998, DOI:[10.2514/6.1998-2105](https://doi.org/10.2514/6.1998-2105)
18. Kildal P.S. Aperture efficiency and linear phase center of parabolic cylindrical reflector antenna, *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 1984, vol. 32, no. 6, pp. 553 - 561. DOI:[10.1109/TAP.1984.1143370](https://doi.org/10.1109/TAP.1984.1143370)
19. Xiang B., Wang C., Lian P. Effect of Surface Error Distribution and Aberration on Electromagnetic Performance of a Reflector Antenna, *International Journal of Antennas and Propagation*, 2019, Article ID 5062545. URL: <https://doi.org/10.1155/2019/5062545>
20. Furber M., Blaszak D., Pieri M. Correctability modeling of a large deformable mirror, *In Proceedings of SPIE*, 1994, vol. 2201, URL: <https://doi.org/10.1117/12.176119>
21. Robertson H. *Development of an active optics concept using a thin deformable mirror*, *Technical report*, NASA CR-1593, 1970. URL: https://openlibrary.org/books/OL5392599M/Development_of_an_active_optics_concept_using_a_thin_deformable_mirror
22. Diouf A., Legendre A. Open-loop shape control for continuous microelectromechanical system deformable mirror, *Applied Optics*, 2010, vol. 49, no. 31. URL: <https://studylib.net/doc/11736232/open-loop-shape-control-for-continuous-microelectromechan>