

УДК 629.7

А.П. Алпатов, П.А. Белоножко, П.П. Белоножко, А.А. Витушкин,
А.А. Фоков

БОЛЬШИЕ ОТРАЖАЮЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ В КОСМОСЕ. АНТЕННЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Введение

Одно из направлений развития спутниковой техники на современном этапе – создание космических аппаратов с пространственно развитыми периферийными элементами, относящихся к классу больших космических конструкций (БКК) [1-5].

Для решения задач спутниковой связи, радиоастрономии, гелиоэнергетики, освоения Луны в ряде случаев целесообразно создание систем, ключевым функциональным элементом которых является отражающая поверхность большой площади. В частности, использование в космосе крупногабаритных рефлекторных антенн позволяет существенно увеличить мощность передаваемого сигнала, и, таким образом, повысить эффективность систем спутниковой связи.

В статье рассмотрены современные конструкции крупногабаритных космических антенн, приведены примеры их использования в составе систем спутниковой связи. Кратко охарактеризованы задачи, требующие решения в процессе создания больших космических отражающих поверхностей.

Рефлекторы AstroMesh фирмы Astro Aerospace

Рефлекторы AstroMesh (рис. 1) разработаны американской компании Astro Aerospace (подразделение компании Northrop Grumman), одним из мировых лидеров в области производства крупногабаритных космических антенн [6–8].

На рис. 2 показаны основные конструктивные элементы рефлектора AstroMesh. Кольцевая опорная ферма (Truss) после трансформации из транспортного положения в рабочее фиксируется в развернутом состоянии. Два сетчатых каркаса (Front Net и Rear Net) крепятся к краям кольцевой фермы. Лицевым (Front Net) считается каркас, на котором закреплена отражающая поверхность (Mesh).

Форма сетчатых каркасов обеспечивается специальными натягивающими элементами (Tension Ties).

Кольцевая опорная ферма состоит из фронтального и тыльного колец, являющихся совокупностью последовательно соединенных лонжеронов, вертикальных и диагональных элементов.

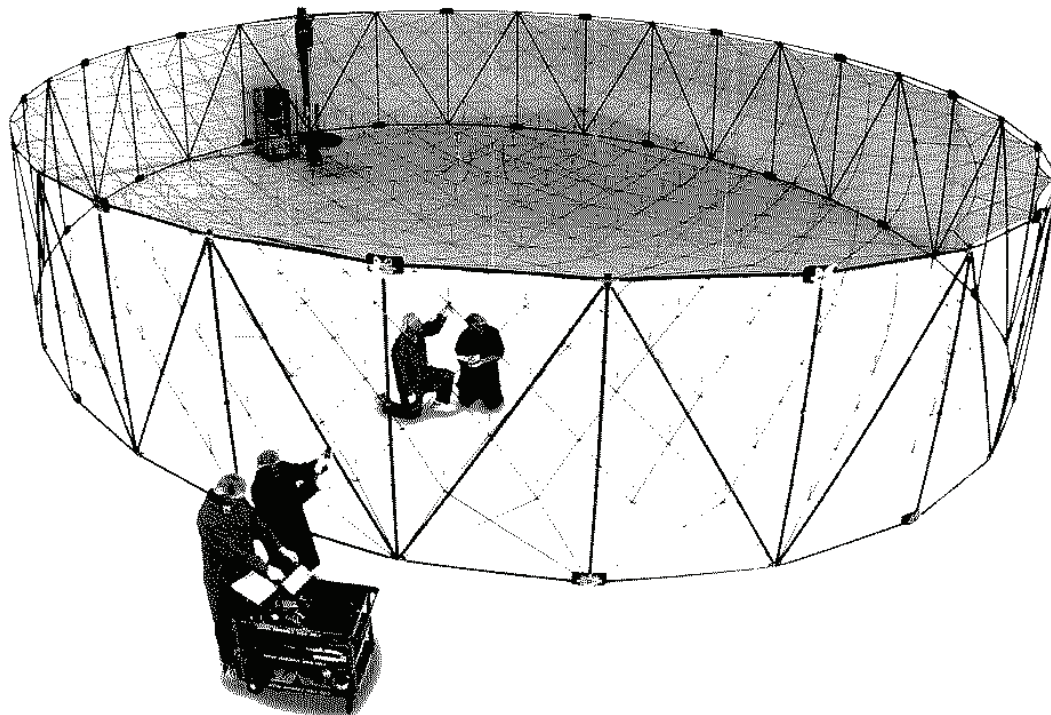


Рисунок 1 – Рефлектор AstroMesh фирмы Astro Aerospace

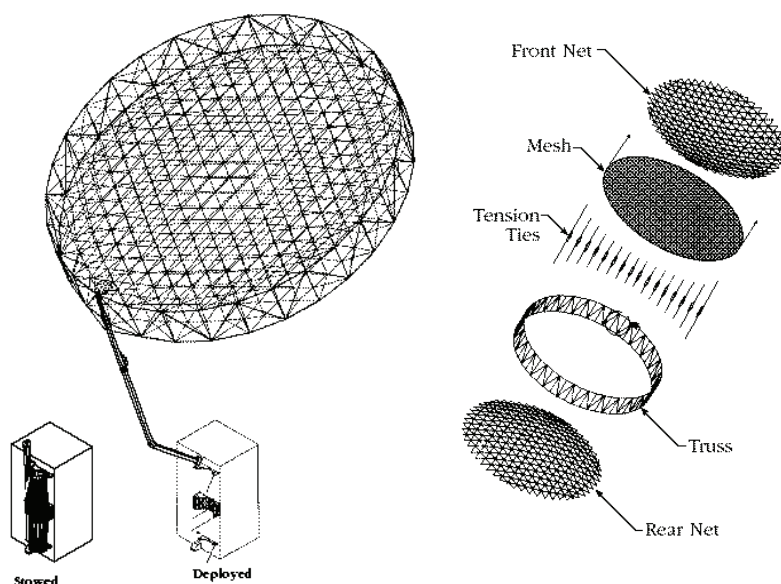


Рисунок 2 – Основные элементы рефлектора AstroMesh

Разворачивание рефлектора AstroMesh из транспортного положения в рабочее проиллюстрировано на рис. 3.

Возможны варианты конструкции с опорными фермами, содержащими три и четыре кольца. Фронтальный и тыльный сетчатые каркасы конструктивно подобны, что облегчает изготовление и обеспечивает равномерную нагруженность конструкции. Натягивающие элементы соединяют между собой соответствующие узлы фронтального и тыльного сетчатых каркасов. Возможен вариант рефлектора с двумя отражающими поверхностями.

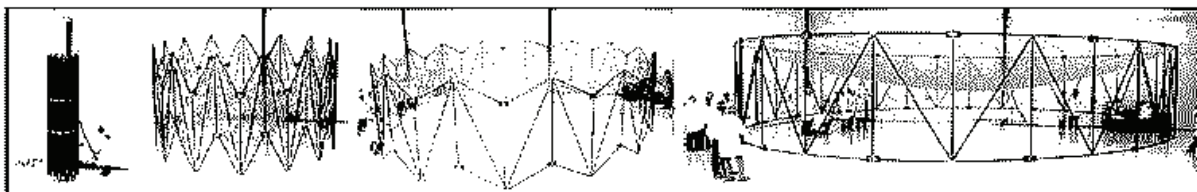


Рисунок 3 – Разворачивание рефлектора AstroMesh

Описанные рефлекторы AstroMesh компании Astro Aerospace используются в качестве направленных космических антенн в системе персональной спутниковой связи Thuraya, в телекоммуникационной системе MBSAT, в глобальной системе широкополосной спутниковой связи Inmarsat 4 [6], [9–13].

Thuraya – геостационарная система персональной спутниковой связи, одной из основных технических особенностей которой является наличие в составе ее космического сегмента большой направленной антенны. Реализована непосредственная передача сигнала со спутника на маломощный наземный терминал – телефон (рис. 4), сопоставимый по габаритам и функциональным возможностям с телефонами сотовой связи.

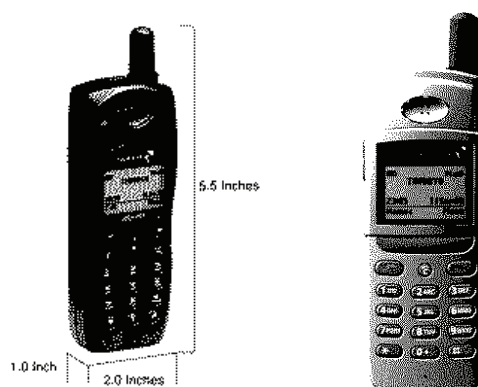


Рисунок 4 – Телефоны системы персональной спутниковой связи Thuraya

Проект системы Thuraya разработан компанией Boeing Satellite Systems. Космический сегмент системы состоит из двух спутников на геостационарной орбите. Первый спутник Thuraya-1 был выведен на

орбиту 21 октября 2000 года ракетой-носителем Zenit-3SL с водной платформы в Тихом океане в рамках международной программы «Морской старт» и размещен на геостационарной орбите в точке 44° в.д. Спутник Thuraya-2 был выведен на орбиту 10 июня 2003 года, также в рамках программы «Морской старт», и размещен в точке 44° в.д., где ранее располагался первый спутник, который переведен в точку $98,5^{\circ}$ в.д. Спутник в позиции 44° в.д. (с 2000 до 2003 года Thuraya-1, с 2003 года Thuraya-2) предназначен для обслуживания региона, расположенного примерно между 20° з.д. и 100° в.д. и 20° ю.ш. – 60° с.ш. В эту зону обслуживания входит более ста стран Европы, Азии и Африки, в том числе часть России и Украина. Спутник в позиции $98,5^{\circ}$ в.д. (с 2003 года Thuraya-1) предназначен для обслуживания восточных территорий России, Китая и стран Юго-Восточной Азии.

Телекоммуникационный спутник MBSAT был выведен на геостационарную орбиту в марте 2004 года [14]. Спутник принадлежит японской компании Mobile Broadcasting и южнокорейской компании SK Telecom. Предназначен для трансляции видео формата MPEG-4, музыкальных программ CD-качества и других данных на карманные приемники, сотовые телефоны и другие портативные устройства на территории Японии и Южной Кореи. Наличие в составе спутникового сегмента системы 12-метрового рефлектора AstroMesh позволяет осуществлять прием на относительно небольшую антенну даже в зданиях и движущихся на высокой скорости транспортных средствах.

КА подвижной спутниковой связи Inmarsat 4-F2 был выведен в рабочую точку 53° з.д. на геостационарной орбите в конце 2005 года [15]. Inmarsat 4-F2 стал вторым аппаратом в глобальной сети широкополосной связи BGAN (Broadband Global Area Network). Аппарат будет обслуживать пользователей в Южной Америке, на большей части Североамериканского континента, а также в Атлантическом и части Тихого океана. О начале предоставления услуг широкополосной спутниковой связи Inmarsat объявил 5 декабря 2005 года. Новая сеть должна обеспечить мобильных пользователей большим спектром мобильных телекоммуникационных услуг (доступ в Интернет, факсимильная и телефонная связь, передача видеоизображений по запросам абонентов,

видеоконференцсвязь). Для подключения к сети BGAN разработаны специальные портативные терминалы, обеспечивающие передачу данных со скоростью до 492 кбит/с. Мощность сигнала Inmarsat 4-F2 примерно в 60 раз больше, чем мощность сигнала спутников Inmarsat предыдущей 3-й серии.

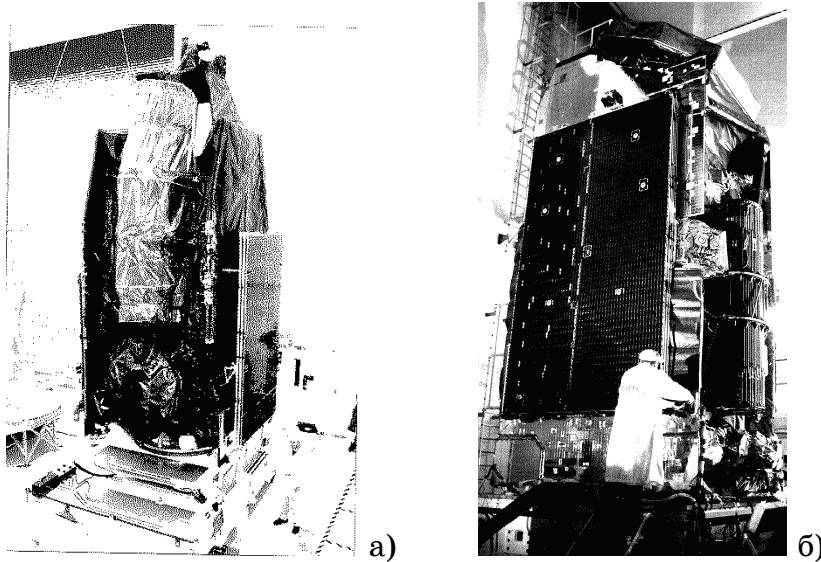


Рисунок 5 – Рефлекторы AstroMesh в составе КА Thuraya (а) и КА Inmarsat 4-F2 (б)

Рефлектор фирмы Harris

Еще один подобный рефлектор разработан другим мировым лидером в области производства космических антенн – фирмой Harris (рис. 6) [16].

Основу конструкции составляет надувное опорное кольцо, изготовленное из нескольких слоев гибкого прочного материала. К внутренней стороне опорного кольца при помощи соединительных элементов (стержней, пружин, гибких элементов) крепятся шарнирные узлы V-образно соединенных жестких распорок. Каркас конструкции формируется из гибких элементов, подразделяющихся на вертикальные, перекрещивающиеся и концентрические. На каркасе закрепляется отражающая поверхность (сетчатая в случае использования рефлектора в качестве антенны, и непрерывная в случае его использования как концентратора солнечного излучения). Разворачивание конструкции в рабочее положение осуществляется за счет заполнения опорного кольца сжатым газом.

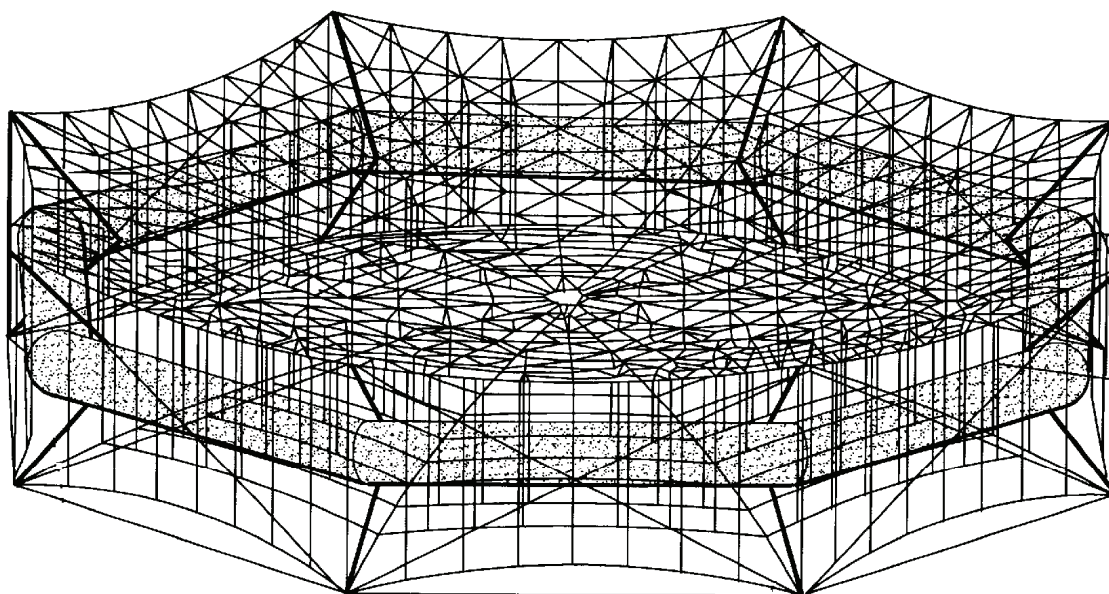


Рисунок 6 – Разворачиваемый рефлектор фирмы Harris

Как отмечают разработчики, важная особенность конструкции – минимальное влияние изменений формы (например, температурных) надувного опорного кольца на форму отражающей поверхности рефлектора. Опорное кольцо является самоцентрирующимся элементом, к которому приложены симметричные относительно оси рефлектора радиально направленные усилия со стороны натягивающих элементов. Все гибкие элементы рефлектора в развернутом состоянии растянуты, жесткие распорки сжаты. Опорное кольцо может быть круглым или выполненным в виде многоугольника.

Рефлекторы РКК «Энергия». Эксперимент «Рефлектор»

23–28 июля 1999 года на орбитальной станции (ОС) «Мир» был проведен эксперимент «Рефлектор» [17–20]. В ходе эксперимента был развернут крупногабаритный параболический космический рефлектор, разработанный Институтом космических сооружений (Грузия) совместно с РКК «Энергия» (рис. 7).

Во время выхода в открытый космос 23 июля 1999 года космонавты В.М. Афанасьев и С.В. Авдеев вручную закрепили на монтажном кольце фермы «Софора» свернутый рефлектор,

дальнейшее развертывание которого осуществлялось в автоматическом режиме. В ходе эксперимента возникла нештатная ситуация: произошла самопроизвольная блокировка механизма развертывания. Неисправность была устранена и эксперимент успешно продолжен. Рефлектор был полностью развернут в автоматическом режиме, после чего вручную отсоединен от фермы.

Рефлектор содержит центральный узел, силовое кольцо, электромеханические приводы развертывания, опорные лепестки, радиотехническое отражающее сетеполотно. Опорные лепестки радиально расходятся от центрального узла, плоскости их расположения параллельны оси симметрии узла. Сетеполотно прикреплено (приклеено и прошито) к профилированным кромкам опорных лепестков, повторяя их контур, и откидным консолям, являющимся продолжением кромок. Силовое кольцо представляет собой кольцевой пантограф диаметром 5220 мм из шарнирно соединенных перекрещивающихся стержней двух типов: силовых и связующих.

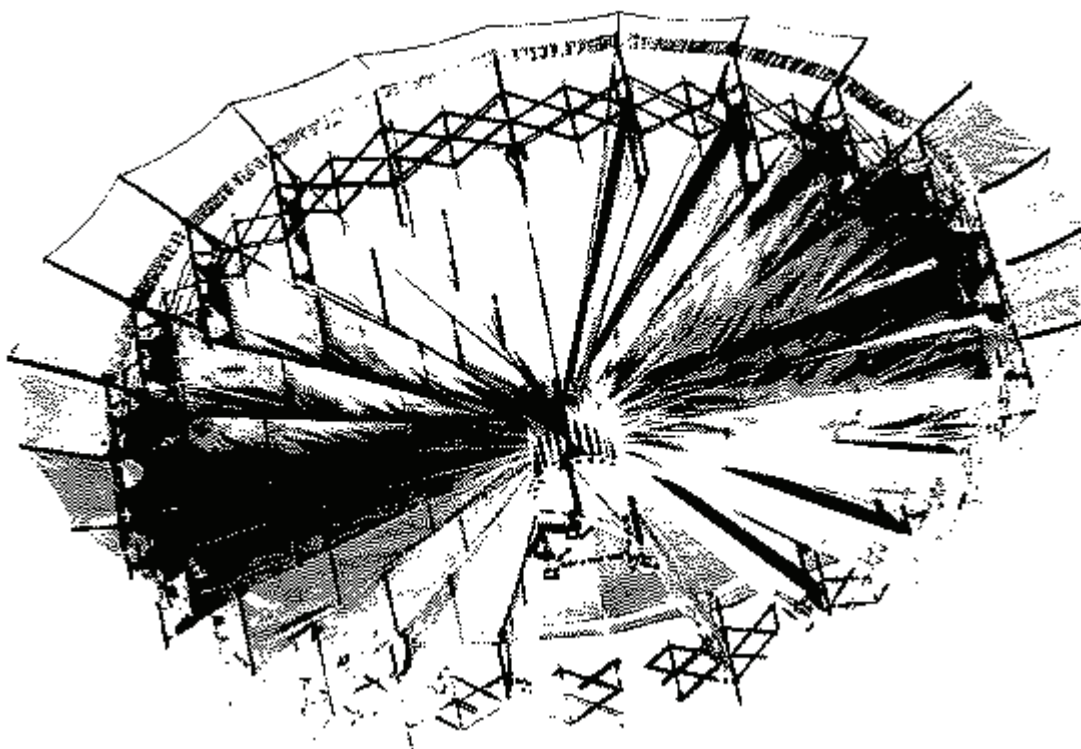


Рисунок 7 – Крупногабаритный параболический отражатель, развернутый в ходе эксперимента «Рефлектор» 23–28 июля 1999 года на ОС «Мир»

Силовые стержни шарнирно крепятся к ползунам, установленным на основных стойках, и образуют силовые ячейки.

Связующие стержни аналогичным образом соединены с промежуточными стойками и образуют связующие ячейки, предназначенные для увеличения жесткости опорного кольца. На основных стойках установлены электроприводы, обеспечивающие развертывание рефлектора, и шарнирно закреплены откидные консоли разной длины. Опорные лепестки изготовлены из алюминиевой фольги и имеют трапециевидную форму. Лепесток профилирован по контуру в соответствии с кривизной отражающей параболической поверхности. Для обеспечения равномерных усилий в лепестке он профилирован симметрично относительно продольной оси с обеих сторон. Меньшим основанием «трапеции» лепестки жестко крепятся к центральному узлу, большим шарнирно закреплены на опорных стойках. В транспортном положении опорные лепестки накручены на барабан центрального узла и находятся в упруго деформированном состоянии. Откидные консоли также упруго деформированы и прижаты к свернутому силовому кольцу механизмом удержания, выполненным в виде зачекованных стяжек. После сбрасывания механизма удержания и подачи питания на электроприводы силовое кольцо начинает раздвигаться, увеличиваясь в диаметре (ползуны перемещаются вдоль основных стоек, силовые и связующие ячейки принимают форму параллелограммов). Опорные лепестки, прикрепленные к движущимся в радиальном направлении основным стойкам, сматываются с барабана центрального узла, при этом силовое кольцо вращается относительно центрального узла, делая в процессе развертывания примерно 3,5 оборота. На конечной стадии развертывания лепестки выравниваются, откидные консоли ориентируются в плоскости лепестков, и сетеполотно натягивается. Электропитание приводов отключается после достижения заданного натяжения опорных лепестков.

Отражающая поверхность рефлектора имеет параболическую форму, кромка имеет форму эллипса, большая полуось которого равна 6400 мм, малая – 5540 мм. Масса конструкции 38 кг.

Успех эксперимента «Рефлектор» во многом определил победу НПО ЭГС (Energia-GPI-Space, предприятия, специально созданного на базе РКК «Энергия» и грузинской компании GPI для разработки крупногабаритных развертываемых антенн для спутников связи) совместно с компанией Alena Spazio в тендере, объявленном в

2000 году Европейским космическим агентством на разработку больших развертываемых антенн для коммуникационных спутников [18].

В [20] описан крупногабаритный космический рефлектор диаметром 12 м. За прототип принята конструкция, развернутая в ходе эксперимента «Рефлектор». Отмечены следующие недостатки прототипа:

- наличие разветвленной схемы прокладки тросов приводов развертывания, предполагающей значительную их суммарную длину и большое количество огибаемых роликов;

- трапецевидная форма опорного лепестка приводит к неравномерности распределения усилий по его площади, и, как следствие, появлению складок или гофр, искажающих плоскостность лепестка и форму отражающей поверхности сетеполотна;

- откидные консоли разной длины представляют собой самостоятельные одностепенные механизмы, которые в процессе развертывания силового кольца могут совершать неуправляемые движения, что может привести к повреждению сетеполотна;

- жесткое соединение опорных лепестков с барабаном центрального узла приводит к увеличению суммарной технологической ошибки при сборке конструкции, и, как следствие, к снижению точности формирования отражающей поверхности;

- наличие в составе силового кольца связующих стержней, предназначенных для придания конструкции жесткости, приводит к увеличению числа кинематических пар и потерь на трение при развертывании, увеличению массы и габаритов транспортной укладки, снижению надежности срабатывания рефлектора;

- при увеличении диаметра рефлектора будет возрастать площадь широкой части профилированного с обеих сторон лепестка, и, следовательно, длина основных стоек и силовых стержней, т.е. имеют место ограничения по габаритам.

Предлагаемая конструкция (рис. 8) усовершенствована с целью устранения перечисленных недостатков прототипа.

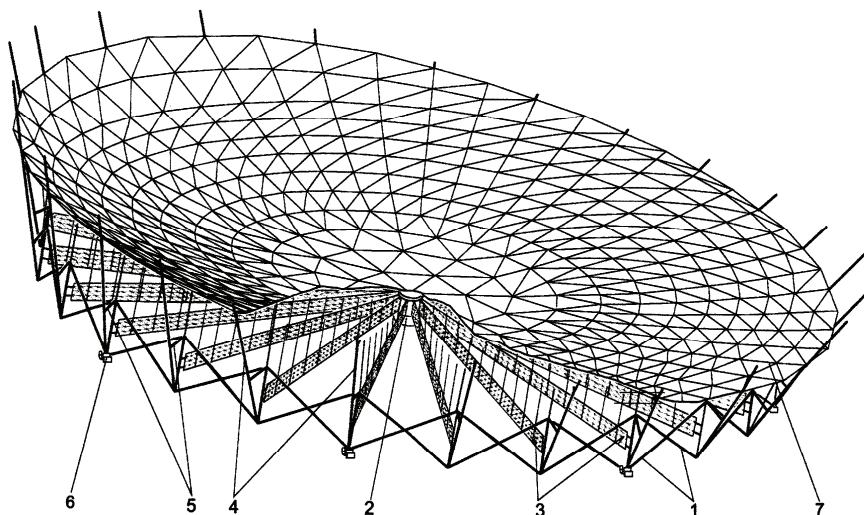


Рисунок 8 – Развертываемый рефлектор РКК «Энергия» на основе прототипа, развернутого в космосе в ходе эксперимента «Рефлектор»

Изображенный на рис. 8 крупногабаритный космический рефлектор содержит силовое кольцо, собранное из стержней 1, центральный узел 2, опорные лепестки 3, рычаги 4 и подкосы 5, приводы развертывания 6, отражающую поверхность рефлектора, выполненную в виде сетеполотна 7.

Называются следующие преимущества разработанной конструкции:

- простота исполнения – рефлектор имеет малое число составляющих элементов и подвижных связей, что значительно уменьшает его массу;

- использование упрощенной системы тросовых передач;

- развертывание рефлектора исключает вероятность зацепления сетеполотна за рычаги и штанги;

- обеспечение отражающей поверхности сетеполотна максимальной точности за счет выполнения шарнирной связи опорных лепестков с центральным узлом;

- прямоугольная форма лепестка обеспечивает равномерное распределение усилий натяжения по всей поверхности, исключая искажение его поверхности. Кроме того, уменьшается масса лепестков и повышается плотность упаковки рефлектора;

- практическое отсутствие влияния увеличения типоразмера рефлектора на габариты транспортной укладки, поскольку площадь каждого опорного лепестка мало изменяется при увеличении размеров рефлектора.

Проведение наземных экспериментов (испытательная база Института космических сооружений, Грузия)

Следует отметить, что при разработке больших космических конструкций, в том числе крупногабаритных космических рефлекторов, возможности проведения орбитальных экспериментов ограничены. В связи с этим возрастает роль экспериментов наземных, для которых требуется специальное испытательное оборудование.

В начале 1980–х годов для разработки инженерных конструкций космических и наземных развертываемых антенн с большими (до 30 м) диаметрами зеркал в Грузии был создан Институт космических сооружений. Построен комплекс для проведения наземных испытаний больших космических конструкций, в первую очередь трансформируемых рефлекторов (рис. 9) [17].

В состав комплекса входят:

- гидростенд 1;
- стенд для прецизионной сборки и испытаний конструкций 2;
- стенд для сборки и испытаний конструкций с перемещаемым каркасом системы обезвешивания 3;
- подвижный стапель 4;
- стенд для радиотехнического тестирования антенн 5.

Гидростенд представляет собой сооружение цилиндрической формы высотой 21 м и диаметром 40 м, расположенное на специальном основании, обеспечивающем равномерное распределение напряжений в его элементах, и покрытое сверху куполом. Загрузочное отверстие в центре купола имеет диаметр 4 м. Испытываемые конструкции и оборудование для экспериментов помещается в гидростенд и извлекается из него при помощи подъемного крана. Снаружи гидростенд оснащен лестницами обслуживания и смотровыми люками, внутри стенда устроено пять технологических ярусов. Гидростенд оборудован механической системой обезвешивания, а также необходимыми для проведения экспериментов служебными системами (водоснабжения, подводного освещения, фото- и видеорегистрации экспериментов, бесконтактного контроля формы конструкции и другими).

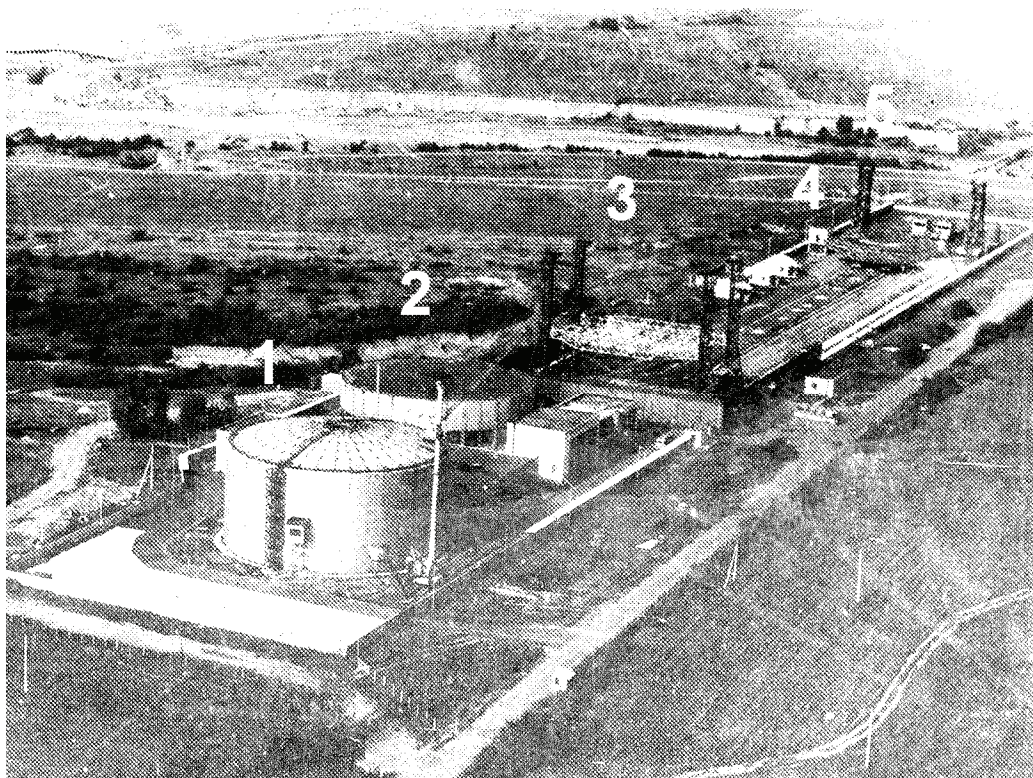


Рисунок 9 – Испытательный комплекс для наземного тестирования крупногабаритных космических рефлекторов Института космических сооружений (Грузия)

Здание стенда для прецизионной сборки и испытаний конструкций также имеет цилиндрическую форму. Диаметр здания 40 м, высота – 12,5 м (полезная высота 10,5 м, под перекрытием предусмотрено свободное пространство высотой 2 м для обслуживания системы обезвешивания). В верхней части стенда расположен лучеобразный каркас из 96 монорельс, на котором размещено оборудование системы обезвешивания (роликовые контейнеры, тросовые связи и др.). Конструкция монтажного пола из массивных металлических плит позволяет осуществлять корректировку его положения с точностью до миллиметра.

Стенд с перемещаемым каркасом системы обезвешивания позволяет осуществлять подъем и опускание конструкции. Каркас размерами 36 м на 36 м опирается на четыре стойки высотой 32,6 м каждая, и может перемещаться относительно этих стоек в вертикальном направлении. Система обезвешивания стенда с подвижным каркасом конструктивно аналогична системе обезвешивания стенда для прецизионной сборки. Для защиты оборудования стенда, первоначально смонтированного под открытым

небом, от неблагоприятных погодных условий впоследствии построено здание. Размеры здания 40 м на 40 м на 40 м.

Подвижный стапель предназначен для транспортировки испытываемой конструкции (крупногабаритного рефлектора) между стендом с перемещаемым каркасом и стендом радиотехнического тестирования антенн. Стапель установлен на двух платформах, перемещающихся по железнодорожным путям длиной 250 м.

Поворотное устройство представляет собой две стойки на подвижных массивных основаниях – бетонных платформах, жестко связанных с третьей платформой при помощи металлических ферм. Перемещается поворотное устройство по двум железнодорожным колеем, уложенным на специальном фундаменте в форме концентрических окружностей.

Подвижный стапель вместе с установленным на нем крупногабаритным рефлектором фиксируется в поворотном устройстве, после чего становится возможным вращение рефлектора для наведения его на различные объекты (как наземные, так и космические).

Выводы

Проведенный обзор и анализ литературных источников с позиций изучения современных тенденций развития спутниковой техники позволяет сделать вывод о перспективности использования в космосе отражающих поверхностей большой площади. В настоящей статье рассмотрен класс разворачиваемых из транспортного положения в рабочее после выведения на орбиту крупногабаритных космических рефлекторов используемых, или предполагаемых к использованию в качестве апертурных антенн современных систем спутниковой связи. Следует отметить также возможность использования подобных рефлекторов в качестве космических радиотелескопов и отражателей солнечного излучения в системах различного назначения.

Крупногабаритная космическая конструкция, в частности, рефлекторная антенна, как механический объект обладает рядом специфических особенностей, обусловленных наличием транспортных ограничений на габариты и массу выводимого на орбиту груза. Низкая жесткость конструкции и малые коэффициенты внутреннего демпфирования в сочетании с необходимостью обеспечить высокую

точность стабилизации углового положения конструкции и заданные параметры отражающей поверхности требуют проведения специальных научных исследований, направленных на повышение эффективности процесса проектирования как самих конструкций, так и систем управления.

Следует отметить также необходимость разработки при создании крупногабаритных космических конструкций, в частности, антенных систем, новых передовых технологий, во многом определяющих эффективность дальнейшего развития спутниковой техники.

Вопросам исследования больших космических отражателей, как обширного класса БКК, посвящены работы [1–5], [17].

ЛИТЕРАТУРА

1. Згуровский М.З., Бидюк П.И. Анализ и управление большими космическими конструкциями / Национальный технический ун-т Украины "Киевский политехнический ин-т". – К.: Наукова думка, 1997. – 451с.
2. Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Большие космические конструкции: модели, методы исследования и принципы управления. I // Автоматика и телемеханика. – 1996. – № 7. – С. 52 – 65.
3. Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Большие космические конструкции: модели, методы исследования и принципы управления. II // Автоматика и телемеханика. – 1996. – № 8. – С. 55 – 66.
4. Глумов В.М., Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Модально-физическая модель пространственного углового движения деформируемого космического аппарата и ее свойства // Автоматика и телемеханика. – 1998. – № 12. – С. 38 – 50.
5. Баничук Н.В., Карпов И.И., Климов Д.М. и др. Механика больших космических конструкций. – М.: Факториал, 1997. – 302 с.
6. <http://www.st.northropgrumman.com/astro-aerospace>
7. Patent US005680145A. Light-weight reflector for concentrating radiation / Mark W. Thomson, Geoffrey W. Marks, John M. Hedgепeth // <http://www.freepatentsonline.com>
8. Mark W. Thomson. The AstroMesh deployable reflector. // <http://www.st.northropgrumman.com/astro-aerospace>
9. Слюсарь В.И. Thuraya–1 сквозь призму технических новшеств // TeleMultiMedia. – 2001. – № 5(9). // <http://www.telemultimedia.ru/>
10. <http://www.thuraya.com.ua>
11. Система Thuraya. // <http://www.connect.ru>
12. Прохоров Н. Thuraya должна стать повседневной связью // <http://tmsat.ru>
13. Запуск космического аппарата Thuraya D2: Хронология работ. // <http://www.energia.ru>

14. На спутнике MBSAT развернут 12-метровый антенный отражатель: По материалам Spaceflight Now // www.atlasaerospace.net/newsi-r.htm
15. Второй мощный спутник для Inmarsat. Запуск Inmarsat 4-F2 // Новости космонавтики. – 2006. – № 1(276), том 16. – С. 8-9.
16. Patent US005990851A. Space deployable antenna structure tensioned by hinged spreader-standoff elements distributed around inflatable hoop / Philip J. Henderson, Richard A. Deadwyler // <http://www.freepatentsonline.com>
17. Медзмариашвили Э. Трансформируемые конструкции в космосе и на земле. – Тбилиси, 1995. – 446 с.
18. Побединская М. Новое предприятие по разработке больших антенн для КА // Новости космонавтики. – 2002. – № 2(229). – С.67.
19. <http://egs.cosmos.ru/index.htm>
20. Патент RU.2214659.C2. Развертываемый крупногабаритный космический рефлектор / Ю. Кравченко, В. Корнеев, А. Федосеев // <http://www.fips.ru>
21. Tadashi Takano. Needs for gigantic antennas for space use and their technical problems // IV International Conference on Antenna Theory and Techniques, September 9-12, Sevastopol, Ukraine – 2003. – Севастополь.

Получено 22.03.2007 г.