

УДК 629.7

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

**БОЛЬШИЕ ОТРАЖАЮЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ В КОСМОСЕ.  
РАДИОТЕЛЕСКОПЫ, СОЛНЕЧНЫЕ КОНЦЕНТРАТОРЫ,  
ПЛОСКИЕ ОТРАЖАТЕЛИ**

**Введение**

Разработка больших космических конструкций (БКК), в том числе космических аппаратов с пространственно развитыми периферийными элементами – одно из важных направлений развития спутниковой техники [1-6].

Потребности спутниковой связи, радиоастрономии, гелиоэнергетики на современном этапе развития требуют создания космических систем, ключевым функциональным элементом которых является отражающая поверхность большой площади. К примеру, выведение в космос крупногабаритных радиотелескопов позволяет реализовать радиоинтерферометры со сверхдлинной базой, разрешающая способность которых многократно превосходит разрешающую способность оптических приборов.

В статье рассмотрены современные крупногабаритные радиотелескопы, а также системы, использующие концентрированное солнечное излучение (тепловой ракетный двигатель, солнечная газотурбинная установка) и зеркальное отражение солнечного света (освещение земной поверхности). Кратко охарактеризованы задачи, требующие решения в процессе создания подобных систем.

**Радиоинтерферометрия со сверхдлинной базой.**

**Проекты НАСА и «Радиоастрон»**

Не менее, чем спутниковая связь, перспективна космическая радиоастрономия - еще одна область использования больших рефлекторов [1-5].

Радиоинтерферометрия со сверхдлинной базой с использованием космического радиотелескопа – современное развитие систем последовательного апертурного синтеза, в основу работы которых

положено использование для наблюдения принципа интерферометра [1]. Разнесенные в пространстве на некоторое расстояние, называемой базой интерферометра, антенны принимают сигнал от удаленного космического объекта. Сигналы антенн складываются в приемнике. При перемещении удаленного источника сигналы от него, принимаемые антеннами, складываются то в фазе, то в противофазе за счет разности расстояний от источника до антенн, постоянно изменяющейся вследствие перемещения источника. Сигнал, принимаемый приемником имеет нули и максимумы, таким образом, луч интерферометра состоит из ряда лепестков. Это обстоятельство позволяет улучшить разрешающую способность системы, которая увеличивается с увеличением базы. Если антенна установлена на спутнике (рис. 1), база интерферометра, определяется высотой орбиты, и может быть существенно увеличена по сравнению с базами наземных радиоинтерферометров.

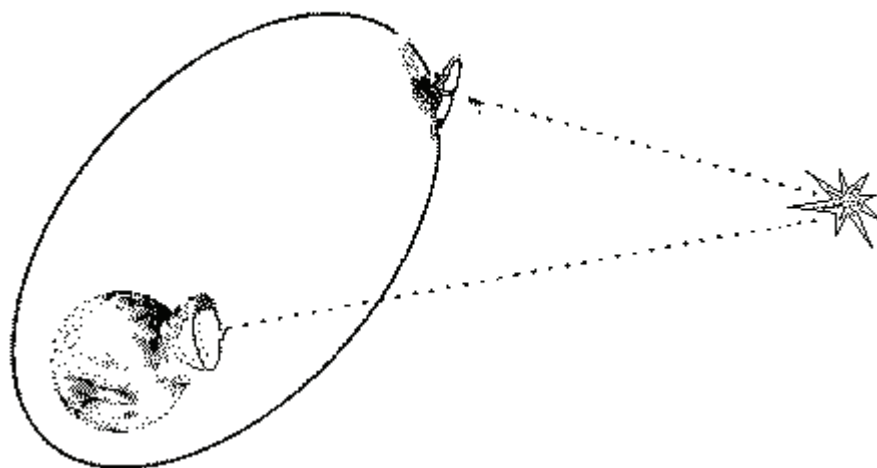


Рисунок 1 – Космический радиоинтерферометр со сверхдлинной базой

Наиболее масштабный на сегодняшний день проект радиоинтерферометра со сверхдлинной базой, использующего космический радиотелескоп диаметром 8 м – японская система HALCA [1–3].

Японский КА для астрономических наблюдений HALCA (рис. 2) запущен в феврале 1997 года с космодрома Kagoshima. Спутник массой 830 кг создан в Japanese Institute of Space & Astronomical Science. Наклонение орбиты  $31^{\circ}32'$ , период обращения  $T=380$  мин, перигей  $\Pi=573$  км, апогей  $A=21402$  км. Диаметр радиотелескопа 8 м.

Длина волны 1,3 см и 18,6 см. Работает совместно с 40 наземными телескопами, разрешающая способность 0,0001", в 1000 раз выше, чем разрешающая способность «Хаббла», которая составляет 0,1".

Радиотелескоп сконструирован в соответствии со специально разработанной концепцией натяженной фермы (tension-truss concept) [2]. Отражающая поверхность – сетка из покрытого золотом молибдена, которая натянута между шестью выдвижными телескопическими мачтами. Диаметр субрефлектора около 1 м.

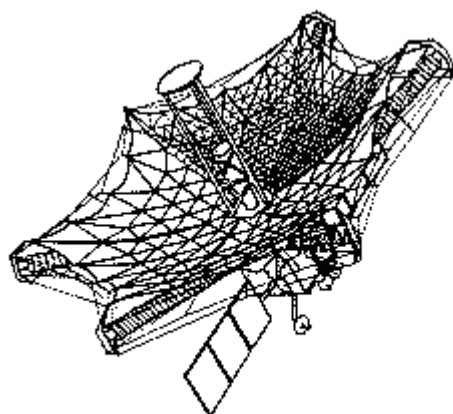


Рисунок 2 – Космический радиотелескоп HALCA

Отмечаются трудности, возникшие на начальном этапе разработки при отладке механизма разворачивания, а также с обеспечением требуемого уровня вибрации при испытаниях конструкции на вибростенде, преодоление которых потребовало разработки специальных методов.

В настоящее время готовится к запуску еще один космический радиотелескоп в рамках международного проекта «Радиоастрон» [4-5]. Проект предусматривает запуск 10-метрового рефлектора (рис. 3) на орбиту с апогеем до 350 тысяч километров. Предполагаемая ширина интерференционных лепестков до 8 микросекунд дуги для самой короткой длины волны проекта 1,35 см.

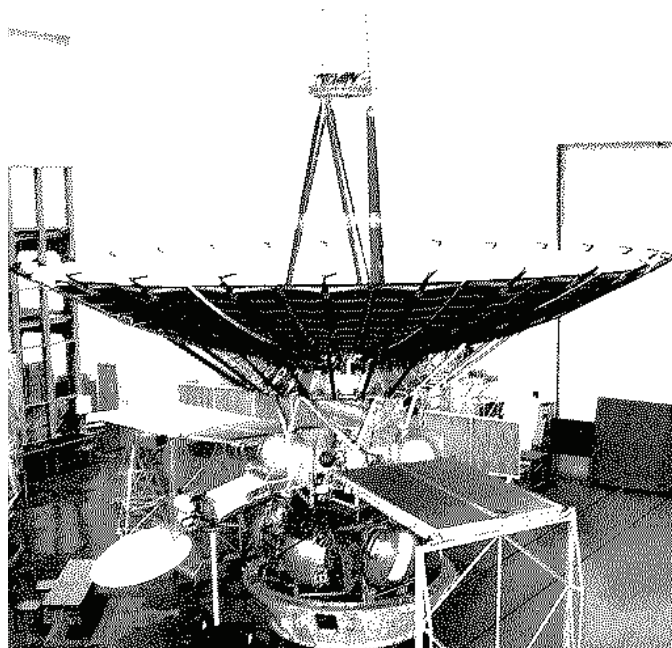


Рисунок 3 – Космический радиотелескоп проекта «Радиоастрон»

Программа «Радиоастрон», начатая Астрокосмическим центром Физического института Российской Академии Наук совместно с другими институтами РАН и Федерального Космического Агентства, расширилась в глобальное международное сотрудничество. Ученые 20 стран создают бортовые научные приборы, специальные телеметрические станции и центры обработки, участвуют в составлении научной программы.

Астрофизический модуль (рис.3) создается в ОКБ им. Лавочкина. Этот модуль предполагается использовать и в нескольких других проектах. Полная масса полезного научного груза (в том числе антенны) приблизительно 2600 кг.

Зеркальная антенна космического радиотелескопа диаметром 10 м изготовлена из композиционного материала и состоит из 27 раскрывающихся лепестков и центрального зеркала диаметром 3 м. Масса антенны – 1500 кг.

### **Концентраторы солнечного излучения**

Следует отметить возможность использования больших космических рефлекторов не только в качестве антенн спутниковой связи и радиотелескопов, но и в качестве концентраторов солнечного излучения. В [6], например, рассмотрены варианты использования конструкции, развернутой в ходе эксперимента «Рефлектор», и как антенны, и как солнечного концентратора. В первом случае в

качестве отражающей поверхности используется металлическое сетеполотно, во втором – алюминизированная пленка.

Предлагаемый в [7] солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРД) (рис.4), разработанный в НПО «Энергия», содержит концентратор 1, приемник излучения, состоящий из внешней трубки 2 и расположенной внутри нее внутренней трубки 3. Внутренняя трубка 3 одним концом (входным) соединена через клапан 4 и регулятор 5 подачи рабочего тела с баком 6 с рабочим телом. На другом конце внутренней трубки 3 имеется выходное отверстие, сообщающееся с внешней трубкой 2. В свою очередь, внешняя трубка 2 имеет выходное отверстие, вынесенное за критическое сечение сопла двигателя, которое присоединено к концентратору 1 в его узкой части.

При ориентации двигателя на Солнце концентратор 1 обеспечивает максимальный нагрев трубок 2 и 3 приемника излучения. При открытии клапана 4 рабочее тело вытесняется избыточным давлением, определяемым регулятором 5 подачи, из бака 6 и поступает по внутренней трубке 3 к ее выходному отверстию, при этом рабочее тело уже нагревается за счет теплопередачи от концентрически расположенной нагретой внешней трубки 2. Поступающее через выходное отверстие внутренней трубки 3 нагретое рабочее тело движется во внешней трубке 2 к ее выходному отверстию, расположенному за критическим сечением, все более нагреваясь, за счет чего его кинетическая энергия увеличивается. Нагретый до максимальной температуры газ поступает в сопло 7 двигателя и истекает, создавая необходимую для движения КА ракетную тягу.

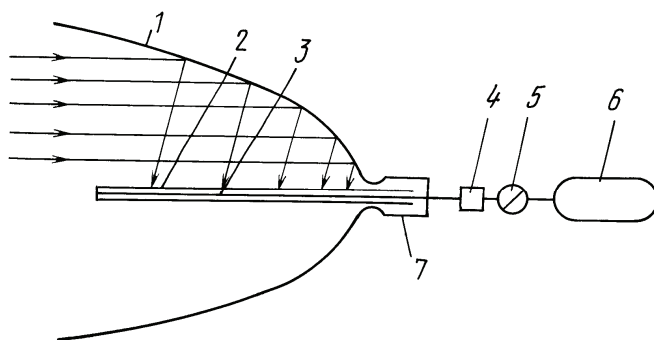


Рисунок 4 – Солнечный тепловой ракетный двигатель с нагревом рабочего тела при помощи солнечного концентратора

Вариант СТД, описанный в [8–11], разработан в Исследовательском центре им. М.В. Келдыша и предназначен для использования в качестве маршевого двигателя в составе солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ). СТД с электронагревным тепловым аккумулятором/теплообменником, содержащий баки с жидкими водородом и кислородом, системы подачи водорода и кислорода и камеру двигателя, снабжен компрессором и ресивером газообразного водорода, газификатором кислорода и ресивером газообразного кислорода с электроподогревателем. В этом варианте рабочее тело нагревается в тепловом аккумуляторе. Нагрев аккумулятора осуществляется электроподогревателем, питаемым солнечной батареей. Возможен также способ нагревания теплового аккумулятора при помощи концентратора, требующий точной ориентации концентратора на Солнце и высокой точности поддержания формы его отражающей поверхности. В [6] приведены описания солнечной энергодвигательной установки, использующей СТД с концентратором. Принципиальная схема СЭДУ изображена на рис. 5.

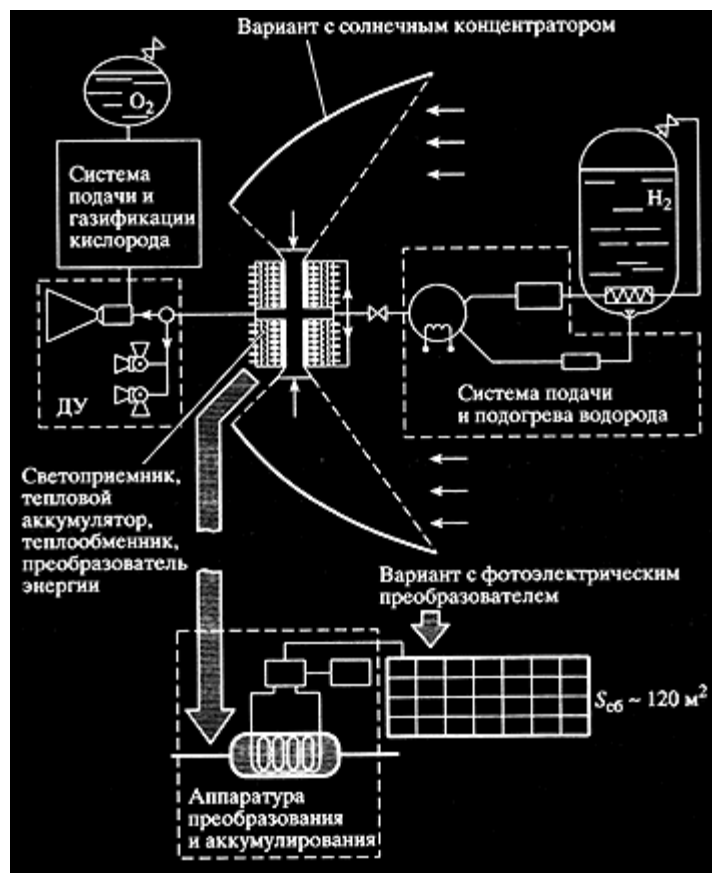


Рисунок 5 – Солнечная энергодвигательная установка

Разгонные блоки на базе СЭДУ могут обеспечить высокоэффективную доставку КА с низкой опорной орбиты на межпланетные траектории, высокоэллиптические и высокие круговые орбиты, в том числе геостационарную.

В [6] описана также солнечная газотурбинная установка (СГТУ), разработанная РКК «Энергия» совместно с Исследовательским центром им. М.В. Келдыша (рис. 6), в состав которой входит крупногабаритное зеркало-концентратор. Основные функциональные элементы установки показаны на рисунке. Большая масса установки позволяет использовать ее только в составе крупномасштабных комплексов (массой более 400 т), например, в составе орбитальных станций, в составе лунной базы, в составе марсианского пилотируемого КА.

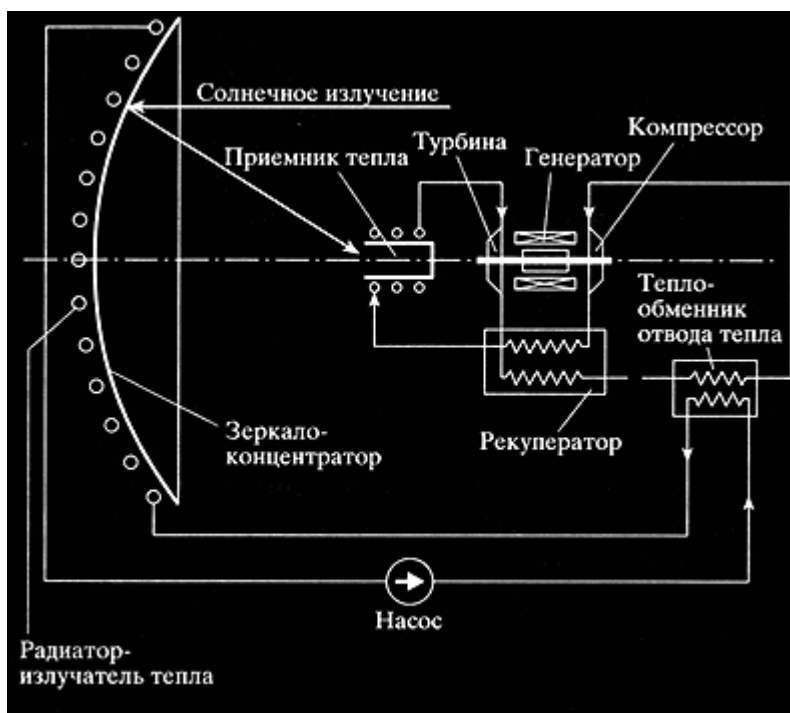


Рисунок 6 – Солнечная газотурбинная установка

Еще одним вариантом использования солнечной энергетической установки с параболическим концентратором является система [12] глобального восстановления защитного озонового слоя Земли (рис. 7). Предполагается на освещенной Солнцем стороне Земли облучать атмосферный воздух на высоте более 25 км лазерным излучением. Генерируемый при этом атомарный кислород, рекомбинируя с кислородом молекулярным, образует озон.

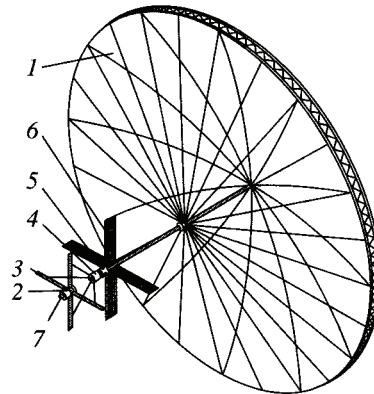


Рисунок 7 – Космический аппарат – генератор озона

В РКК «Энергия» разработана космическая система, предназначенная для восстановления озонового слоя описанным способом. Основой системы является космический аппарат – генератор озона (КАГО) с лазерным излучателем на борту (рис. 7). КАГО предусматривает использование солнечной энергии, преобразуемой бортовой солнечной энергетической установкой в электрическую, для питания лазера.

Солнечная энергетическая установка включает концентратор солнечной энергии 1 пленочно-каркасной конструкции с системой, использующей электростатические заряды для поддержания параболической формы отражающей поверхности, преобразователь лучистой энергии в тепловую и затем в электрическую с использованием турбогенераторов 2 и высокотемпературный радиатор или радиатор капельного типа для сброса тепла 3. При концентраторе диаметром 600 м, способном собирать солнечную энергию мощностью  $\approx 300$  МВт, ожидаемая электрическая мощность солнечной энергетической установки может составить 100 МВт, а мощность лазерной установки – до 35 МВт.

В состав КАГО также входят лазерная установка со средствами визирования и расфокусировки луча 5 и с радиаторами для сброса тепла от лазерной установки 6, приборный отсек 4, электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) для перевода спутника с промежуточной на рабочую орбиту и наоборот (в случае отсутствия в составе космических средств многократного межорбитального буксира), центральная ферма с обслуживающим оборудованием и системами и узел стыковки 7.



Общая масса всего космического аппарата с учетом перспективных разработок составит около 80 т при продолжительности активного существования до 10 лет. Как отмечается в [12], практически КАГО представляет собой космическую электростанцию, и может в качестве унифицированного элемента входить в состав будущих космических энергосистем для снабжения электроэнергией наземных потребителей или дистанционного снабжений энергией космических потребителей.

### **Плоские отражатели солнечного излучения**

Впервые разворачивание в космосе бескаркасной тонкопленочной конструкции было осуществлено в космосе в рамках эксперимента «Знамя-2» 4 февраля 1993 года [13–16]. Международный конкурс, объявленный в конце 1988 года в связи с 500-летием открытия Америки Колумбом, предполагал запуск к Луне трех «космических парусников» (американского, советского и японского), движимых солнечным давлением. По условиям конкурса необходимо было первым достичь Луны, или хотя бы запустить солнечный парус. При этом конструкция солнечного паруса должна была предусматривать возможность его применения для других целей.

Российский проект солнечного паруса в качестве альтернативного применения предполагал целенаправленное отражение солнечного света на неосвещенные участки земной поверхности. Впоследствии освещение Земли отраженным солнечным светом из космоса стало основной целью серии экспериментов «Знамя», подготовленных специально созданным российским консорциумом «Космическая регата». Были подготовлены эксперименты по разворачиванию бескаркасных конструкций за счет электростатических сил («Знамя-1») и за счет центробежных сил («Знамя-2»). Осуществлен эксперимент «Знамя-2».

Конструкция (рис. 8), развернутая в ходе эксперимента, состоит из агрегата разворачивания отражателя (АРО) 1 и собственно отражателя 2, изготовленного из алюминизированной пленки толщиной 5 мкм. В развернутом виде отражатель состоит из 8 лепестков (рис. 9а), закрепленных к АРО при помощи нитей 3. Для соединения с транспортным кораблем «Прогресс М-15» предназначен стыковочный шпангоут 4.

АРО состоит из вращающегося барабана, восьми катушек, на которые намотана разделенная на восемь секторов пленка и электромеханического привода, обеспечивающего раскрутку барабана, выпуск секторов паруса и качание оси вращения отражателя для проверки устойчивости паруса к возмущениям (рис. 9б). АРО имеет форму цилиндра диаметром 720 мм и высотой 720 мм. Масса АРО – 40 кг.

Для раскрытия отражателя производится раскрутка барабана АРО до скорости 10 рад/с и принудительный выпуск секторов отражателя с катушек. Время раскрытия – около трех минут. После разворачивания отражателя для обеспечения его формы поддерживается скорость вращения барабана примерно 2 рад/с. Масса отражателя (без учета напыления на его поверхность рекламы изготовителей и спонсоров эксперимента) – 4,2 кг.

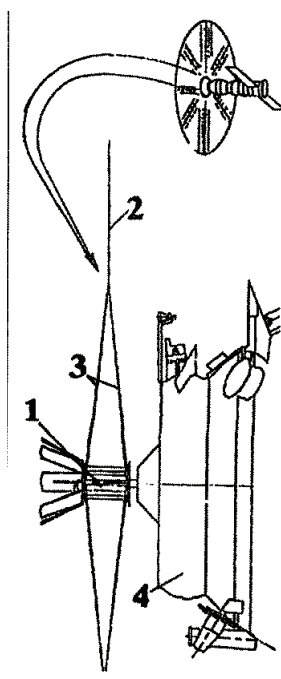
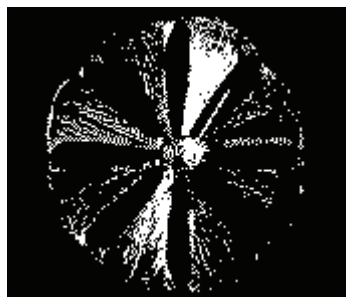


Рисунок 8 – Элементы конструкции бескаркасного пленочного отражателя



а)



б)

Рисунок 9 – Эксперимент «Знамя-2»: бескаркасный пленочный отражатель (а) и агрегат разворачивания отражателя (б)

После отделения транспортного корабля «Прогресс М-15» от орбитального комплекса «Мир» было успешно осуществлено развертывание отражателя. Транспортный корабль с помощью двигателей причаливания и ориентации выполнил плановые развороты, в ходе которых была подтверждена устойчивость конструкции.

В целом эксперимент «Знамя-2» оказался весьма успешным, однако показал невысокое качество оптических характеристик отражателя из-за деформаций пленочного полотна.

Промежуточный эксперимент «Знамя 2,5», предполагал проверку модификаций пленочной конструкции, улучшающих плоскостность отражателя диаметром 25 м и его оптические характеристики, проверку оборудования, необходимого для эксперимента по подсветке, управление ориентацией отражателя в ручном режиме и проведение комплексных проверок системы в целом. Запуск состоялся на грузовом корабле «Прогресс М-40» 26 октября 1998 года, развертывание отражателя – 4 февраля 1999 года. Эксперимент был сорван из-за ошибки в программе управления: не была убрана вовремя одна из антенн, и за нее зацепилось полотнище отражателя в процессе развертывания.

Описываемая в [16] система орбитального освещения приполярных городов предполагает несколько иную – пленочно-каркасную конструкцию отражателя.

Разработка «Системы освещения с орбиты приполярных городов» была начата в 1992 – 1993 г.г. в Исследовательском центре им. Келдыша и РКК «Энергия». Система (в конфигурации, описываемой в [16]) предназначена для освещения регионов, расположенных по географической широте  $\varphi = 70 \pm 2^{\circ}$  Северного полушария (Мурманск, Норильск) и любой долготы. Система представляет собой совокупность 100 идентичных космических аппаратов-рефлекторов (КА-Р), равномерно расположенных на низкой орбите, использующих способ зеркального отражения солнечного излучения.

КА-Р (рис. 10) состоит из солнечного отражателя (СО) 1 и гиромаховика 4 которые смонтированы на центральной ферме (ЦФ).

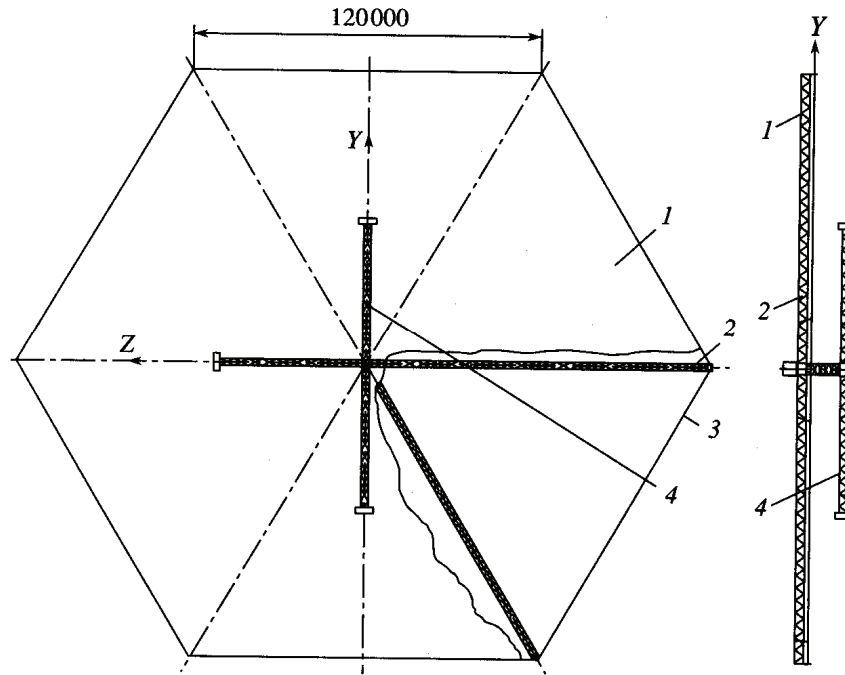


Рисунок 10 – Космический аппарат-рефлектор системы орбитального освещения приполярных городов

Отражатель каркасно-пленочной конструкции выполнен в форме шестиугольника, по периметру которого в канале пленки проложен трос 3 для обеспечения ее натяжения. Отражающая поверхность – полиамидная пленка толщиной 8 мкм. Трос в вершинах углов крепится к шести радиальным фермам 2 длиной 120 м каждая, сходящимся к центральной ферме. Узлы крепления тросов к центральной ферме имеют шарниры для обеспечения коррекции плоскости и натяжения пленки отражателя. В центре полотнища отражатель имеет отверстие для центральной фермы. Центр масс КА-Р расположен в районе геометрического центра плоскости отражателя.

На элементах конструкции центральной фермы располагаются блоки комплекса бортовых систем (БКС), например, солнечные батареи, которые при эволюциях КА могут поворачиваться в направлении Солнца, лазерный блок контроля формы отражателя, антенно-фидерные устройства. На теневой части ЦФ установлен радиатор системы обеспечения теплового режима. Со стороны освещаемой солнечным светом отражающей поверхности – система приводов и шарниров гиромаховика. Этот узел может выглядеть аналогично вертолетному редуктору или в виде карданового шарнира.

Гиромаховик состоит из четырех ферм длиной по 50 м. На каждой из них размещен вспомогательный приборный отсек, в котором установлен агрегат напыления металлизированного покрытия пленки СО. Напыление покрытия в космосе позволяет увеличить значение коэффициента отражения.

После раскрытия отражателя и гиромаховика с одновременной их раскруткой производится напыление металлизированного отражающего слоя на пленку. Управление положением КА-Р относительно своего центра масс осуществляется за счет гироскопического эффекта. Форма отражающей поверхности корректируется специальной системой.

В сложенном состоянии КА-Р вписывается в форму цилиндра диаметром 5,5 м и высотой от 2,7 до 3 м. Проектная масса конструкции КА-Р 6500 кг, площадь отражающей поверхности пленочно-каркасного зеркала 30000 м<sup>2</sup>.

### Выводы

Обзор литературных источников и анализ современных тенденций развития спутниковой техники позволяет сделать вывод о перспективности использования в космосе отражающих поверхностей большой площади. В настоящей статье рассмотрены крупногабаритные космические радиотелескопы, используемые и предполагаемые к использованию совместно с крупнейшими наземными радиотелескопами в радиоинтерферометрах со сверхдлинной базой, а также проекты концентраторов солнечного излучения в составе солнечного теплового ракетного двигателя, солнечной газотурбинной установки. Приведено описание проекта космического аппарата-генератора озона системы восстановления озонового слоя Земли. Рассмотрены плоские отражатели солнечного излучения – эксперимент «Знамя-2» и проект космического аппарата-рефлектора системы орбитального освещения приполярных городов.

Как механические объекты рассматриваемые конструкции характеризуются низкой жесткостью, малыми коэффициентами внутреннего демпфирования. Названные особенности обусловлены наличием транспортных ограничений на массу и габариты, и, как следствие, необходимостью разворачивать конструкции в рабочее состояние после выведения на орбиту. Таким образом, актуально проведение специальных научных исследований как при

проектировании самих конструкций, так и при разработке для них систем управления. При этом существует необходимость управления и угловой ориентацией системы, и формой отражающей поверхности.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Брауде С.Я., Конторович В.М. Радиоволны рассказывают о Вселенной. – 2-е изд., испр. и доп. – К.:Академперіодика, 2005. – 203 с.
2. 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. – С. 1 – 6.
3. <http://www.isas.ac.jp/e/index.shtml>
4. Кардашев Н.С. Проект Радиоастрон и космическая радиоастрономия // <http://www.federalspace.ru>
5. Проект Радиоастрон // <http://www.federalspace.ru/>, [www.asc.rssi.ru/](http://www.asc.rssi.ru/)
6. [radioastron/rus](http://radioastron.rus)
7. Семенов Ю.П. Новые российские технологии в ракетно-космической технике последних лет // Вестник российской Академии наук. – 2000. – Т. 70, № 8. – С. 696–709.
8. Патент RU.2028503.C2. Солнечный тепловой ракетный двигатель / В. Сыромятников, С. Темнов // <http://www.fips.ru>
9. Патент RU.2126493.C1. Солнечный тепловой ракетный двигатель / А. Коротеев, В. Акимов, Н. Архангельский и др. // <http://www.fips.ru>
10. Патент RU.2150054.C1. Тепловой аккумулятор для нагрева газа / А. Губертов, В. Миронов, А. Коротеев и др. // <http://www.fips.ru>
11. Патент RU.2176767.C1. Тепловой аккумулятор для нагрева газа / А. Губертов, В. Миронов, А. Коротеев и др. // <http://www.fips.ru>
12. Патент RU.2197630.C1. Солнечный тепловой ракетный двигатель и способ его работы / А. Коротеев, Н. Архангельский, В. Акимов и др. // <http://www.fips.ru>
13. Бакушин О.С., Дегтяренко Г.Н. и др. Космическая система восстановления озонового слоя Земли // Известия академии наук. Энергетика. – 2006. – № 1. – С. 15 – 20.
14. Бойко И. Космическое зеркало // Иллюминатор. – 2003. – № 1(3) // <http://www.illuminator.ru>
15. <http://src.space.ru>
16. Расстыковка КК «Прогресс М\_15» и эксперимент «Знамя\_2» // Бюллетень «Новости космонавтики» – 1993. // <http://epizodsspace.testpilot.ru/bibl/nk>
17. Семенов В.Ф., Сизенцев Г.А. и др. Система орбитального освещения приполярных городов // Известия академии наук. Энергетика. – 2006. – № 1. – С. 21 – 30.

Получено 22.03.2007 г.