

УДК 629.78.036.7 (075.8)

Проблемы создания в космосе крупногабаритных конструкций

Мельников В.М.^{1*}, Матюшенко И.Н.^{1*} Чернова Н.А.^{1}, Харлов Б.Н.^{2***}**

¹*Центральный научно исследовательский институт машиностроения, ЦНИИмаш,
ул. Пионерская, 4, Королев, Московская область, 141070, Россия*

²*Ракетно-космическая корпорация "Энергия",
ул. Ленина, 4а, Королёв, Московская обл., 141070, Россия*

** melnikov45@tsniimash.ru*

*** ChernovaNA@yandex.ru*

**** Boris.harlov@rsce.ru*

Аннотация

Даётся анализ состояния разработок по крупногабаритным космическим конструкциям для различных приложений. На примерах перспективных проектов, выполненных в США, Японии и России, показаны особенности каркасных и бескаркасных конструкций и преимущества центробежных конструкций. Обсуждаются технические аспекты подготовки и проведения планируемого космического эксперимента «Знамя СБ» с центробежной конструкцией солнечной батареи.

Ключевые слова: космическая солнечная электростанция, центробежные волоконные лазеры, солнечная накачка, микроволновое излучение

Каркасные конструкции

Выбор рационального проектно-конструкторского облика энергоустановок большого масштаба является важнейшим этапом обеспечения их эксплуатационной надёжности.

Самая крупная из существующих на сегодняшний день каркасная солнечная батарея (СБ) установлена на международной космической станции (МКС). На сегодняшний день её мощность составляет 248 кВт. Общий вид МКС с раскрытыми СБ представлен на рисунке 1. При площади $\sim 2400 \text{ м}^2$ вся СБ конструктивно состоит из четырёх развёртывающихся модулей мощностью по 62 кВт и площадью 600 м^2 . В модуль входят две солнечных батареи массой по 1062 кг. Модули были доставлены на МКС с помощью корабля многоразового использования «Space Shuttle». После монтажа каждого модуля СБ на рабочее место, панели были автоматически раскрыты в рабочее положение. Удельная масса СБ составляет 34,3 кг/кВт (29 Вт/кг), удельная масса одного квадратного метра составляет 3,54 кг/м² (с учетом силовой конструкции и механизма раскрытия/закрытия), удельная мощность с одного метра 100 Вт/м², КПД СБ 7,6%. Специалисты РКК «Энергия» обратили внимание на то, что если принять конструкцию солнечной батареи МКС за конструктивную основу и заменить штатные кремниевые ФЭП на арсенид-галиевые с КПД $\sim 43\%$ (с учетом коммутации КПД солнечной батареи составит $\sim 40\%$), то удельная масса СБ составит 6,6 кг/кВт, удельная масса одного квадратного метра - 3,54 кг/м², а удельная мощность с одного метра – 540 Вт/м². Тогда мощность одного модуля СБ составит 324 кВт, а мощность всей СБ (той же площадью, что и на МКС) 1296 кВт, т.е. больше чем один мегаватт. Таким образом, конструкция СБ американского сегмента МКС может служить

прототипом для создания солнечного межорбитального буксира мощностью до 1 МВт. В приводимом примере удельная мощность 29 Вт/кг определяет сегодняшний уровень энергетики МКС. В то же время на отдельных аппаратах за рубежом эта величина доходит до 5000 Вт/кг (тонкоплёночные гетероструктурные ФЭП приклеиваются на корпус малого КА).

Параллельно с улучшением характеристик ФЭП идёт совершенствование конструкций несущих панелей (каркасов и подложек) СБ с использованием новых более лёгких композитных материалов и механизмов управления их раскрытием (с целью снижения динамических нагрузок), что позволяет оптимизировать конструкцию СБ и значительно улучшить массогабаритные характеристики панелей без ущерба для прочности СБ на участке выведения и жёсткости СБ в раскрытом положении. Однако закладываемые в ряд зарубежных проектов КСЭС жёсткие каркасы ферменных конструкций размерностью несколько километров [1,2], а также проектная проработка Центром Келдыша совместно с РКК «Энергия» транспортного буксира для экспедиции на Марс с жёстким каркасом солнечной батареи размером 400X400 м [3] (см. рисунок 2) и мощностью 15 МВт. К сожалению, не базируются на каком-либо опыте создания крупногабаритных конструкций в космосе. Даже на Земле подобного масштаба конструкции не создавались (стадионы, супермаркеты). Тем более перенос земного опыта создания каркасных конструкций в космос неправилен, о чём предупреждал ещё К.Э.Циолковский, указывая на необходимость изыскания принципиально новых подходов к созданию космических крупногабаритных конструкций, в частности, использованию центробежных сил.

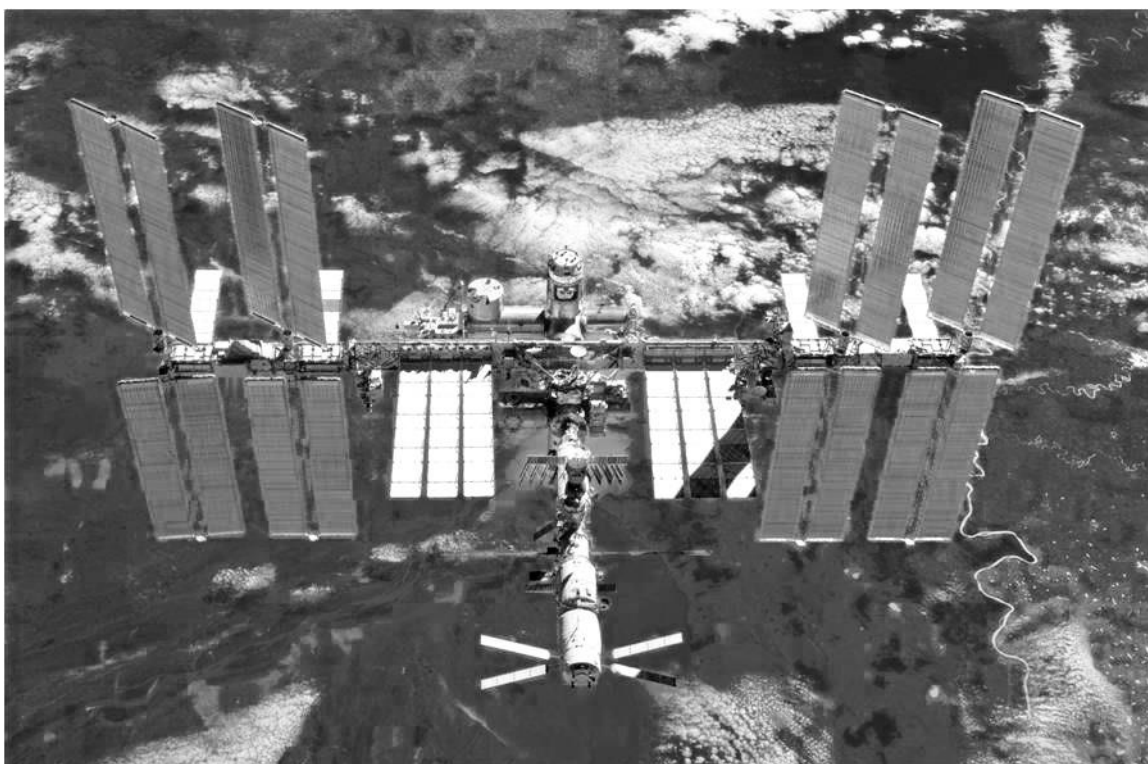


Рисунок 1 – Общий вид МКС с раскрытыми солнечными батареями.

Принципиальным недостатком каркасной конструкций подобного масштаба является невозможность полномасштабной наземной отработки и учёта факторов невесомости и влияния глубокого вакуума на динамику процесса раскрытия конструкции, содержащей много тысяч подвижных сочленений. Выход из строя хотя бы одного из них может привести к не раскрытию конструкции в целом. Существуют многочисленные примеры несоответствия результатов наземной отработки космическому эксперименту, не учитывавшей условия невесомости. Например, радиоантенны микроспутников «Макс-1» и «Макс-2» конструкции МАИ при раскрытии вблизи станции «Мир» имели форму ломаной прямой. Надувная конструкция солнечного паруса НПО им. Лавочкина при общем диаметре 20 м имела выход из плоскости у отдельных лепестков до 2-х метров. Пять раз в космических экспериментах постановщики космического эксперимента «Модель»

пытались различными конструкциями создать две кольцевые рамочные антенны диаметром порядка 20 м на транспортно-грузовом корабле «Прогресс». Имел место опыт многолетней наземной отработки. Испытывались надувные и трансформируемые ферменные конструкции. Но, ни в одном КЭ не удалось наблюдать необходимую, закладываемую в проект динамику раскрытия антенны из уложенного состояния [1].

Такой сложный и дорогой комплекс, как система полёта к Марсу, не должен иметь в своём составе элементов со столь низкой и неопределённой степенью надёжности.

В качестве примера крупногабаритной космической конструкции на рисунке 3 показана американская конструкция концентраторов КСЭС [1,2]. Шестигранные зеркала концентраторов имеют характерный размер 2 км. Расстояние между ними составляет 5 км и обеспечивается, как следует из рисунка, тонкими штангами длиной порядка 2,5 км. Концентраторы должны наводиться на Солнце с точностью порядка 1 градуса.

Создание крупногабаритной космической конструкции со столь высокой точностью поверхности самих зеркал и их наведения, а также существования такой конструкции в потоке космического мусора и метеоритов представляется весьма проблематичным. Следует отметить, что аналогичные японские конструкции используют гравитационную стабилизацию с помощью 4-х тросов длиной 15 км (см. рисунок 4).

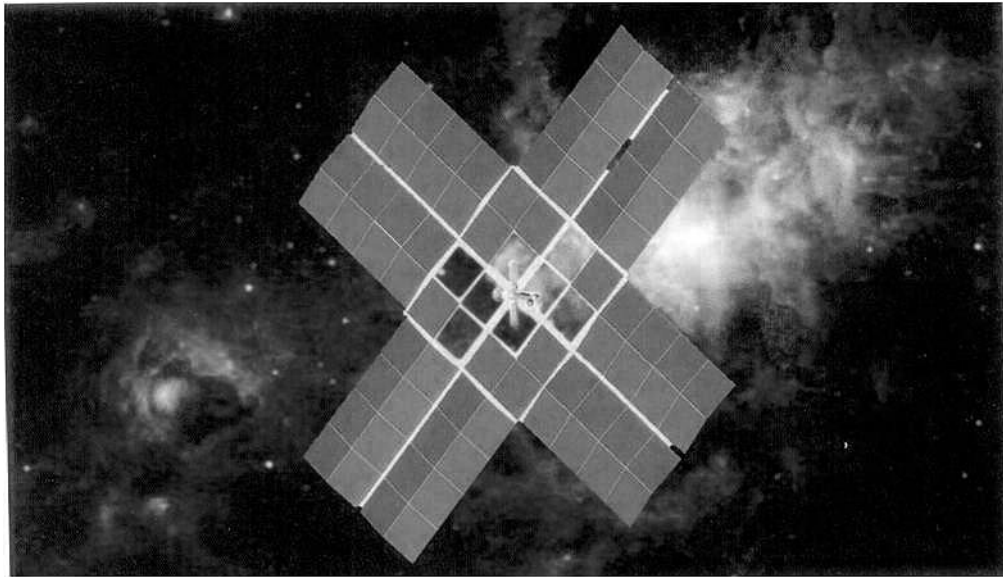


Рисунок 2 – Каркасная солнечная батарея марсианского комплекса

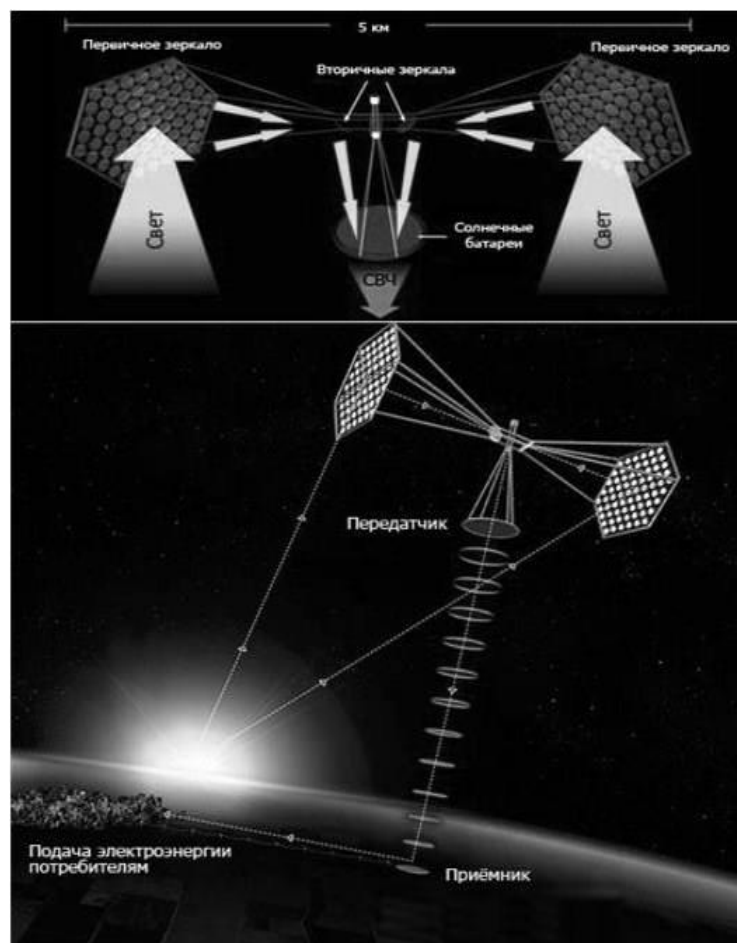


Рисунок 3 – КСЭС, разработанная по программе Пентагона (2007 г.) [1].

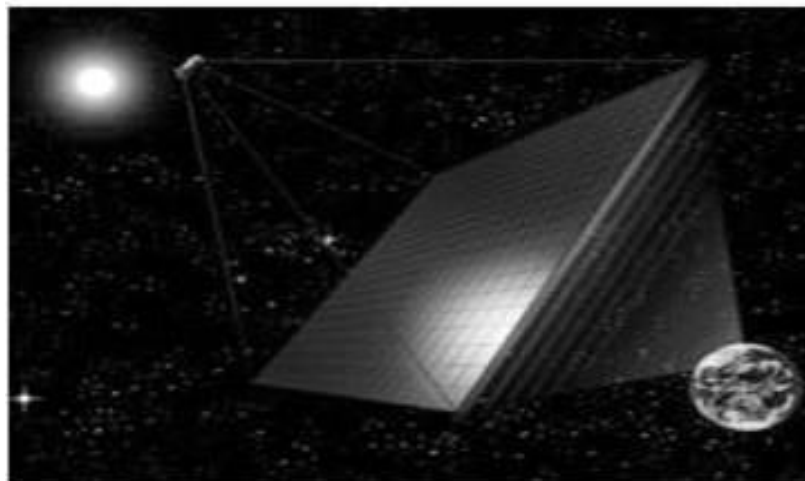


Рисунок 4 – Японская КСЭС использует гравитационную стабилизацию с помощью 4-х тросов длиной по 15 км.

Проблема метеоритной безопасности солнечных батарей

Если метеорит перебьёт хотя бы одну 5-километровую штангу вышеприведённой американской конструкции концентратора, то последний потеряет форму и возможность осуществлять наведение концентрируемого солнечного луча с точностью выше 1° . Аналогично, разрыв 15-километрового троса после столкновения с частицей космического мусора или метеоритом в японской конструкции КСЭС выведет из строя систему гравитационной ориентации СВЧ луча на Землю только от одного из 100 сегментов СБ, т.е. не выведет КСЭС из строя в целом из-за значительного резервирования, чего нет в американской схеме. Однако при проектном сроке эксплуатации 15 лет, вероятность выхода из строя КСЭС от метеоритов или космического мусора достаточно велика. Малый спутник «Университетский», на котором исследовался вопрос деградации различных типов

фотоэлектронный преобразователь (ФЭП), просуществовал на орбите высотой 1000 км всего 2 года и был уничтожен предположительно частицей космического мусора или метеоритом. Возвращённая на Землю панель СБ из кристаллического кремния, находившаяся в эксплуатации на ОС «Мир» в течение 10 лет, в любом направлении на своей поверхности на прямой длиной 1 м имела от 5 до 15 пробоин диаметром 1-2 мм. Сколько было бы пробоин на тросе длиной 15 км? Результаты, полученные на орбите орбитальной станции, некорректно переносить на ГСО. Однако представляется, что обеспечение ресурса в 15 лет весьма проблематично.

Бескаркасные центробежные солнечные батареи

Основными преимуществами использования центробежных солнечных батарей (ЦБСБ) в приложении к космическим СЭУ по сравнению с каркасными аналогами являются [1]:

- отсутствие жёсткого каркаса, составляющего до 50% от стоимости всей СЭУ (стоимость разработки, изготовления и отработки на Земле, вывода на орбиту и орбитальной сборки);

- возможность переориентации (слежения за Солнцем) на гироскопическом принципе без затрат рабочего тела, поскольку сама центробежная система является тяжёлым гироскопом;

- не требуется ориентация с точностью $\pm 1,5^\circ$ как в [2], поскольку фотоэлемент СБ сохраняет свои характеристики при отклонении от направления на Солнце до 20° ;

- имеется возможность эффективной наземной обработки;
- может быть реализована космическая технология автоматизированного раскрытия;
- возможна укладка в малый объём при транспортировке на орбиту;
- по сравнению с ядерными энергетическими установками не имеют высокотемпературных контуров, делящегося урана, не требуют радиационной защиты, не приводят к катастрофическим последствиям при аварии, не требуют специальной утилизации, обслуживаемы при эксплуатации и ремонтнопригодны.

Центробежные солнечные батареи могут найти эффективное применение на космических аппаратах в широком диапазоне мощностей: от спутников с повышенным энергопотреблением 30...50 кВт до КСЭС мощностью 1...10 ГВт [1], в том числе в энергосистеме экспедиции на Марс, где они по возможности реализации и удельным характеристикам (кВт/кг) превосходят ядерную энергетическую установку в 3...5 раз.

На рисунке 5 приведён конструктивный облик КА с центробежной бескаркасной плёночной СБ, который может служить прообразом КСЭС и других СЭУ.

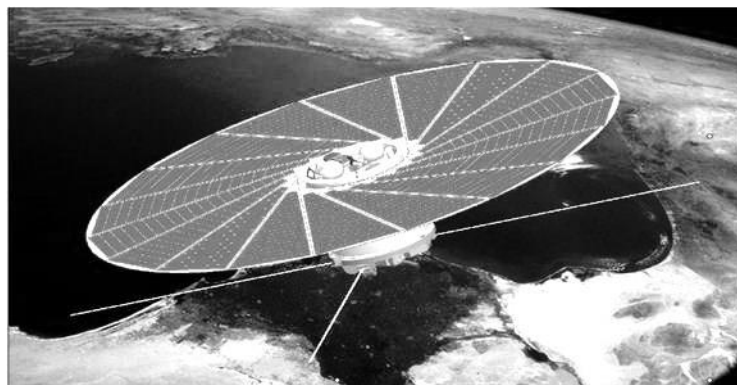


Рисунок 5 - КА с центробежной СБ.

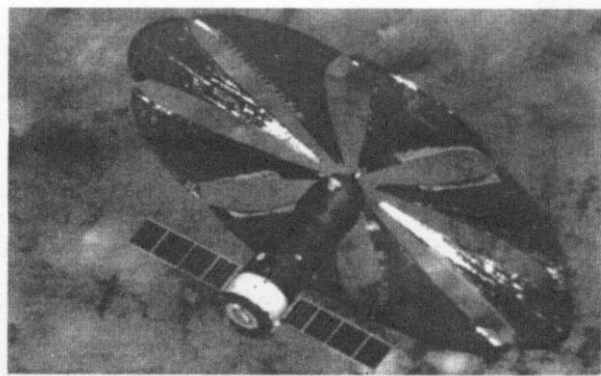
Предлагаемые бескаркасные центробежные солнечные батареи лишены такого существенного недостатка, как потеря формы от пробоя космической частицей. Помимо прочих преимуществ, они не чувствительны к метеоритной опасности. Пробой метеоритом конструкции солнечной батареи приведёт не к изменению её формы в целом, а только, из-за большой относительной скорости метеорита и поверхности ФЭП, к оплавлению краёв отверстия плёночного элемента ФЭП, который при этом не потеряет генерирующих свойств. Площадь ФЭП при этом уменьшается на мидельную площадь метеорита и за 10 лет, по опыту применения СБ на станции «Мир», может снизиться на 30%, что для относительно низкой (350-450 км) и напряжённой в плане космического мусора орбиты составляет вполне приемлемую величину. На большинстве других орбит, менее напряжённых в плане космического мусора, ситуация будет ещё лучше.

Проведённый на ОС «МИР» космический эксперимент «Знамя 2»

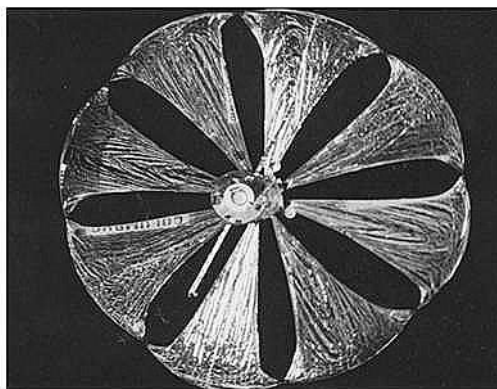
Первый космический эксперимент по набору опыта создания центробежных крупногабаритных конструкций носил название «Знамя 2» и был проведён 02.04.1993 г. на транспортно-грузовом корабле (ТГК) «Прогресс» в непосредственной близости орбитальной станции «МИР». Раскрытый на ТГК «Прогресс» плёночный отражатель диаметром 20 м и массой 4 кг приведён на рис. 6. В эксперименте отрабатывались следующие аспекты [4]:

- динамика раскрытия из уложенного состояния центробежными силами;
- динамика переориентации вращающейся конструкции в пространстве;

- исследование возможности демпфирования возникающих при переориентации колебаний;
- исследование возможности подсветки районов Земли отражённым солнечным светом.



а)



б)

Рисунок 6 – Космический эксперимент «Знамя 2», съёмка с борта ОС «Мир»:

а) центробежная конструкция на ТГК «Прогресс» в полёте над океаном;

б) фото отражателя на фоне космического пространства.

Работы в целом проводились в рамках темы «Знамя» МОМ, направленной на выявление наиболее рациональных видов крупногабаритных конструкций под перспективные задачи космической техники. Эксперимент потребовал для своей подготовки 6 лет и был осуществлён в РКК «Энергия» при слаженной работе 36 отделов (проектанты, конструктора, управленцы, испытатели и проч.) с участием КИС, ЦУП и большого числа смежников (МАИ, КИСИ, МВТУ и др.) Ключевой проблемой, определившей состав смежников, направленность разработки и, в конечном итоге, успех разработки, явилась динамика упорядоченного развёртывания конструкции центробежными силами [1].

Решить проблему удалось не сразу. Первоначально был выпущен проект под названием «Знамя 1», где для раскрытия конструкции был использован газовый привод. Конструктивно экспериментальный блок представлял собой газовый баллон ёмкостью 3 литра под давлением 250 атм. с диаметрально расположенными соплами («китайская вертушка») и спирально намотанной на одну катушку плёночной круговой конструкцией.

Предполагалось выводить конструкцию в космос через шлюзовую камеру ОС «МИР». Проект не получил развития, т.к. газовый привод не обеспечивал определяемую математическим моделированием устойчивую динамику раскрытия полотнища, а также был плохо совместим с другими корабельными системами (отравление газа, взрывоопасность). Имелись большие трудности с наземной отработкой, поскольку выпускаемый газ не давал возможность получать необходимый в камерах вакуум. Наиболее рациональным решением было использование «падающей» нагрузочной характеристики (зависимости угловой скорости вращения от момента $f(\omega)=M$) двигателя постоянного тока. В машиноведении есть раздел устойчивости работы двигателя на нагрузку. В теории электрических дуг более 100 лет назад был предложен способ стабилизации дуги, использующий «падающую» вольтамперную характеристику генератора, накладываемую на «восходящую» характеристику электрического разряда. По аналогии «падающую» нагрузочную характеристику $f(\omega)=M$ двигателя постоянного тока наложили на восходящую характеристику вращающейся раскрываемой гибкой системы. Математическое моделирование подтвердило концепцию устойчивости

системы в процессе раскрытия. Также электрический двигатель постоянного тока был хорошо совместим с корабельными системами и имелся большой опыт его использования в агрегатах стыковки космических аппаратов. При наземной отработке не возникало сложностей с вакуумом и обеспечивалось ряд других удобств в плане монтажа, обеспечения управления в процессе эксперимента и проч. Более того, математическим моделированием была доказана возможность замены плёночного полотнища на грузы на нитях при наземной отработке функциональных возможностей агрегата раскрытия плёночного полотнища отражателя. Моделирование пространственного полотнища сосредоточенными грузами на нитях дало возможность отработки функционирования агрегата раскрытия под динамику раскрытия плёночного отражателя диаметром 20 м в ограниченных размерах вакуумной камеры диаметром 6 м. Такая возможность также следовала из выражения для усилия от центробежных сил $F = m R \omega^2$, где m – масса груза, R – длина нити от груза до оси вращения, ω – угловая скорость. Произведение $(m R)$ даёт возможность увеличить массу и уменьшить длину нити. Действие гравитационных сил парировалось обезвешиванием грузов следующим образом. Испытываемый двигатель дополнительно с исследуемой системой моделирующих грузов на нитях вращал располагаемую сверху лёгкую алюминиевую рамку, к которой привязывались на дополнительных нитях моделирующие грузы.

В целом опыт подготовки и проведения КЭ «Знамя 2» является уникальным достижением РКК «Энергия» и российской космонавтики в целом. Другие страны такого опыта не имеют.

Планируемый на МКС эксперимент с центробежной солнечной батареей

Долгосрочная программа космических экспериментов на МКС включает подготовку и проведение орбитального эксперимента с центробежной пленочной конструкцией под названием «Знамя СБ».

КЭ «Знамя СБ» предполагает отработку энергодвигательного комплекса в составе центробежной солнечной батареи (СБ) мощностью 6 кВт, кислород-водородного электрохимического накопителя электроэнергии и электроплазменного двигателя СПД-140.

В последнее время также рассматривается кислород-водородный ЖРД малой тяги, заинтересованность в котором проявили ряд ведущих предприятий. КЭ «Знамя СБ» в последнем случае становится инновационным энергодвигательным модулем на полном цикле кислород – водородных технологий (СБ питает кислород-водородный электролизёр с запасом воды, при этом образующийся под высоким давлением водород направляется в ЖРД тягой порядка 2 кг).

В качестве инновационных элементов впервые предлагается применить центробежную конструкцию для создания эффективной СБ и кислород-водородный ЖРД малой тяги. Подобные ЖРД могли бы с успехом заменить двигатели ориентации на МКС, при этом токсичное топливо диметилгидразин с азотным тетраоксидом, доставляемое сегодня на МКС ТГК «Прогресс», может быть заменено водой. Экологические преимущества очевидны.

Конструктивная схема предлагаемого агрегата раскрытия (АР) СБ в привязке к ТГК «Прогресс» приведена на рис.6. АРСБ компонуется в зоне между крышкой

люка ТГК «Прогресс» и приемным конусом МКС. Такая компоновка представляется оптимальной для проекта, обеспечивая назначение и размерность СБ в 6 кВт.

После отделения ТГК от МКС перед раскрытием СБ конструкция АРСБ предусматривает выдвижение барабана с укладкой СБ на длину, превышающую длину выступающих элементов механизма стыковки ТГК. Для этой цели в состав АРСБ входит механизм выдвижения. Барабан связывается с электроприводом через обгонную муфту, обеспечивающую возможность вращения СБ после раскрытия даже с остановленным приводом.

АРСБ включает в себя барабан 1 (рис.7) с намотанной на него СБ 2. Для защиты СБ 2 от повреждения она закрыта створками 3, имеющими оси качания 4 относительно барабана 1. Створки 3 снабжены пружинами кручения, действующими на раскрытие створок (поворот вокруг осей 4). На торце барабана 1 установлен токосъемник 5, обеспечивающий передачу электроэнергии от СБ 2. Барабан 1 установлен на телескопическую штангу 6 пружинного механизма выдвижения 7. Штанга 6 кинематически связана с приводом вращения 8. Механизм выдвижения 7 снабжен фиксатором, удерживающим штангу 6 в стянутом положении. Механизм выдвижения 7 прикреплен к основанию 9. Основание 9 крепится к крышке люка ТГК с помощью пироболтов. Кроме того, основание 9 снабжено толкателями, упирающимися в крышку люка ТГК. Привод вращения 8 снабжен двумя электродвигателями для обеспечения большой скорости вращения для инициализации процесса раскрытия и обеспечения малой скорости вращения в

раскрытом положении СБ 1. Кроме того, в кинематической цепи между барабаном 1 и приводом 8 имеется муфта обгона.

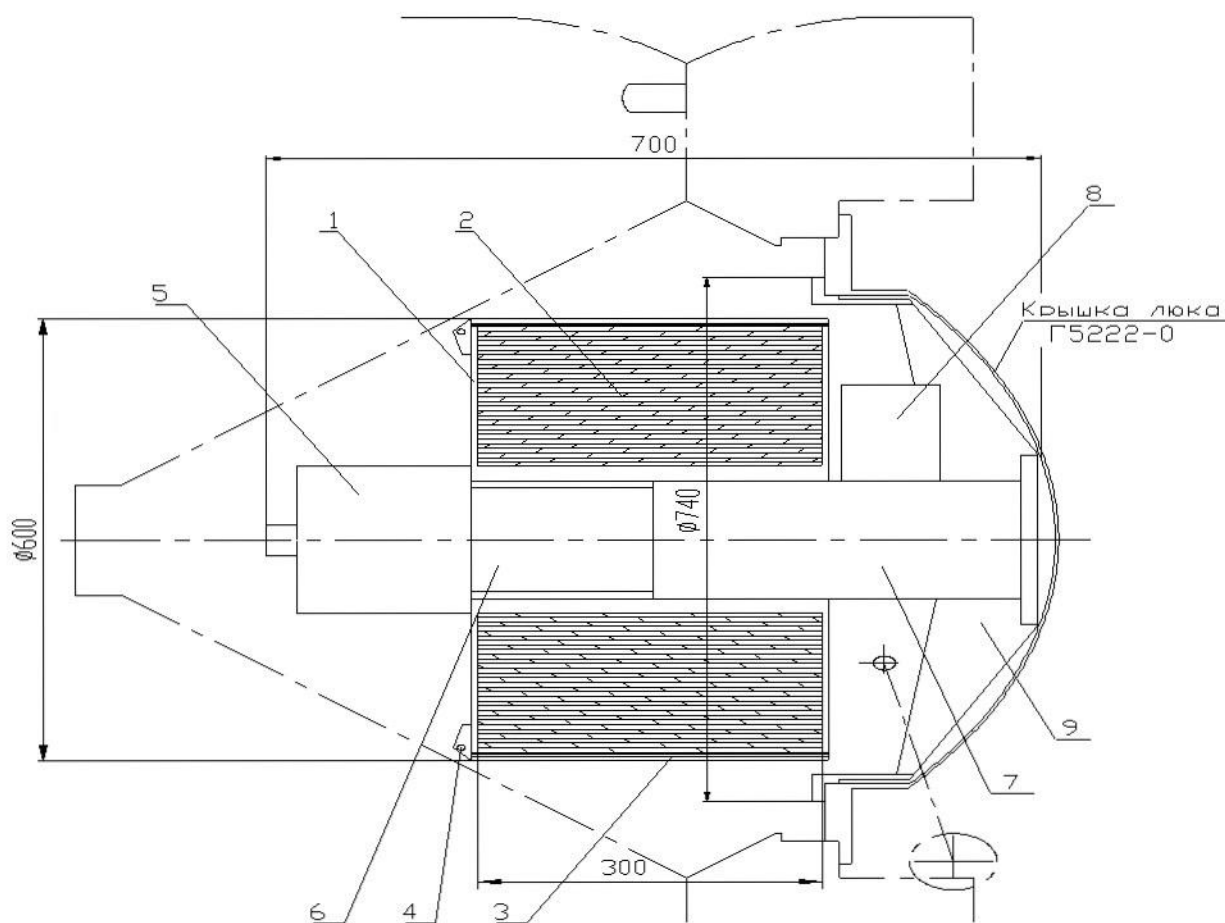
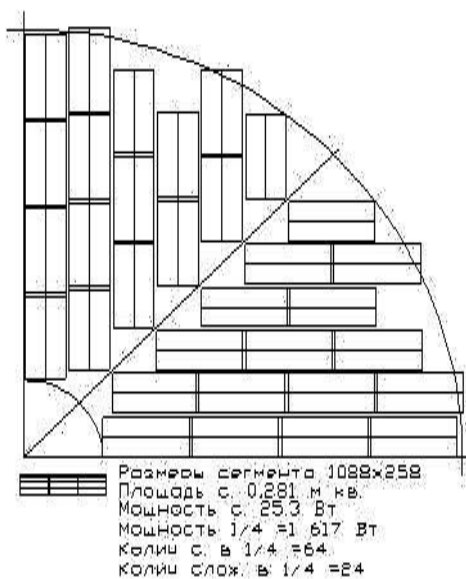


Рис.7. Конструктивная схема АР СБ (справа показан контур ТГК, слева – контур МКС)

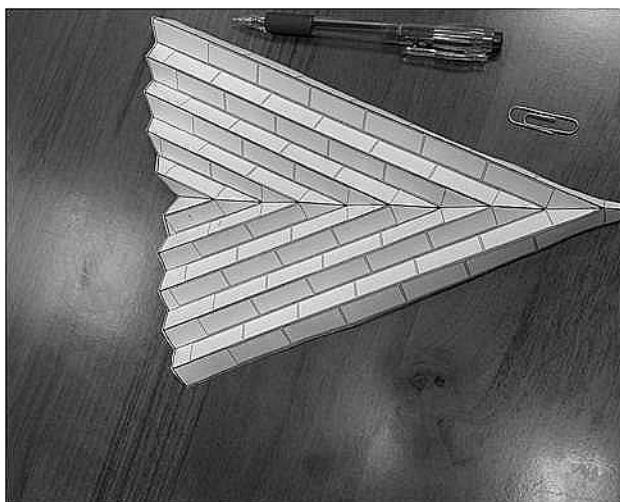
При подаче напряжения питания на агрегат включатся оба двигателя привода 8 и барабан 1 начинает вращаться, створки 3 расфиксируются и раскроются, фиксатор механизма выдвижения убирается. Это приводит к выдвижению штанги 6 в рабочее положение. После этого солнечная батарея 2 раскрывается центробежными силами. Через расчетное время снимается напряжение с быстроходного двигателя привода 8. Токосъемник 5 обеспечит передачу электроэнергии от СБ 2. По завершению эксперимента ТГК затапливается вместе с

раскрытой СБ, т.к. по условиям препятствия засорению околоземного космического пространства отделение АР не предполагается.

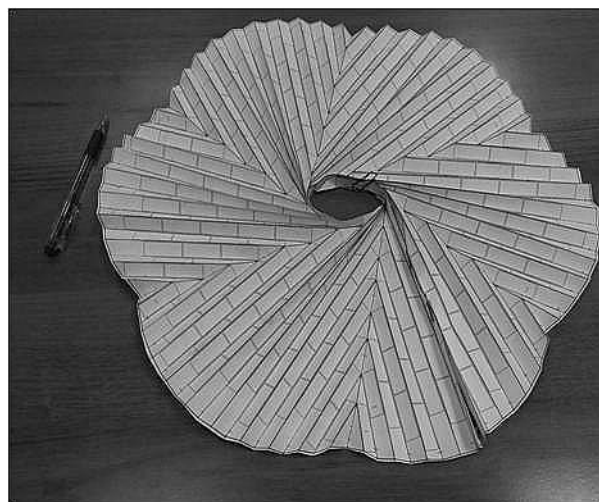
Варианты конструкции СБ из ФЭП производства НПП «Квант» приведены на рис.8 (а, б, в). Из результатов КЭ «Знамя 2» следовало, что увеличение числа секторов улучшает устойчивость и упорядоченность (симметрию) процесса раскрытия полотнища центробежными силами из уложенного в развёрнутое состояние. Однако с увеличением числа секторов осложняется компоновка ФЭП на их поверхности, а также технология изготовления и объединения секторов в единое круговое полотнище СБ. По этой причине к дальнейшей проработке предлагается размерность сектора в $1/6$ окружности.



а)



б)



в)

Рис. 8 - Вариант конструкции СБ из ФЭП производства НПП «Квант».

а, в) Геометрия расположения ФЭП на секторе СБ и компоновка секторов на поверхности СБ в вариантах $1/4$ и $1/6$ окружности.

б) Фото сегмента космической СБ.

Сектор состоит из соединенных в сегмент элементов ФЭП. Соединение в сегменте может производиться двухсторонним специальным скотчем. Такое соединение опробовано НПП «Квант» для использования в космосе. Электрическая коммутация внутри сегмента и между сегментами должна удовлетворять выбранному напряжению в СБ, учитывая, что в последовательную цепь должны входить ФЭП с одинаковой мощностью.

Перспективные космические технологии.

Центробежные конструкции могут оптимальным образом решить проблему создания космических солнечных электростанций мощностью порядка 1МВт-1ГВт на базе волоконных лазеров с солнечной накачкой в системах беспроводной передачи энергии. В этом случае отпадает необходимость в солнечных батареях и

жестком каркасе, что революционно в проектно-конструкторском плане. Агрегат раскрытия в этом случае подобен описанному выше, с отличием в том, что массив ФЭП заменяется на массив волоконных лазеров. Описание агрегата приводится в разделе тросовых антенн [1]. Центробежная лазерная система большой мощности открывает новый подход к проблеме астероидной безопасности. Оценки показывают, что воздействие лазерного излучения от КСЭС мощностью 1 ГВт на астероид массой 10^9 кг сообщит ему ускорение порядка 10^{-3} м/с². При длительном характере такого воздействия возможно эффективное изменение орбиты астероида.

Технологии получения кислород-водородных топлив в космосе.

Наличие в космосе громадных запасов льда (хвосты и ядра комет, полюсные шапки Марса, выход льда из разломов на Луне) открывает широкую перспективу электролизного получения кислород-водородных ракетных топлив непосредственно в космосе для стартов с космических тел и транспортных операций. Прорабатываемые в этом направлении концепции открывают новый подход к созданию транспортных космических систем, не требующий тяжёлых носителей, транспортных буксиров на малой тяге, упрощающий неудобство старта на геостационарную орбиту с территории России. Требуется создание сильноточных систем электролизного разделения воды на кислород и водород и систем их хранения в космосе. Направление интенсивно развивается за рубежом.

Центробежные солнечные батареи в сочетании с сильноточными кислород-водородными электролизёрами и системами хранения этих газов могут стать эффективными источниками электроэнергии на крупномасштабных заводах

ракетного топлива и заправочных станций для всего диапазона высот орбит для эффективного решения широкого круга задач космической техники.

Заключение

Центробежные крупногабаритные бескаркасные конструкции могут эффективно решить широкий спектр перспективных задач космической техники. Космический эксперимент «Знамя СБ» будет способствовать набору уникального отечественного опыта создания центробежных космических конструкций и обеспечивать возможность занятия российской космонавтикой лидирующей роли в мировом процессе развития приложений космической техники к актуальнейшим научно-техническим проблемам современности.

Библиографический список

1. Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 447с.
2. Space-Based Solar Power as an Opportunity for Strategic Security. Phase of Architecture Feasibility Study.// Report to the Director National Security Space Office. 10 October 2007. 137 p.
3. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротева. - М: Российская академия космонавтики им. К.Э.Циолковского, 2006. - 320 с.
4. Семенов Ю.П., Бранец В.Н., Мельников В.М. и др. Космический эксперимент по развертыванию пленочного бескаркасного отражателя D=20 м ("Знамя 2")

// Космические исследования. 1994. Т.32, № 4-5. С.186-193.