

УДК.629.78.064.56

Анализ компоновочных схем демонстрационной солнечной космической электростанции

Сысоев В.К.,^{1*} Барабанов А.А.,^{1} Дмитриев А.О.,^{1***} Нестерин И.М.,^{1****}
Пичхадзе К.М.,^{1*****} Суйменбаев Б.Т.^{2*****}**

¹*Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,
НПО им. С.А.Лавочкина, ул. Ленинградская, 24, Химки, Московская область,
141410, Россия*

²*Казахский национальный технический университет им. К.И. Сатпаева,
ул.Сатпаева 22а, Алматы, 050013, Республика Казахстан*

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

** *e-mail: barabanov@laspace.ru*

*** *e-mail: dao@laspace.ru*

**** *e-mail: nesterin@laspace.ru*

***** *e-mail: pichkhadze@laspace.ru*

***** *e-mail: bts49@mail.ru*

Аннотация

Развитие технологий солнечных космических электростанций предполагает первым этапом запуск демонстрационной солнечной космической электростанции на имеющихся на сегодняшний день спутниковых платформах и ракетоносителях. Определяющим фактором вида компоновочной схемы космического сегмента такой

электростанции является тип трансформируемой конструкции фотопреобразователей с максимальной площадью. В данной работе производится анализ различных вариантов таких схем при использовании ракеты «Протон».

Ключевые слова: космическая электростанция, спутник, лазер.

Разработка проектов космических солнечных электростанций (КСЭС) является актуальной задачей современной энергетики как из-за возрастающих потребностей современной цивилизации, так и из-за отрицательных экологических последствий использования ископаемых природных ресурсов[1-2].

Работы в области КСЭС проводятся в крупных промышленных странах, таких как: США, Япония, ЕС, Китай, а также в Канаде, Индии, Индонезии.

Основные направления этих работ можно структурировать следующим образом:

- поиск оптимальных концепций КСЭС;
- разработка наиболее важных систем таких электростанций – фотопреобразователей с высоким КПД, сверхлегких конструкций, высокоэффективных СВЧ генераторов и лазерных излучателей;
- проведение наземных экспериментов по передаче мощности в виде лазерного или микроволнового излучения.

Однако все организации, участвующие в разработке КСЭС, считают, что ключевым моментом таких разработок является проведение демонстрационного

космического эксперимента с параметрами, максимально приближенными к будущим космическим электростанциям[3-4].

Рассмотрим основные технические требования к таким демонстрационным солнечным космическим электростанциям:

- использование существующих ракет-носителей (РН) для запуска;
- применение имеющихся спутниковых платформ, обеспечивающих ориентацию с максимальной точностью;
- создание трансформируемой конструкции фотоприемных модулей, имеющих максимально допустимые размеры для размещения их под обтекателем РН и максимальную мощность;
- использование имеющихся зеркальных систем (применяемых для дистанционного зондирования и лазерной космической связи) для дистанционной передачи лазерной энергии на Землю.

Достижения современной оптико-электронной и космической техники в области фотопреобразователей солнечного и лазерного излучения, а также в области лазерных генераторов (в первую очередь, эффективность и мощность) позволяют уже сейчас проектировать демонстрационную КСЭС с параметрами для практического использования.

Надо учитывать то, что наземные фотопреобразователи такой космической станции будут работать в двойном режиме: помимо преобразования лазерного излучения, они также будут работать в режиме преобразования прямого солнечного излучения, что увеличивает КПД всей системы более чем на 20% (до 50% и выше).

Наблюдается большой прогресс в развитии лазерных генераторов, особенно диодных и волоконных лазеров, которые работают в области 0,8-2 мкм с высоким КПД (до 70%) и с высоким уровнем мощности: через световод диаметром 250 мкм передают до 50 кВт мощности, при малых массогабаритных параметрах самого лазера. С учетом длины волны можно создавать приемные устройства на Земле, фотопреобразующие лазерное излучение, небольших размеров (десятки метров), что на 3÷4 порядка меньше, чем при использовании микроволнового излучения (десятки километров). Такие возможности лазеров позволяют планировать их использование в качестве канала передачи энергии в демонстрационной космической солнечной электростанции. Лазерный канал уже успешно используется для дистанционного энергопитания беспилотных летательных аппаратов[5-6].

Основным фактором, определяющим энергетические возможности такой демонстрационной солнечной космической электростанции, является необходимость создания большеразмерной трансформируемой конструкции фотопреобразователей на имеющемся на сегодняшний день космическом аппарате с соответствующим обтекателем (например «Навигатор»).

Факторы, определяющие компоновочные схемы различных вариантов демонстрационной солнечной космической электростанции:

- необходимость большеразмерной конструкции фотопреобразователей и радиаторов охлаждения;

- необходимость системы трансформации конструкции фотопреобразователей и радиаторов охлаждения под имеющиеся обтекатели ракет;

- необходимость установки на космический аппарат большемерного оптического телескопа для передачи лазерного излучения.

Авторами на основе анализа имеющихся работ по созданию больше размерных космических конструкций были выбраны несколько различных технологий по их созданию (рис.1).

Рассмотрены четыре варианта компоновочных схем космического аппарата (КА) такой демонстрационной солнечной космической электростанции:

- схема КА с панелью, содержащей унифицированные шестигранные модули;
- схема КА с панелью, содержащей унифицированные четырехугольные модули;
- схема КА с разворачиваемыми панелями фотопреобразователей на основе пневматически отверждаемых конструкций;
- схема КА с разворачиваемыми панелями гибких фотопреобразователей по принципу солнечного паруса.

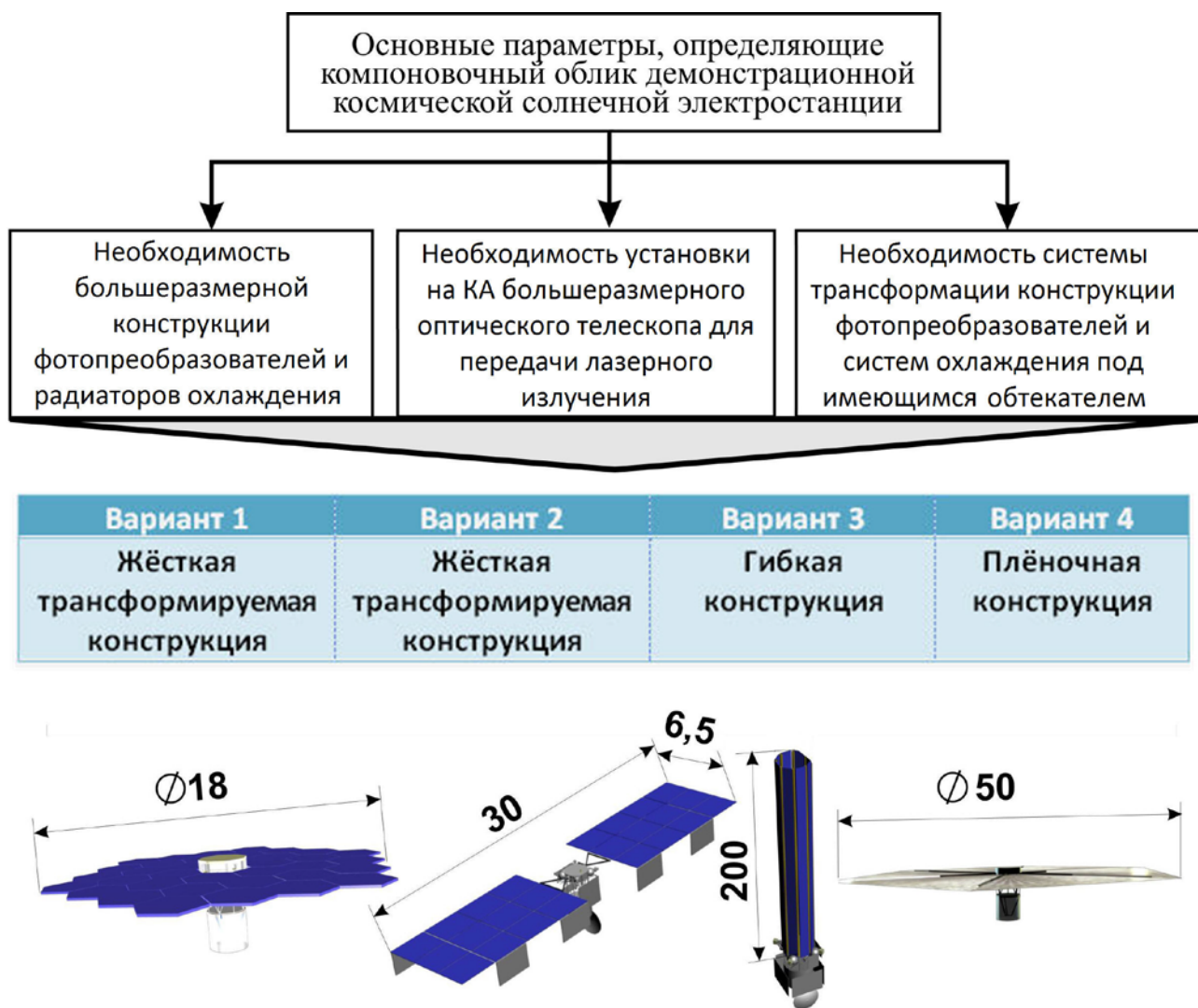


Рисунок 1. Основные требования к космическому сегменту демонстрационной солнечной космической электростанции и возможные компоновочные решения.

Детальные конструкторские работы над этими вариантами позволят выбрать оптимальный вариант компоновки космического сегмента солнечной электростанции.

Компоновочные схемы демонстрационной космической солнечной электростанции определяются: с одной стороны, возможностями спутниковой

платформы, в которой определяющим фактором будет объем пространства над обтекателем для установки трансформируемых панели фотоизлучающих модулей с максимальной площадью, с другой – видом конструкции этой панели модулей. Такая панель модулей является достаточно новой конструкцией для космической техники и требует новых технологических решений.

Фотоизлучающий модуль

Ключевой системой космического сегмента такой электростанции является фотоизлучающий модуль. В конструкции модуля заложены следующие положения:

- конструкция должна иметь размеры, позволяющие укладывать её под имеющийся обтекатель, а толщина должна быть минимальной, чтобы возможно было произвести укладку максимального количества пакетов таких модулей под обтекатель;

- такие фотоизлучающие модули в электрическом и тепловом интерфейсе независимы от систем базового модуля (БМ) спутниковой платформы. Информация о состоянии фотоизлучающего модуля передается по радиоканалу использованием стандарта Wi-Fi. Такое построение позволяет увеличить надежность всей космической электростанции.

Предназначение панели фотоизлучающих модулей – преобразование солнечного излучения фотопреобразователями в электроэнергию, накопление и использование её для накачки волоконных лазеров. Излучение волоконных лазеров суммируется на базовом модуле и далее направляется на управляемую зеркальную

систему для передачи собранной энергии на Землю. □ Одна сторона конструкции панели таких модулей состоит из высокоэффективных фотопреобразователей, а противоположная сторона – из высокоэффективного радиатора. В пространстве этой конструкции (рис.2) расположены:

- система управления;
- система накопителей (суперконденсаторы);
- распределенная система светодиодной накачки волоконных лазеров;
- волоконные лазеры;
- система датчиков;
- устройство связи с базовым модулем (БМ);

Подробная функциональная схема такого модуля, содержащая основные элементы модуля и связи между ними, показана на рис.3. Одной из ключевых проблем является обеспечение теплового режима модуля, так как рабочий температурный режим не может превышать диапазон $-60..+80^{\circ}\text{C}$. Как показали тепловые расчеты, обеспечить соответствующий тепловой режим возможно, в первую очередь, оптимизацией геометрии расположения оптико-электронных блоков, что достигается распределенной светодиодной накачкой волоконных лазеров.

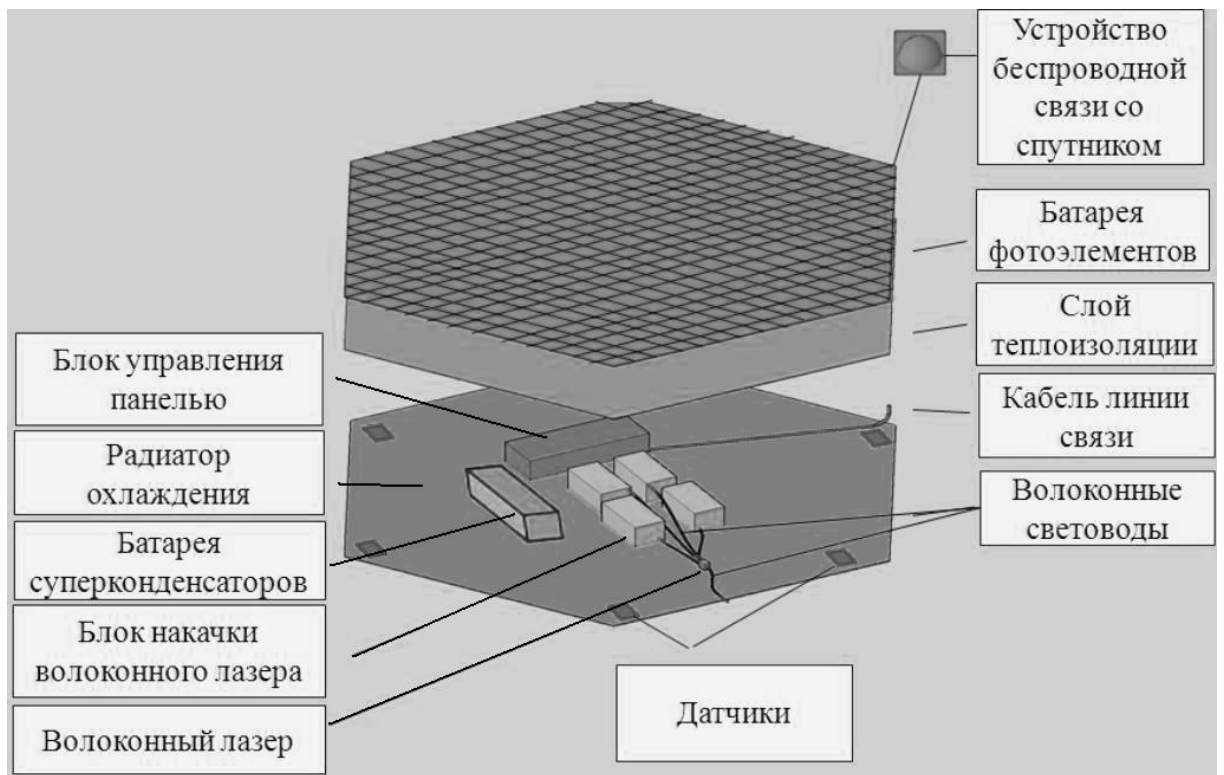


Рисунок 2. Конструкция фотоизлучающей панели

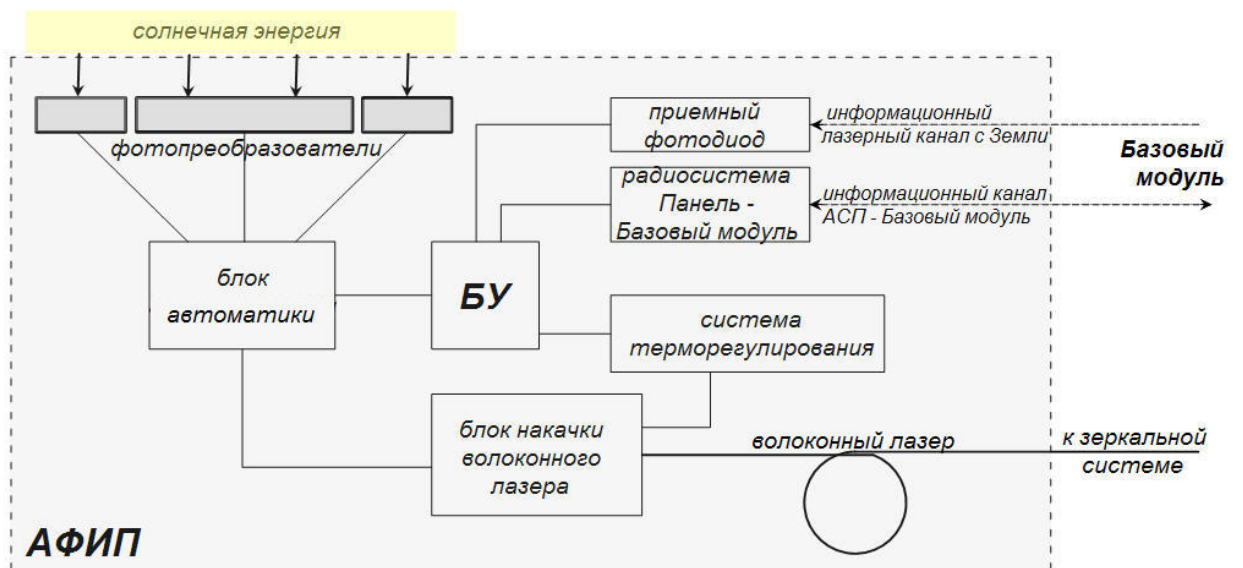


Рисунок 3. Функциональная схема автономной фотоизлучающей панели

Для высокоэффективной работы такой демонстрационной космической электростанции необходимо создание панелей фотоизлучающих модулей с максимально большой площадью для получения максимального количества электроэнергии. Поэтому в данной статье рассмотрены четыре варианта компоновки космического аппарата, выполненные под обтекатель ракеты-носителя «Протон».

Выбор рабочей орбиты для демонстрационного космического эксперимента обусловлен следующими условиями:

- небольшие высоты передачи энергии, чтобы не создавать больших зеркальных систем и обеспечить необходимую точность наведения лазерного канала передачи энергии;

- достаточно большое время пролета над наземной фотоприемной площадкой.

Такой орбитой является высокоэллиптическая орбита типа «Молния». Сложность управления при такой орбите значительно больше, чем при расположении спутника на геостационарной орбите, и возникает необходимость в высокоскоростном и высокоточном наведении лазерного пучка.

Жёсткая трансформируемая конструкция с горизонтальной укладкой

Вариант горизонтальной укладки панели фотоизлучающих модулей представлен (рис.4). На данной схеме представлены унифицированные шестигранные фотоизлучающие модули. Размеры такого модуля максимально приближены к размерам обтекателя. Толщина модуля определяется технологией изготовления фотопреобразователей и элементов волоконного лазера, и находится в диапазоне 50÷120 мм.

Преимущество такой системы состоит в следующем:

- высокой степени унифицированности, что позволяет проводить их серийный выпуск;
- возможность проведения автономных испытаний отдельно модуля и интерпретировать их результаты на всю панель модулей демонстрационной космической станции;
- возможность установки высокоэффективных тонкоплёночных ФЭП на основе арсенида галлия [7]

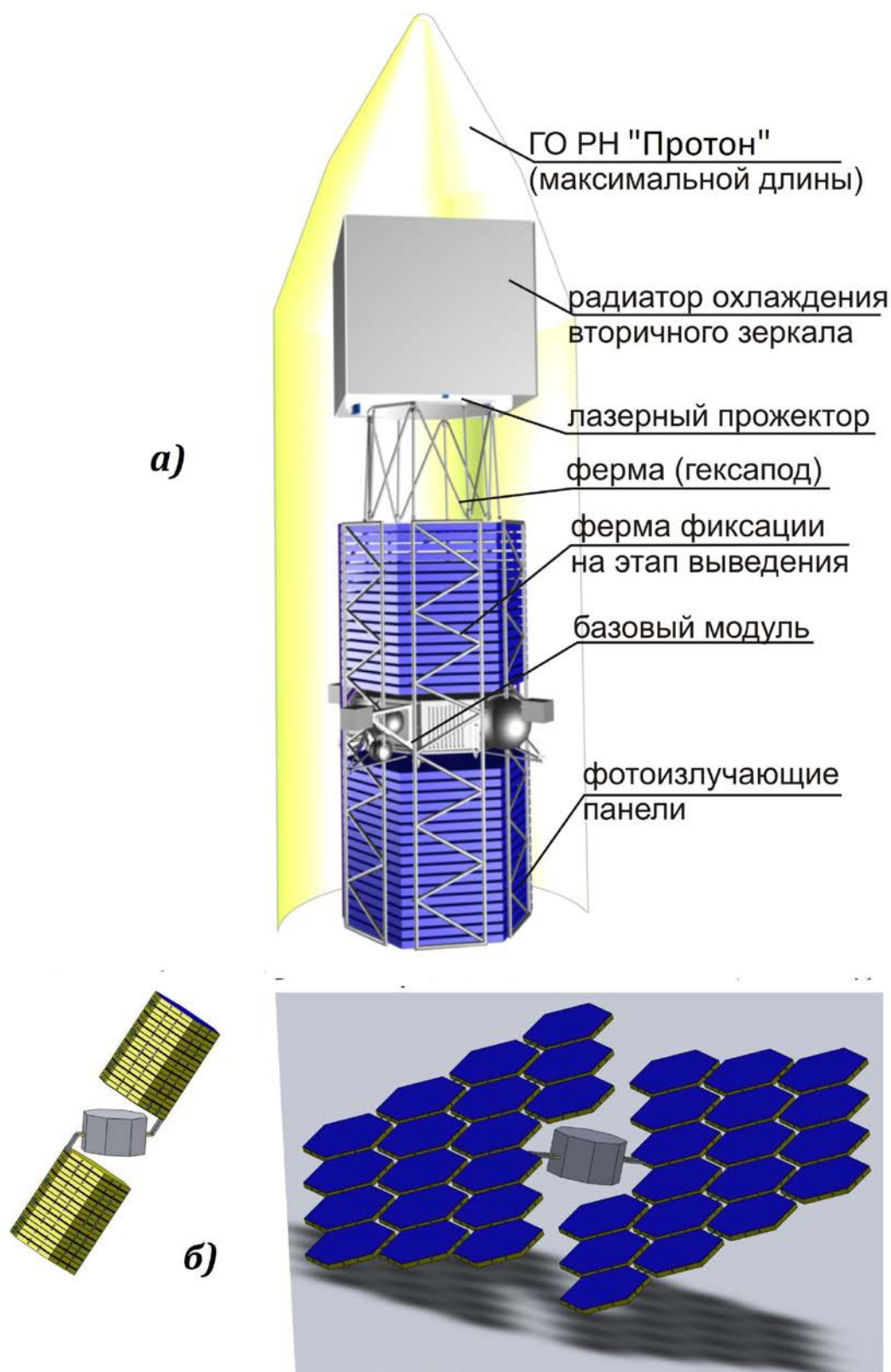


Рисунок 4. Схема космической солнечной электростанции с горизонтальной укладкой (а) и схема развёртывания фотоизлучающих панелей (б).

В состав аппарата входит базовый спутниковый модуль, гексапод, лазерный волоконнооптический прожектор и система жестких шестигранных пластин толщиной до 60 мм связанных фотолазерных преобразователей с суммарной площадью примерно 300 м².

Укладка панелей фотолазерных преобразователей под обтекателем гексаэдрового типа сложна, т. к. производится перпендикулярно направлению полета, поэтому панели воспринимают поперечные нагрузки при выведении ракеты на орбиту, что приведет к возрастанию веса конструкции.

Для образования компоновки развернутого аппарата возникает необходимость в механических усложнениях. Панели фотоизлучающего модуля должны сдвигаться, оставляя зазор между фермой (гексаподом) с лазерным волоконно-оптическим прожектором и базовым модулем (БМ). Этот зазор выбирается механизмом притягивания сборки «ферма – лазерный волоконно-оптический прожектор» к базовому модулю.

Трехступенная раскладываемая конструкция панели фотоизлучающего модуля, образующая многозвенник будет недостаточно жесткой. Однако идеология автономных фотоизлучателей не требует жёсткого совмещения модулей конструкции, так как излучение волоконно-оптических лазеров будет передаваться по световодам любой конфигурации, размещённым в зеркальной системе.

Раскрытие шестигранных фотоизлучающих модулей – сложный момент с точки зрения ориентации аппарата (динамики управления).

После раскрытия панели фотоизлучающих модулей, КА с помощью двигателей-маховиков ориентируется на Солнце. После этого включается электроракетная двигательная установка, которая осуществляет довыведение КА с промежуточной или низкой орбиты на рабочую орбиту[8].

После выведения СКСЭ на рабочую орбиту, аппарат с шестигранными панелями ориентируется на Солнце, находит с помощью радиокomплекса пункт приема энергии и работает в режиме малой мощности, периодически включая режим максимально достижимой мощности. Отслеживание положения приемной станции и компенсацию колебаний КА осуществляем с помощью гексапода.

Гексапод – механизм на основе шестизвенной фермы в стержнях связи, которой находятся линейные приводы. Совместное перемещение приводов позволяет точно ориентировать площадку фермы (зеркальной системы лазерного прожектора) в пространстве (часто применяется в астрономических приборах и станкостроении).

Жёсткая трансформируемая конструкция с вертикальной укладкой

Рассмотрим компоновку следующего варианта демонстрационной космической солнечной электростанции с вертикальной укладкой фотоизлучающих модулей под обтекателем (рис.5).

В состав аппарата входит БМ, гексапод, лазерный волоконно-оптический прожектор и система жестких четырехгранных пластин толщиной 40-60 мм связанных фотоизлучающих модулей с суммарной площадью примерно 140 м².

Укладка панелей фотоизлучающих модулей под обтекателем такого типа – подобна укладке солнечных батарей. Панели укладываются по направлению полета и воспринимают продольные нагрузки при выведении.

Компоновка под обтекателем и способ укладки панели фотоизлучающего модуля являются традиционными. Раскладываемая конструкция панелей фотоизлучающего модуля, образующая многозвенник, будет достаточно жесткой, поскольку количество звеньев в цепи не превышает 4.

Раскрытие прямоугольных панелей фотоизлучающего модуля – традиционное. Для раскрытия используются пружины и тросовые компенсаторы динамики раскрытия.

После раскрытия панели фотоизлучающих модулей, КА с помощью двигателей-маховиков ориентируется на Солнце. После этого включается электроракетная двигательная установка, которая осуществляет довыведение КА с переходной орбиты или низкой орбиты на рабочую орбиту.

После выведения СКСЭ на рабочую орбиту, аппарат с прямоугольными панелями ориентируется на Солнце, находит с помощью радиокomплекса пункт приема энергии и работает в режиме малой мощности, периодически включая режим максимально достижимой мощности. Отслеживание положения приемной станции и компенсацию колебаний КА осуществляется с помощью системы в состав которой входит гексапод. Данная схема панели модулей достаточно жесткая, но её раскрытие, в отличие от предыдущего варианта более простое и уже хорошо отработывается на обычных солнечных космических фотобатареях. В данной

конструкции используется такая же технология создания фотоизлучающих модулей, как и в предыдущем варианте.

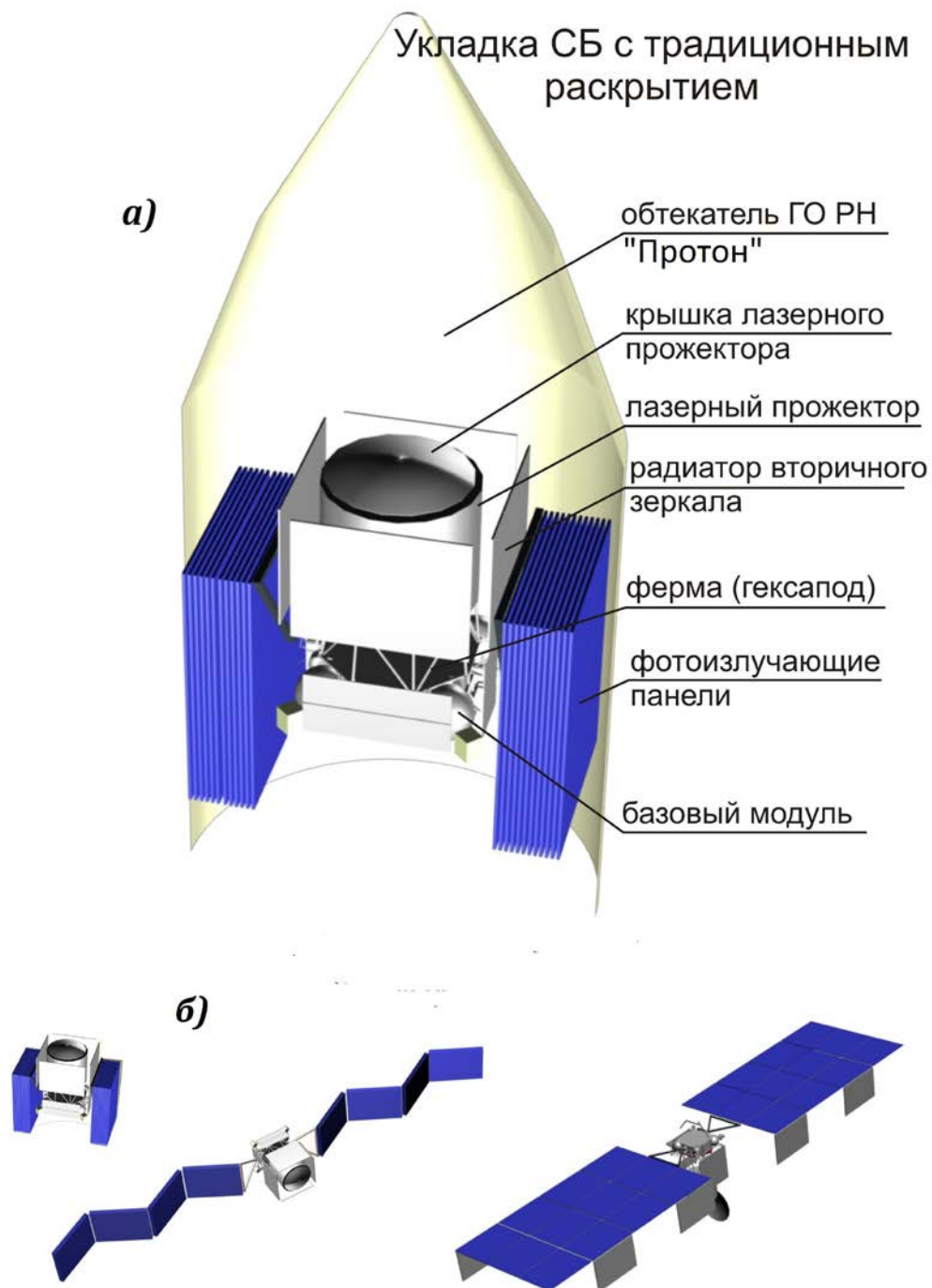


Рисунок 5.

Схема компоновки солнечной электростанции с вертикальной укладкой панелей

фотоизлучающих модулей (а) и схема раскрытия фотоизлучающих модулей «прямоугольник» (б).

Гибкая структура с отверждаемой конструкцией панели фотоизлучающих модулей

Следующий вариант это использование технологии отверждения материалов для создания большого размера конструкции панели фотоизлучающих модулей (рис.б).

Данный вариант строится на технологиях, которые начали разрабатываться для создания большеразмерных лёгких космических конструкций. Данная технология использует физико-химические отверждаемые надувные полимерные материалы[9].

Данная технология позволяет с высокой эффективностью использовать полезный объём обтекателя ракетносителя.

В состав аппарата входит БМ, гексапод, лазерный волоконно-оптический прожектор и система гибких пластин толщиной до 20 мкм связанных фотолазерных преобразователей с суммарной площадью примерно 300 м² на отверждаемых балках.

Укладка пленочных фотоизлучающих модулей и отверждаемых балок гармошечного или барабанного типа является нетрадиционной, поскольку производится перпендикулярно направлению полета и воспринимает поперечные нагрузки при выведении.

Для образования компоновки развернутого аппарата возникает необходимость прибегать к механическим усложнениям. Добавляем пневматическую систему наполнения отверждаемых балок, для придания им формы при раскрытии и выдерживании давления до завершения отверждения. Одновременно с раскрытием балок осуществляется раскрытие фотоизлучающих модулей, и укладка волоконных световодов.

Раскладываемая конструкция панелей фотоизлучающих модулей, образующая пространственную ферму является достаточно жесткой.

В данной схеме возможно использование двух типов фотопреобразователей:

- гибких плёночных фотопреобразователей на основе CuZnSnS_4 и CuYnSe_2 с толщиной 5-10 мкм с ожидаемым КПД до 15%, однако массовое производство таких фотопреобразователей планируется после 2020 г. [7];

- тонкоплёночные многослойные структуры на основе GaAs в виде мозаичной структуры на плёнке конструкций отверждаемой структуры.

Раскрытие отверждаемых панелей фотоизлучающих модулей – сложный момент с точки зрения ориентации аппарата (динамики управления).

После раскрытия всех систем КА с помощью двигателей-маховиков ориентируется на Солнце, после чего включается электроракетная двигательная установка, которая осуществляет довыведение КА с переходной или низкой орбиты на рабочую орбиту.

После выведения СКСЭ на ГСО аппарат с отвержденными панелями ориентируется на Солнце, при этом осуществляется гравитационная ориентация в

режиме медленного вращения всего КА, далее после установления связи с помощью радиокomплекса пункта приема энергии и работает в режиме малой мощности, периодически включая режим максимально достижимой мощности. Отслеживание положения приемной станции и компенсация колебаний КА, как и в предыдущем варианте, осуществляется с помощью гексапода с зеркальной системой лазерного прожектора.

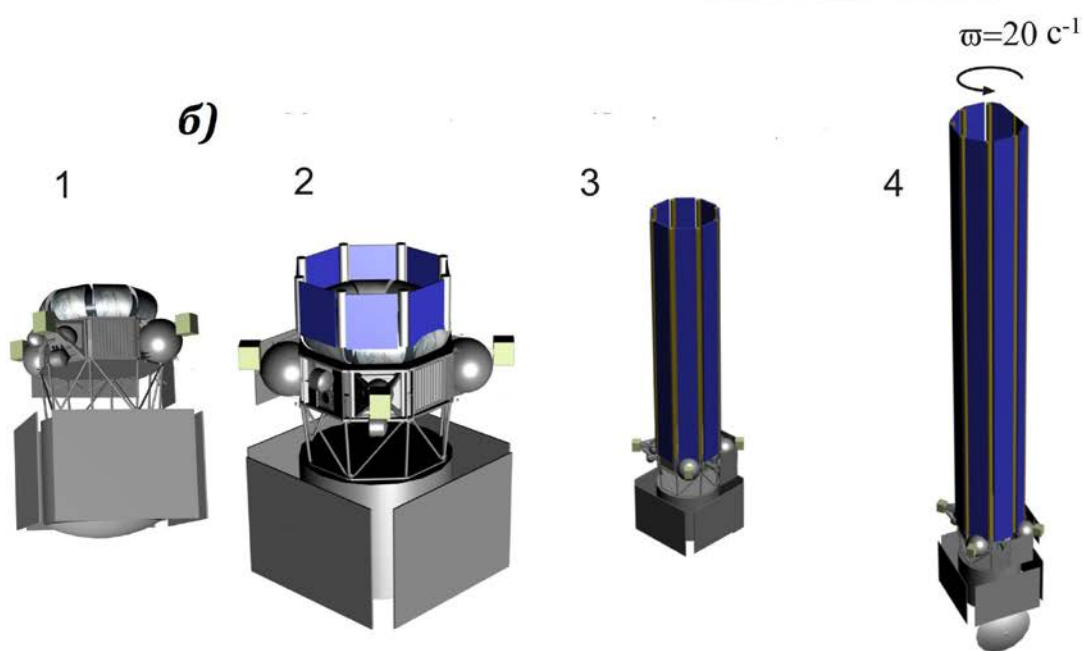


Рисунок 6. Схема компоновки солнечной электростанции с отверждаемой конструкцией панели фотоизлучаемого модуля (а) и схема раскрытия отверждаемой структуры (б).

Плёночная трансформируемая конструкция типа «Солнечный парус»

Наконец четвертый вариант. Этот вариант использует концепцию «Солнечный парус». Применяются тонкопленочные фотопреобразователи и волоконные лазеры, встроенные в штанги спиц раскрытия полотна фотопреобразователей (рис.7).

Данный вариант строится на использовании следующих факторов:

- использование тонкоплёночных фотопреобразователей на основе CuYnSe_2 с толщиной 5 мкм с ожидаемым КПД до 20%;
- такая толщина позволит уложить под обтекатель весьма значительную площадь фотопреобразовательных плёнок;
- использование методики разворачивание таких плёнок по технологии «Солнечного паруса» [10-11].

В состав аппарата входит БМ, гексапод, лазерный волоконнооптический прожектор и система пленочных фотопреобразователей толщиной до 20 мкм связанных фотолазерных преобразователей с суммарной площадью примерно 1000 м².

Укладка панелей фотолазерных преобразователей под обтекателем вокруг БМ с шестью упругими пластинчатыми силовыми элементами.

Для образования компоновки развернутого аппарата необходимы механические усложнения. Панели фотопреобразователей (тонкопленочные с световодами) должны открываться под действием центробежных сил. Для этого в конструкцию КА необходимо добавить сопла закрутки.

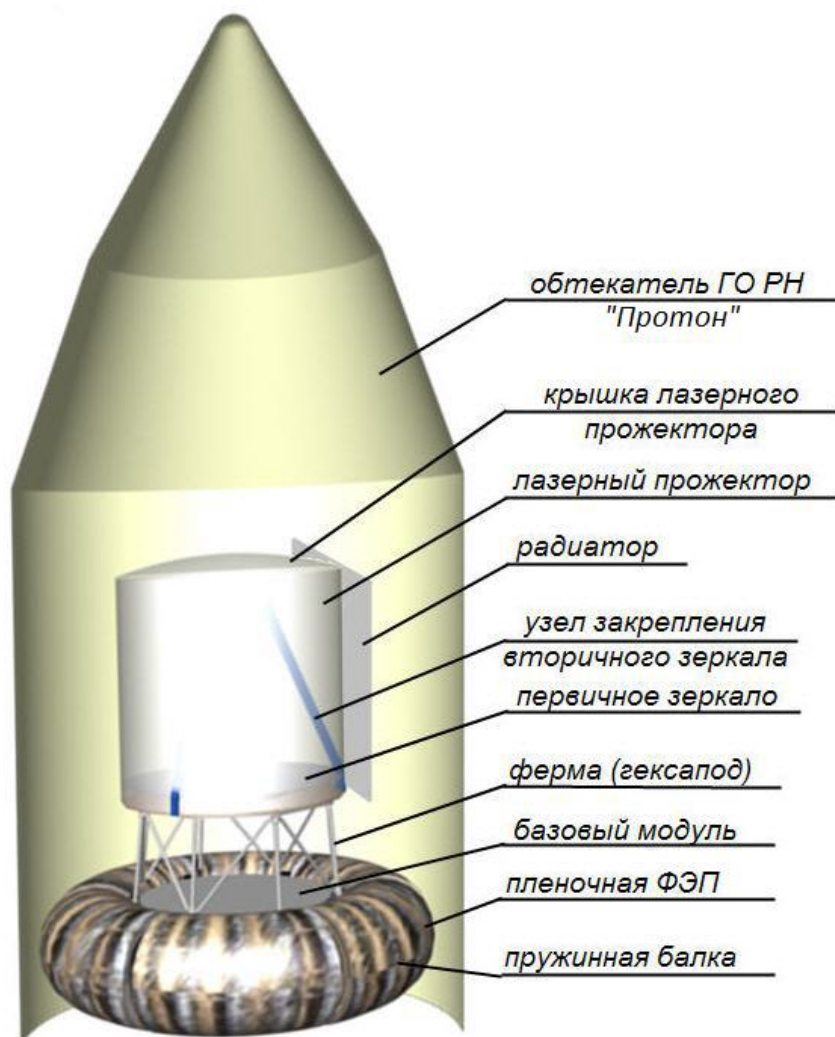
Раскладываемая конструкция тонкопленочных фотопреобразователей, с пружинными элементами является достаточно симметричной и простой.

Раскрытие полотна тонкопленочных фотопреобразователей в режиме вращения с точки зрения ориентации аппарата, обеспечивая стабилизацию данной системы.

Когда произошло раскрытие, КА с помощью двигателей-маховиков ориентируется на Солнце. После этого включается электроракетная двигательная установка, которая осуществляет довыведение КА с переходной или низкой орбиты на рабочую орбиту.

После выведения СКСЭ на рабочую орбиту аппарат с тонкопленочными преобразователями ориентируется на Солнце, находит с помощью радиокomплекса пункт приема энергии и работает в режиме малой мощности, периодически включая режим максимально достижимой мощности. Отслеживание положения приемной станции и компенсацию колебаний КА осуществляется с помощью гексапода, управляющего зеркальной системой лазерного прожектора.

a)



б)



Рисунок 7. Схема космической солнечной электростанции с гибкими пленочными фотопреобразователями (а) и схема раскрытия тонкопленочной фотопреобразующей структуры (б).

Заключение

Рассмотренные в данной статье различные варианты компоновочных схем могут служить основой для проведения ОКР по созданию демонстрационной солнечной космической электростанции. В таблице 1 приведены результаты сравнения всех компоновочных схем ДСКЭС по основным факторам определяющих эффективность такой электростанции.

Таблица 1.

Система	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Базовый модуль	+	+	+	+
Лазерный прожектор	+	+	+	+
Панели фотоизлучающих модулей	жёсткие	жёсткие	гибкие/жёсткие	гибкие
Площадь	300 м ²	140 м ²	300 м ²	1000 м ²
Эффективность фотопреобразователей	>40%	>40%	≈20%/40%	≈20%
Ожидаемая мощность	170 кВт	80 кВт	170 кВт	300 кВт
Системы раскрытия панелей:				
привода	+	+	-	-
пневматика	-	-	+	-
ДУ довыведения	-	-	-	+
Экспертная оценка ключевых технологий	очень сложная система раскрытия	простая система раскрытия	сложная система раскрытия и крепления жёстких фотопреобразователей	отсутствие в настоящее время больших площадей гибких фотопреобразователей

Сравнение всех вариантов компоновочных схем ДСКЭС.

Как видно из таблицы 1 состав систем разных компоновочных схем схож. По уровню предполагаемой мощности электроэнергии от фотопреобразователей все четыре варианта обеспечивают проведение демонстрационного эксперимента. Плёночная система (вариант 4) отличается от остальных механизмом довыведения:

используются сопла закрутки, они же применяются как привод раскрытия. Но вариант 4 механически более сложен, чем остальные схемы ДСКЭС. Вариант 3 использует пневматическую систему, в состав которой входит газобаллонное устройство. Этот вариант сложен для установки пластин фотопреобразователей. Вариант 1 привлекателен, но требует весьма сложную систему раскрытия панелей модулей.

На текущий момент предпочтительнее выглядит вариант 2. Этот вариант базируется на отработанной технологии раскрытия солнечных батарей больших современных КА и позволяет уже сегодня приступить к эскизному проектированию демонстрационной СКЭС.

Дополнительных затрат потребует изготовление специального оборудования для наземной экспериментальной отработки (стендовое оборудование, чистовые помещения определенного размера), подготовка персонала, имеющего опыт работ с конструкциями описанного типа.

На данной стадии – анализ, проведенный в данной статье, показывает наличие технических решений на базе технических решений современной ракетно-космической техники, позволяющий приступить к реализации ОКР «Демонстрационные солнечные космические электростанции».

Проведение работ по созданию демонстрационной космической солнечной электростанции позволит не только провести летные испытания такого космического комплекса, но и получить гибридную солнечную космическую

электростанцию на Земле, работающую как от солнечного, так и от лазерного излучения.

Демонстрационный эксперимент в условиях реального космического пространства является важнейшим звеном в подготовке по созданию первой пилотной промышленной космической электростанции, поскольку только он может подтвердить правильность возможность принятых в результате теоретических исследований решений.

Библиографический список

1. Glaser, P. E. Power from the Sun, It's Future, Science, vol. 162, 1968, pp. 857-886.
2. Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Верлан А.А. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментных научных исследований: в 3 томах – т.2. - М.: Изд-во МАИ-Принт, 2014. - 548 с.
3. Cougnet C., Gerber B., Steinsiek F., Lainer, Perren M. The 10 kW satellite: a first operational Step for space based solar power. 2010, № IAC-10-C.3.4.2, pp.1-6.
4. Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Верлан А.А., Насыров А.Ф. Анализ структуры демонстрационной космической электростанции // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. №3, С. 28-34.
5. Богушевская В.А., Заяц О.В., Масляков Л.Н., Мапак И.С., Никонов А.А., Савельев В.В., Шептунов А.А. Разработка системы дистанционного энергосбережения беспилотных летательных аппаратов // Электронный

журнал «Труды МАИ», 2012, выпуск №51:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=28948> (дата публикации
26.03.2012)

6. Thomas J.Nugent, Jr. Dr. Jordin T. Kare Laser power beaming for defense and security applications // White Paper for SPIE-DS&S Conference – May 2011 p.1-8.

7. Мейтлин М. Фотовольтаика: материалы, технология, перспективы // Электроника: наука, технология, бизнес, 2000. №6, С. 40-46.

8. Войкачёв В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б., Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10-30 кВт // Космическая техника и технология. 2014. №1(4) С. 10-21.

9. Ефанов В.В., Шевалев И.Л., Пичхадзе Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: в 3 томах – т.1. - М.: Изд-во МАИ-Принт, 2013. – 492 с.

10. Мельников В.М., Комков В.А., Райкунов Г.Г., Харлов Б.Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. - М.: Физматлит, 2009. - 448 с.

11. Globus Al. Toward an Early Profitable Power Sat // Space Manufacturing 14: Critical Technologies for Space Settlement – Space Studies Institute, October 29-31, 2010, pp. 1-10.