

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT

Д.М. Калманова¹, О.К. Абдирашев², Г.А. Ануар³, Д.С. Сарбаева⁴

1) Старший преподаватель Евразийского университета имени Л.Н. Гумилева, г. Нур-Султан, Казахстан, dinara_kalmanova@mail.ru

2) Старший преподаватель Евразийского университета имени Л.Н. Гумилева, г. Нур-Султан, Казахстан, omeke_92@mail.ru

3) Преподаватель Евразийского университета имени Л.Н. Гумилева, г. Нур-Султан, Казахстан, galym_rma@mail.ru

4) Магистрантка Евразийского университета имени Л.Н. Гумилева, г. Нур-Султан, Казахстан, diana_9696@bk.ru

Аннотация: в данной статье рассматриваются перспективные решения в области разработки конструкции солнечных батарей спутника формата CubeSat. Создание новой компоновки солнечных батарей связано с тем, что с каждым годом появляются более усовершенствованные датчики, фотокамеры и другие приборы для исследований, требующие большие энергетические возможности, которые должен предоставить малый космический аппарат.

Ключевые слова: солнечные батареи, малые космические аппараты, ленточная штанга, гибкий шарнир, метод раскрытия, конструкции.

DESIGN DEVELOPMENT OF CUBESAT NANOSATELLITE SOLAR CELLS

Dinara M. Kalmanova¹, Omirzak K. Abdirashev², Galymzhan A. Anuar³, Diana S. Sarbaeva⁴

1) Senior lecturer, L. N. Gumilev Eurasian University, Nur-Sultan, Kazakhstan, dinara_kalmanova@mail.ru

2) Senior lecturer, L. N. Gumilev Eurasian University, Nur-Sultan, Kazakhstan, omeke_92@mail.ru

3) Teacher, L. N. Gumilev Eurasian University, Nur-Sultan, Kazakhstan,, galym_rma@mail.ru

4) Undergraduate, L. N. Gumilev Eurasian University, Nur-Sultan, Kazakhstan, diana_9696@bk.ru

Abstract: this article discusses promising solutions in the field of design of solar cells of the satellite format CubeSat. The creation of a new arrangement of solar cells is due to the fact that every year there are more advanced sensors, cameras and other devices for research that require large energy capabilities that a small spacecraft should provide.

Key words: solar panels, small spacecraft, belt rod, flexible hinge, self-opening method, construction.

Введение. На сегодняшний день в глобальной космической сфере отслеживается востребованность к развитию малых космических аппаратов с генераторами энергии в виде солнечных батарей. Бурное продвижение данных направлений объясняется короткими сроками разработки и производства спутников, их сравнительно невысокой стоимостью, а солнечные батареи утвердили себя как одни из самых надёжных и достаточно хорошо отработанных способов снабжения космического аппарата энергией. По мере развития CubeSats их электронная и инструментальная сложность возрастает, что требует все больших возможностей для достижения более сложных задач. Ограниченный бюджет мощности должен быть удовлетворен за счет использования либо более эффективных солнечных элементов, либо путем использования разворачиваемых солнечных панелей для увеличения площади поверхности, обращенной к солнцу.

Особенностью малых космических аппаратов (МКА), функционирующих на разных орбитах, является повышенная точность ориентации и стабилизации во время работы, а также системы электроснабжения (СЭС). В состав СЭС входят солнечные и аккумуляторные батареи, а их выбор зависит от потребляемой мощности и времени работы (с учетом массы СЭС) [1]. Ввиду ограниченности массогабаритных характеристик МКА требования к раскрываемым солнечным батареям имеют свою специфику. При минимальной массе солнечные батареи должны обладать достаточной жесткостью конструкции в рабочем (раскрытом) положении и по возможности большую площадь фотоэлектрических преобразователей [2].

При разработке конструкции раскрываемых панелей солнечных батарей малого космического аппарата CubeSat, с целью снижения массы и повышения надежности раскрытия, решаются несколько задач:

- разработка конструкции крепления панелей СБ без применения пиросредств, что уменьшит ударные нагрузки на аппаратуру МКА;
- применение гибких шарнирных узлов, не содержащих в конструкции пар трения, что позволит повысить надежность раскрытия.

Ниже, в данной работе, представлена разработка конструкции солнечной батареи для спутника формата CubeSat3U, преследующие цели: минимальных затрат при максимальной эффективности; снижения массы конструкции за счет уменьшения количества деталей; удобной компоновки при транспортировке; принятия определённой формы с увеличением площади фотоэлектрического модуля в несколько раз (рисунок 1).

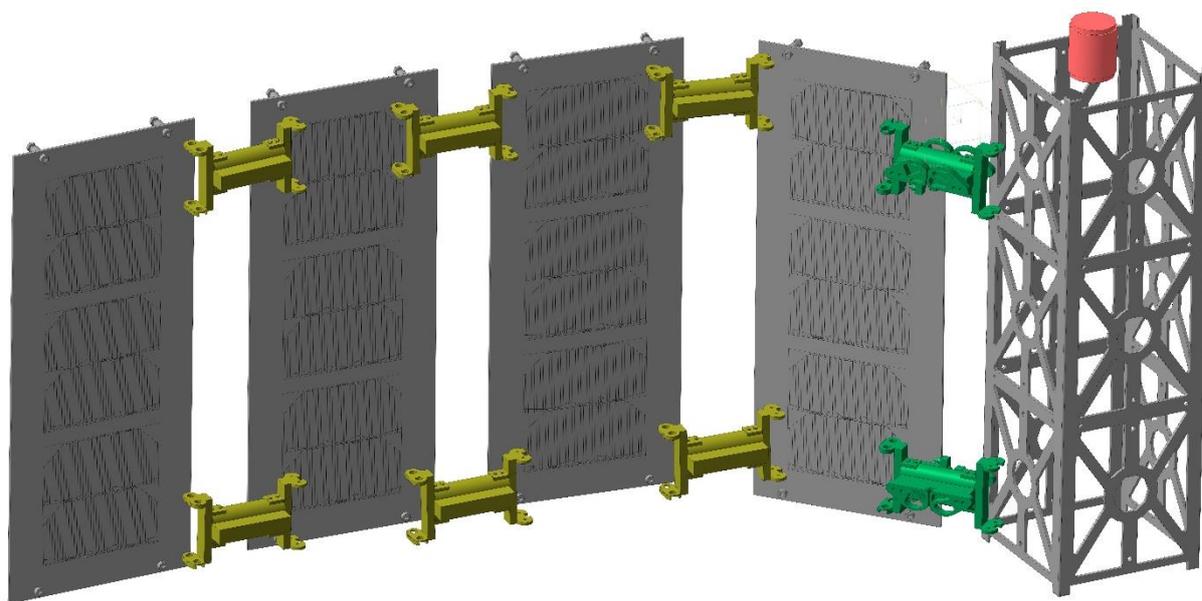


Рисунок 1 - компоновочная сборка трёхмерных моделей конструкции

Существующие на данный момент конструкции механических устройств батареи солнечной имеют различную компоновку и конструкцию, что определяется условиями эксплуатации и характеристиками космического аппарата, на котором оно установлено.

В состав классической компоновки механического устройства солнечной батареи входит:

- штанга батареи солнечной;
- панели;
- элементы раскрытия и зачековки (фиксации) панелей батареи солнечной в раскрытом положении (шарнирные узлы);
- система синхронизации;
- система зачековки (фиксации) панелей батареи солнечной в транспортировочном положении (замки зачековки).

Все перечисленные элементы, кроме системы зачековки (фиксации) панелей батареи солнечной в транспортировочном положении (замки зачековки), вместе определяют крыло солнечной батареи [3].

Совершив предварительный анализ, учитывая все преимущества и недостатки, нами было выбрано наиболее подходящее, отвечающее поставленным задачам конструкторское решение.

В устройстве используется гибкий принцип разворачивания, в котором раскрытие происходит за счет запасенных упругих сил исполнительного элемента. Вариант раскрытия солнечных батарей гибкими элементами, только за счет собственных упругих сил обладает рядом преимуществ в сравнении с другими способами (механические, вращающиеся, пневматические) в решении задач раскрытия. К таковым следует отнести:

- высокий коэффициент разворачивания;
- отношение размеров конструкции в развернутом и сложенном положениях;
- низкие удельно-массовые показатели (определяются выбором упругого композиционного материала);
- простая кинематическая схема, ввиду отсутствия многосвязных элементов, и как следствие более высокая надежность механизма раскрытия в целом.

Для гибкого исполнительного элемента как средства раскрытия одним из наиболее подходящих является ленточная штанга с незамкнутым профилем (рисунок 2), и другие варианты с различной степенью перекрытия кромок (рисунок 3), которая будет крепиться к каркасу спутника.

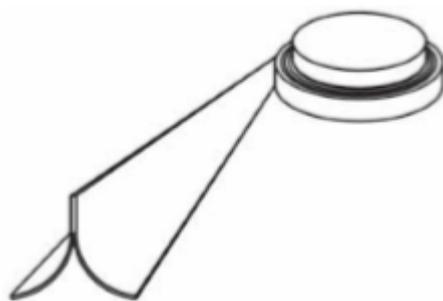


Рисунок 2 - Вариант незамкнутого ленточного профиля

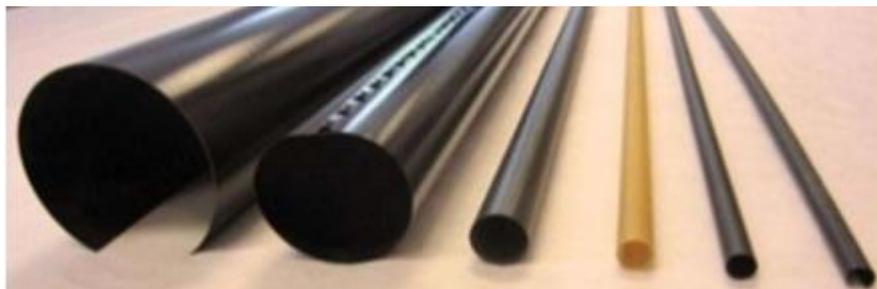


Рисунок 3 - Варианты незамкнутого ленточного профиля с различной степенью перекрытия кромок

Способ раскрытия панелей солнечных батарей за счет упругих сил ленточной штанги заключается в следующем: ленточная штанга в плоском состоянии наматывается на барабан силовой конструкции; один конец штанги крепится к барабану; другой конец к дальнему углу крайней солнечной панели. В процессе раскрытия под действием запасенных в ленточной штанге упругих сил происходит ее сматывание с барабана – переход из плоского состояния в сформированное круглое сечение; сматывание организовано в виде вращения штанги вокруг барабана, и как следствие равномерного раскрытия панелей [4].

В качестве альтернативного варианта исполнения гибкой ленточной штанги, с аналогичным принципом работы, для повышения жесткостных характеристик на изгиб и кручение гибкого элемента, был выбран вариант замкнутого профиля «чечевичного» типа (рисунок 4) [5].



Рисунок 4 - Ленточный профиль замкнутого типа

Для перевода системы панелей СБ и штанги из транспортировочного положения в рабочее, используется пружинные приводы. Вариант применения в конструкции трансформируемой системы гибких шарниров

является самым подходящим. Гибкий шарнир имеет ряд следующих преимуществ:

- данная конструкция шарнира допускает люфт в интерфейсе шарнира при сложенной конфигурации, но исключает его в рабочем положении;
- применение данной конструкции шарнира исключает пары трения в шарнире, что повышает надежность раскрытия;
- применение гибких шарнирных узлов снижает традиционные требования к точности изготовления элементов шарнира, материалам и допускам, что снижает стоимость изготовления;
- гибкие шарниры, наряду с жесткими шарнирами, обладают высокой степенью модульности, позволяющей параллельно от общей сборки изготавливать и испытывать шарниры;
- в гибких шарнирных узлах в одних и тех же элементах сочетаются функции подвижных и раскрывающих элементов, что существенно упрощает конструкцию шарнира [6,7].

Ввиду вышеперечисленного возникает потребность и необходимость в создании шарнирных узлов, основанных на использовании гибких элементов, которые смогут устранить вышеуказанные недостатки жестких шарниров. Гибкий шарнир в простейшем варианте исполнения представляет собой конструкцию, состоящую из пружин, упругих пластин (ленточных пружин), служащих исполнительным элементом, и прижимов с крепежом (рисунок 5).

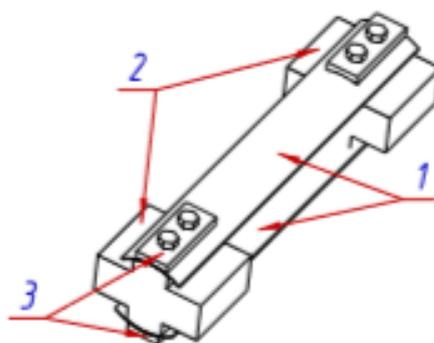


Рисунок 5 - 1 – ленточная пружина; 2 – проставки;
3 – прижим с крепежом

Конструкция гибкого шарнира может обеспечить раскрытие частей трансформируемых механических систем, однако помимо раскрытия шарнир должен обеспечивать требования по контролепригодности, удержанию раскрытой конструкции шарнирного узла под действием

изгибающего момента, зачековки в рабочем положении, обеспечивать определенную траекторию раскрытия и возможность регулировки положения частей трансформируемой механической системы относительно друг друга.

Вышеприведенные требования обеспечиваются наличием в конструкции шарнира опорных кулачков, которые, перекатываясь друг относительно друга, обеспечивают определенную траекторию раскрытия (рисунок 6).

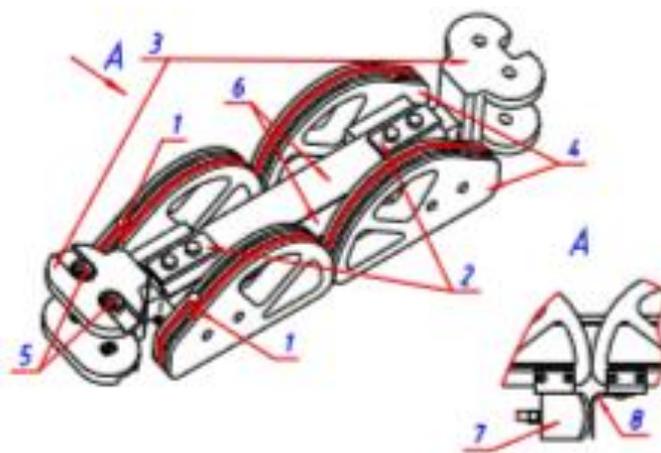


Рисунок 6 - 1 – трос; 2 – прижим с крепежом; 3 – крепежные кронштейны; 4 – обкатные ролики; 5 – регулировочные эксцентрики; 6 – ленточные пружины; 7 – датчик срабатывания; 8 – пружинный упор

С появлением таких кулачков в конструкции реализуется требование по удержанию шарнирного узла в раскрытом положении под воздействием изгибающего момента. Изгибающий момент действует на шарнирный узел в сторону раскрытия после его полного раскрытия. Этот момент обеспечивается пружиной, за счет того, что геометрия роликов построена таким образом, что по достижении необходимого угла раскрытия дальнейшее перекатывание невозможно [8].

С помощью гибких шарниров с опорными кулачками первая панель солнечной батареи крепится к корпусу аппарата, а остальные три панели последовательно соединены между собой посредством простых гибких шарниров.

В качестве энергетической установки возможно использование фотоэлектрических модулей с кремниевыми гелиевыми панелями и двусторонней чувствительностью (рисунок 7,8), а также гибкие солнечные батареи на базе аморфного кремния (рисунок 9), имеющие прекрасные

удельные весовые характеристики: при весе всего 400 г/м^2 эти батареи вырабатывали электроэнергию с показателем 220 Вт/кг [9].

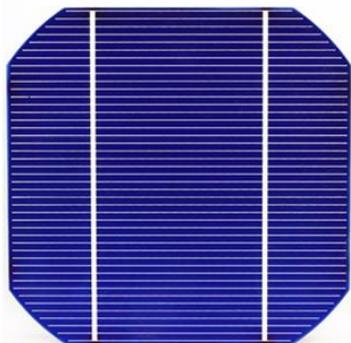


Рисунок 7 -

Монокристаллический
фотоэлектрический модуль

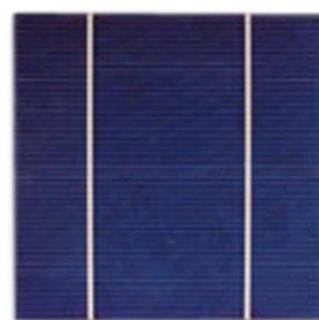


Рисунок 8 -

Поликристаллический
фотоэлектрический модуль

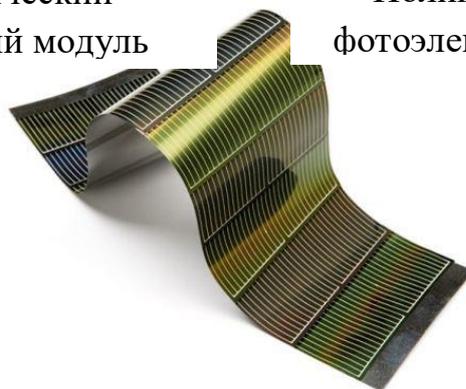


Рисунок 9 - Фотоэлектрический модуль
на основе аморфного кремния (гибкая СБ)

Вывод. В данной работе нами была предложена разработана конструкция простого управляемого механизма гибкого шарнира с ленточной пружиной для малогабаритного спутника формата CubeSat, улучшающий процесс раскрытия панелей солнечных батарей.

Перспектива данной разработки заключается в том, что данный механизм можно использовать в отечественных проектах малогабаритных спутников, так как его характеристики достаточно конкурентоспособны с обычным шарниром жесткого типа, особенно если учесть, что предлагаемый механизм не имеет скользящих поверхностей или пар трения, которые требует передовых технологий и больших затрат.

Список использованных источников:

1. Лукьященко В.И., Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов // 3-я Международная конф.-выставка «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». Королев, Московская обл., 2002. – Кн. 1. – С. 332–348.

2. Даниев, Ю.В. Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику: учеб. пособие /Днепропетровск: АРТПРЕСС, 2007. – 456 с.

3. В.И. Лукьященко, В.К. Саульский, В.А. Шучев Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов // III Международная конференция – выставка «Малые спутники». Королев, Моск. обл., 2002. – Кн. 1.

4. Гершензон Е.В. Обзоры по микроспутникам «Технологические малыши завоевывают космос» [Электронный ресурс]. - 2008. – URL: <http://microsat.sm.bmstu.ru/source/mreview.html> (дата обращения: 10.10.2018)

5. Райкунов Г. Г., Комков В. А., Мельников В. М., Харлов Б. Н. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции: учеб. пособие /М.: Физматлит, 2009. 448 с.

6. Поляхова Е. Н., Введение в теорию солнечного паруса: учеб. пособие / М.: Книжный дом «Либроком», 2010. 111 с.

7. Горовенко Л.А. Математические методы компьютерного моделирования физических процессов// Международный журнал экспериментального образования. Пенза: ИД «Академия естествознания», 2017. - №2. - с. 92-93.

8. Стреж С.В. Технологические проблемы и направления исследования в области создания перспективных космических систем нового поколения // 8-й Международный форум «Высокие технологии XXI века. Москва, 2009. 283 с.

9. Севастьянов, Н. Н. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ, 2009. Т.1 №3 С. 14-22.