

Воронов К.Е., Телегин А.М.

УСТРОЙСТВО ДЛЯ КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

На данный момент космические аппараты (КА) проектируются с учетом длительной эксплуатации (10-15 лет) в условиях отсутствия технического обслуживания. Солнечная батарея (СБ) является первичным источником электрической энергии на КА. Кроме того, она является элементом с наибольшей площадью поверхности покрытой диэлектриком. В процессе полета КА поверхность СБ заряжается до некоторого потенциала, что может привести к локальным разрядам и выходам её из строя.

КА в процессе полета подвергается различным факторам космического пространства, которые могут вызвать электризацию поверхности КА (рис. 1) [1-4]: потоки плазмы, воздействие потоков частиц высоких энергий, воздействие УФ-излучения Солнца, потоки нейтральных частиц, собственная внешняя атмосфера КА.

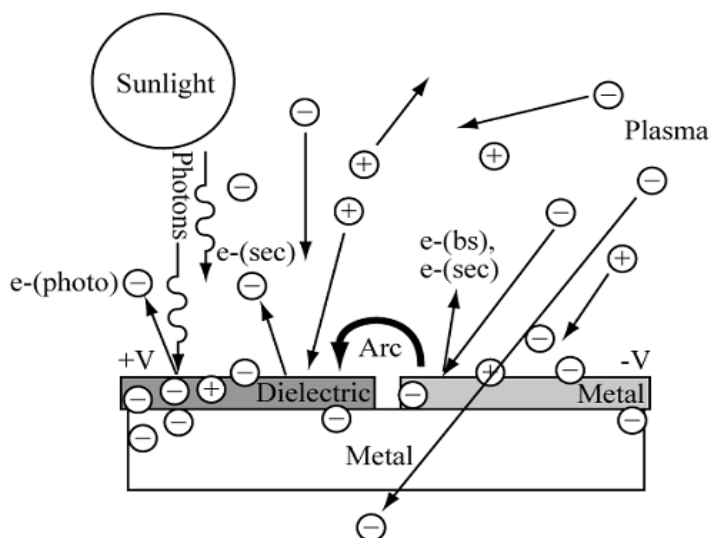


Рис. 1. Факторы космического пространства, воздействующие на космический аппарат

В процессе орбитального полета амплитудное значение потенциала на поверхности СБ КА постоянно меняется. При этом распределение заряда по поверхности солнечной батареи будет неравномерным и зависит от целого ряда факторов, таких как свойство материала поверхности, чистота обработки, конструктивное исполнение, электрическая схема соединения элементов, схема подключения к системе электропитания (СЭП) и т.д.

Предложена конструкция устройства для контроля параметров СБ (поверхностного заряда, вольтамперная характеристика) в процессе её эксплуатации в космическом пространстве (рис. 2, 3).

Конструктивно устройство состоит из:

1) измерительного блока (1), системы позиционирования датчика (2), датчика электризации (3), системы электродов (6), системы ультрафиолетового (5) и электронного облучения солнечной батареи (4), экспериментальной солнечной батареи (7).

2) прибора управления и контроля эксперимента (1), который собирает информацию с датчиков, формирует телеметрию и осуществляет прием команд от бортовой компьютерной сети КА.

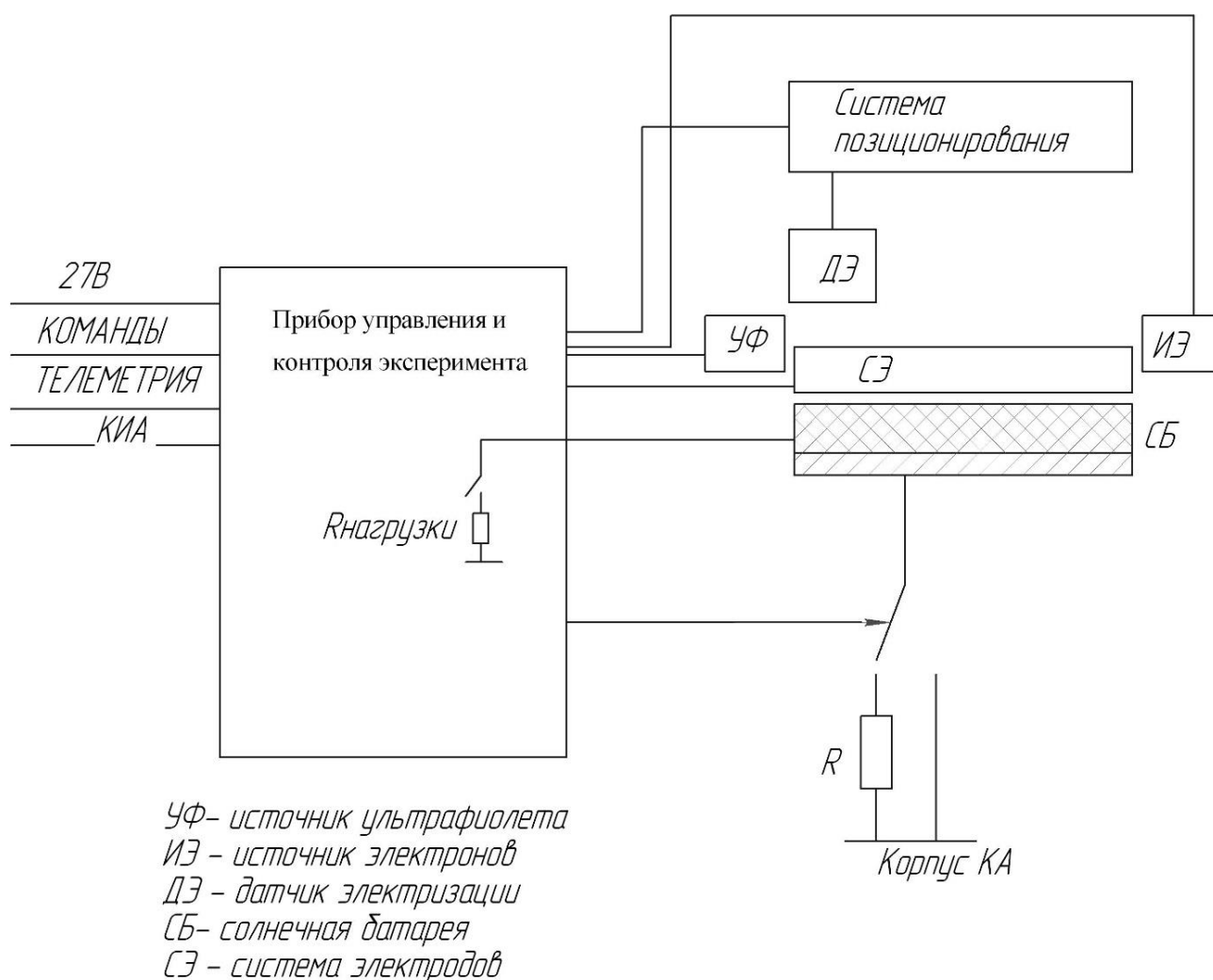


Рис. 2. Структурная схема устройства

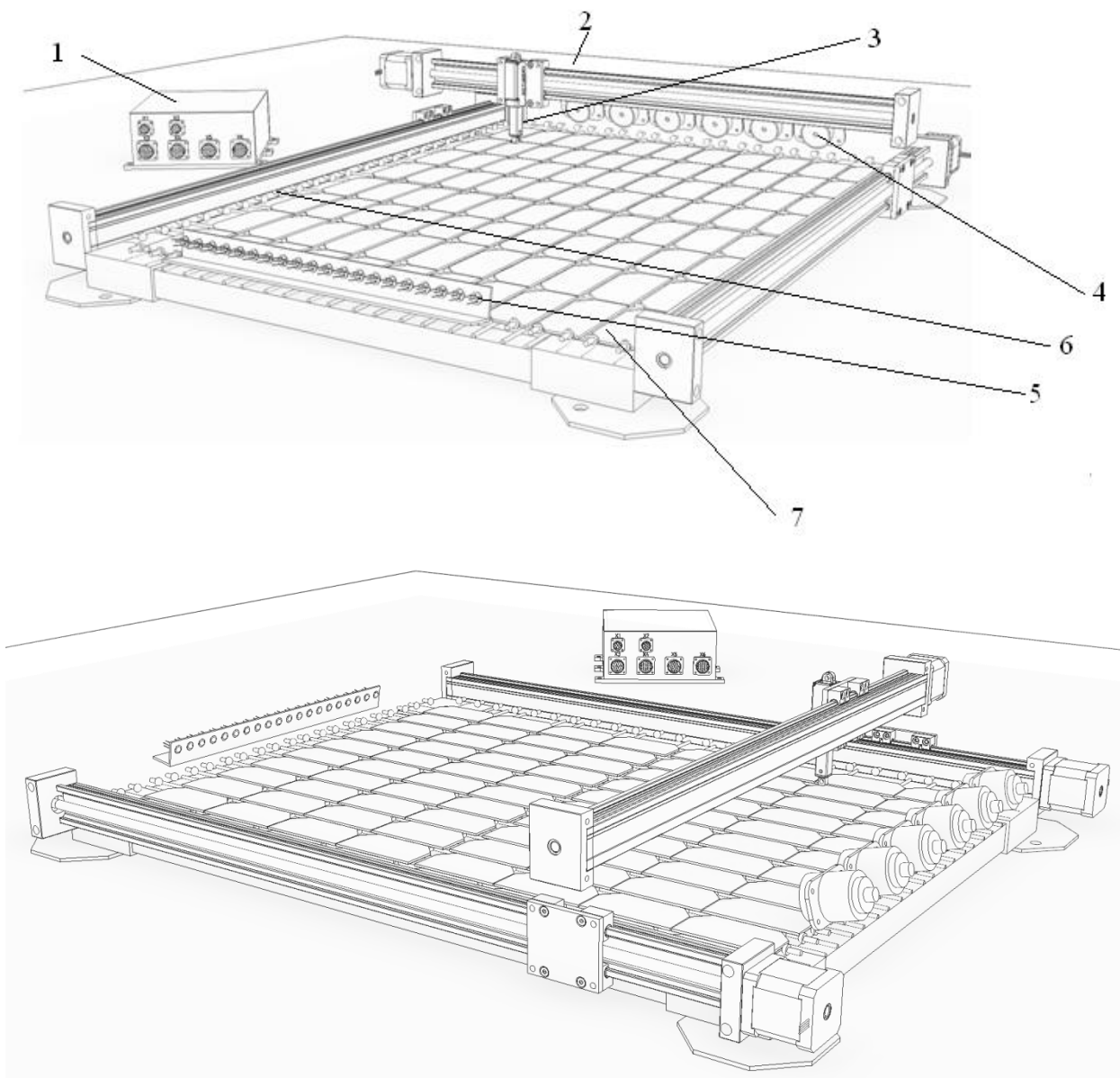


Рис. 3. Конструкция блока измерения электризации

При измерении распределения поверхностного заряда используются два метода:

1. Метод динамического конденсатора. Для его реализации используется датчик электризации с системой позиционирования его на поверхности СБ. Используется как эталонный метод измерения параметров поверхностного заряда.

2. Электролевой метод. Для его реализации используется система электродов, которая позволяет измерить напряженность электрического поля, окружающего СБ, а по картине электрического поля можно с некоторой точностью восстановить распределения электрического заряда на поверхности КА. Данный метод может дать качественную картину распределения заряда на поверхности СБ и удобен с точки зрения дальнейшего внедрения в контролируемую аппаратуру.

Для самодиагностики и активного управления потенциалом на поверхности солнечной батареи используется система ультрафиолетового и электронного облучения, которая соответственно сообщает положительный или отрицательный заряд поверхности СБ. При этом существует возможность изучения растекания поверхностного заряда по СБ в процессе ее эксплуатации.

В процессе полета КА также контролируются параметры вольтамперной характеристики (ВАХ) СБ. Для выбора оптимального режима подключения СБ к СЭП КА, с точки зрения защиты от электростатических разрядов, планируется подключения цепей СБ через резистор с заданным номиналом, помехоподавляющий фильтр или через короткозамкнутое соединение.

Таким образом, предложенная конструкция позволяет контролировать параметры СБ (ток короткого замыкания, напряжения, ВАХ, поверхностный заряд) в процессе ее эксплуатации в космическом пространстве. Данное устройство предлагается для проведения космического эксперимента на КА серии «БИОН» и «АИСТ».

Библиографический список

1. Акишин, А.И. Электроразрядный механизм повреждения солнечных батарей при электронном облучении [Текст] // А.И. Акишин, Ю.И. Тютрин, Л.И. Цепляев // ФХОМ – 1996. – №6. – С. 20-23.
2. Семкин, Н.Д. Электризация поверхности низкоорбитального малого космического аппарата "АИСТ"[Текст] / Семкин Н.Д., Брагин В.В., Пияков А.В., Телегин А.М., Рязанов Д.М., Матвиец М.Г. // Вестник СГАУ. – 2015. – № Т.14, №1. – С. 46-57.
3. De Soria-Santacruz Pich M. Controlled precipitation of energetic Van Allen belt protons by electromagnetic ion cyclotron (EMIC) waves: scientific and engineering implications [Текст] / De Soria-Santacruz Pich M. // Space Weather. – 2014. – Vol. 12. № 6. – P. 354-367.
4. Абрамешин, А.Е. Методология проектирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов с учетом воздействия поражающих факторов электризации [Текст]: дисс. докт. техн. наук: 05.12.04: защищена 05.04.17 / Абрамешин Андрей Евгеньевич. – М.. – 2017. – 262 с.