

последней (в примере – со 192-й) строки матрицы ВЗН. Если снимать заряды с 32, 48, 96 или 128 строк, то требования по точностям можно ослабить пропорционально числу строк.

Таким образом, в настоящей статье предложены проектные модели для оценок характеристик необходимой точности системы управления движением космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли, которые можно использовать на начальных этапах разработки КА.

Библиографический список

1. Бакланов, А. И. Системы наблюдения и мониторинга: учебное пособие / А.И. Бакланов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. – 234 с.
2. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учебное пособие / В.И. Куренков; под ред. А.Н. Кирилина. – Самара: СГАУ, 2011. – 458 с.

УДК 629.787

*Лукьянов С.В., Ковалёв В.В., Иванов Д.П.,
Галинсога Х., Бай В., Цай Ш.*

ВЫБОР НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СПУТНИКА ЮПИТЕРА – КАЛЛИСТО

В опубликованных в 2003 году результатах исследования под названием «Human Outer Planets Exploration» [1], проведённого группой учёных из НАСА, в качестве одной из целей для пилотируемого полёта рассматривается Каллисто – один из галилеевых спутников Юпитера. За счёт своей удалённости от Юпитера и нахождения вне его радиационных поясов, Каллисто является привлекательным местом для высадки космонавтов.

Целью проектируемого космического аппарата (КА) является определение пригодности условий на поверхности Каллисто для нахождения на ней человека.

Космический аппарат представляет собой совокупность трёх модулей: одного орбитального и двух спускаемых, совершающих посадку в двух различных

регионах Каллисто для более полного исследования спутника. Передача данных со спускаемых аппаратов будет осуществляться путём передачи информации на орбитальный модуль с её последующей передачей на Землю.

Для достижения поставленной цели орбитальный аппарат должен решить следующие научные задачи:

- картографирование поверхности;
- определение состава атмосферы и ионосферы Каллисто и их изменения в зависимости от высоты орбиты;
- изучение магнитосферы Каллисто.

Научные задачи спускаемых аппаратов:

- фотографирование поверхности;
- определение состава поверхностной пыли и грунта;
- определение температуры поверхности Каллисто и её изменения с течением времени;
- измерение радиационного фона на поверхности;
- исследование сейсмической активности;
- определение величины освещённости поверхности.

Выбор целевой аппаратуры для выполнения поставленных задач главным образом осложнён суровыми условиями на Каллисто: температура на поверхности не превышает 165 К, а минимальная, по известным данным [2], составляет 80 К на экваторе. Поэтому для ряда научных приборов, работающих за бортом КА, одним из главных критериев выбора является диапазон рабочих температур.

Для орбитального модуля проектируемого космического аппарата в качестве аналогов для научной аппаратуры выбраны следующие приборы.

1. Стереокамера высокого разрешения (HRSC) – камера КА Марс-Экспресс, использовавшаяся для картографирования и определения топографии Марса в панхроматическом и мультиспектральном диапазонах 400–1000 нм с проекцией пикселя, равной 10 м (на высоте 250 км). Масса HRSC составляет 20,5 кг, энергопотребление 45,7 Вт во время съёмки [3].

2. Масс-спектрометр ионов и нейтральных газов (NGIMS) – масс-спектрометр КА MAVEN, предназначенный для изучения нейтральной верхней атмосферы и экзосферы Марса на высотах от 125 до 500 км. NGIMS определяет

вещества в диапазоне масс от 2 до 150 атомных единиц массы и обладает высокой чувствительностью, позволяющей анализировать пробы с концентрацией частиц порядка 10^5 см⁻³ [4] (для Каллисто концентрация частиц у поверхности только для углекислого газа составляет $4 \cdot 10^8$ см⁻³ [2]). Масса NGIMS составляет 14 кг, максимальная потребляемая мощность 40 Вт [4].

3. Магнитометр КА MESSENGER – магнетометр, который использовался для изучения магнитного поля Меркурия в грубом (± 51300 нТл) и точном (± 1530 нТл) диапазонах с разрешением 0,047 нТл для точного диапазона [5], что достаточно для исследования магнитного поля у Каллисто, составляющего по различным оценкам от 4 до 42 нТл [6]. Энергопотребление прибора составляет 4,2 Вт, энергия для обеспечения рабочей температуры датчика – 0,93 Вт. Масса всего прибора без стрелы магнитометра составляет 1,43 кг [5].

Аналогами для научной аппаратуры спускаемых модулей выбраны следующие приборы.

1. Камера низкого разрешения SamCam – одна из набора камер OCAMS космического аппарата OSIRIS-Rex, предназначенная для съёмки поверхности во время забора образцов грунта астероида Бенну. Масса камеры не превышает 2 кг, потребляемая мощность сенсора составляет 5,3 Вт [7].

2. Рентгеновский спектрометр (Active Particle-induced X-ray Spectrometer) китайского лунохода «Юйту», предназначенный для анализа лунного грунта и определения концентрации основных породообразующих элементов в энергетическом диапазоне 2,4–22 кэВ с разрешением 140 эВ (при 20°C). Для обеспечения работоспособности сенсора прибор содержит блок нагрева, позволяющий сенсору переживать лунные ночи и поддерживающий его температуру в диапазоне от -35 до 35°C. Масса прибора составляет 1,15 кг, потребляемая мощность 1,2 Вт [8].

3. ТЕРМОФОБ – прибор для измерения температуры поверхности Фобоса, разработанный для КА Фобос-Грунт. Для проектируемого космического аппарата потребуется модернизировать прибор-аналог для измерения более низких температур. Масса прибора ТЕРМОФОБ равна 0,3 кг, потребляемая мощность 2 Вт [9]. Для измерения температуры окружающей среды планируется использовать обычные термодатчики (3 шт.) с суммарной массой до 0,5 кг и потребляемой мощностью до 1 Вт.

4. RAD – прибор для обнаружения и анализа наиболее биологически опасных энергетических частиц излучения на поверхности Марса, применяемый на марсоходе Curiosity. Масса RAD равна 1,56 кг, потребляемая мощность в режиме активной работы 4,2 Вт, в режиме сна 0,1 Вт [10].

5. СЕЙСМО – сейсмическая система, предназначавшаяся для исследования внутреннего строения и энергетического состояния Фобоса, а также регистрации сейсмических сигналов и измерения длиннопериодных колебаний на поверхности Фобоса в диапазоне от 10⁻⁵ до 10 Гц. Масса прибора составляет 0,955 кг, потребляемая мощность 0,5 Вт [9].

Таким образом, максимальные значения массы научной аппаратуры и потребляемой мощности по приборам-аналогам составит:

- для орбитального модуля: 35,93 кг, 89,9 Вт;
- для одного спускаемого модуля: 6,47 кг, 14,2 Вт.

Суммарная масса научной аппаратуры проектируемого КА составит 48,87 кг.

Библиографический список

1. Revolutionary Concepts for Human Outer Planet Exploration (HOPE) [Электронный ресурс] / Patrick A. Troutman [и др.]. – NASA, 2003. – 27 p.

2. Atmosphere of Callisto / M.C. Liang [и др.] // Journal of Geophysical Research Atmospheres [Электронный ресурс]. – V. 110, Issue 2, 2005. – 9 p.

3. HRSC: High resolution stereo camera / G. Neukum [и др.] // Mars Express: the Scientific Investigations [Электронный ресурс]. – ESA, 2016. – p. 15–74.

4. The Neutral Gas and Ion Mass Spectrometer on the Mars Atmosphere and Volatile Evolution Mission / P.R. Mahaffy [и др.] // Space Science Reviews [Электронный ресурс]. – V. 195, Issue 1–4, 2015. – P. 49–73.

5. The Magnetometer Instrument on MESSENGER / Brian J. Anderson [и др.] // Space Science Reviews [Электронный ресурс]. – V. 131, Issue 1–4, 2007. – P. 417–450.

6. Беленькая, Е.С. Каллисто в магнитосфере Юпитера [Электронный ресурс] / Е.С. Беленькая // Астрономический вестник. – 2020. – Т. 54, №2. – С. 99–109.

7. OSIRIS-REx Instruments [Электронный ресурс]. – URL: <https://spaceflight101.com/osiris-rex/osiris-rex-instruments> (дата обращения: 03.04.2021).

8. Active Particle-induced X-ray Spectrometer for CHANG'E-3 YuTu Rover Mission and its first results [Электронный ресурс] / W.X. Peng [и др.]. – 45th Lunar and Planetary Science Conference, 2014. – 2 p.

9. Захаров, А.В. Проект космической экспедиции «Фобос-Грунт» [Текст] / А.В. Захаров [и др.]. – М.: ИКИ РАН, 2011. – 520 с.

10. The Radiation Assessment Detector (RAD) Investigation / D.M. Hassler [и др.] // Space Science Reviews [Электронный ресурс]. – V. 170, Issue 1-4, 2012. – P. 503-558.

УДК 621.311.61

*Пащенко Д.В., Мартышкин А.И.,
Михеев М.Ю., Синев М.П.*

МАКЕТ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Введение. Эффективность решения задач, связанных с освоением космоса, в первую очередь определяется достижениями в области бортовых энергетических и двигательных установок космических аппаратов (КА). Усложняющиеся задачи требуют повышенного энергопотребления и контроля к мощности, которой питается КА. Применение и создание наиболее эффективных систем энергоснабжения (СЭ) даёт возможность как усложнить решаемые КА задачи и увеличить их число, так и открыть важные новые способы использования в различных целях космических полётов. В связи с этим постоянно ведутся исследования, совершенствующие СЭ КА.

Анализируя работы [1–4], становится очевидным, что при функционировании КА отказ СЭ является наиболее частой нештатной ситуацией. Со стороны энергоснабжения типичными нештатными ситуациями являются: дефекты в солнечных батареях (СБ), возникающие на этапе их изготовления и не выявленные на этапе подготовки КА к запуску; фактор износа с течением времени элементов