

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ КАРКАСА И КОМПОНОВКИ МИКРОСПУТНИКА ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Старосотников Н.О.¹, Федорцев Р.В.²

¹ОАО «Пеленг», г. Минск, Республика Беларусь,

²Белорусский национальный технический университет, г. Минск, Республика Беларусь
e-mail: psf@bntu.by

Предложен состав и компоновка целевой и бортовой аппаратуры микроспутника для дистанционного зондирования Земли с учетом влияния на его основных возмущающих факторов, имеющих место при выводе и функционировании космического аппарата на орбите. Даны рекомендации по выбору оптимального варианта конструкции силового каркаса микроспутника, исходя из моделирования воздействия на его корпус внешних нагрузок.

Ключевые слова: микроспутник, дистанционное зондирование Земли, факторы космического пространства, миниатюризация, оптико-электронная система.

Введение

Последние 15 лет в аэрокосмической отрасли наблюдается тенденция по снижению количества тяжелых [1, 2] и возрастанию доли малоразмерных космических аппаратов (КА). В процессе развития электронной промышленности и проектирования в направлении миниатюризации изделий удалось снизить вес некоторых больших КА и создать новые аппараты с аналогичными техническими характеристиками и массой, не превышающей 100 кг.

Микроспутник (МС) характеризуется не только малой массой, но также и сниженным энергопотреблением, относительно невысокой себестоимостью изготовления. Проектирование подобного рода изделий является переходом на следующую ступень развития космической техники.

При создании МС задействуется значительное количество унифицированных миниатюрных электронных компонентов, используются новые подходы: в организации архитектуры КА, в процессе проектирования, изготовления, испытаний и запуска КА, обеспечивающие в конечном итоге надежность его функционирования в установленный промежуток времени [3]. При проектировании и организации компоновки МС важным фактором является анализ влияния на него различных возмущающих воз-

действий, оказывающих наибольшее влияние в момент вывода аппарата на околоземную орбиту, а также в процессе работы на ней.

Исследования в этой области, проводимые другими авторами, в основном направлены на решение задач компоновки для каждого конкретно проектируемого МС [4, 5] и не рассматривают общих вопросов проектирования.

Анализ влияния факторов, воздействующих на микроспутник

В процессе эксплуатации КА подвергается воздействию различных внешних и внутренних факторов.

При выведении на орбиту КА существенное влияние на него оказывают механические факторы, формирующие напряженно-деформированное состояние силовых элементов конструкций МС, которые при их пиковых значениях способны привести к разрушению МС. К ним относятся [6]:

- высокочастотные акустические шумы (генерируются реактивной струей продуктов сгорания);
- линейные и центробежные перегрузки (тяга двигателей, инерционные нагрузки и др.);
- удары (срабатывание пиротехнических элементов при отделении отработавших ступеней ракетоносителя, демпферов);

– вибрации (вызываются пульсацией потоков жидкости в пневмогидросистемах и колебаниями давления компонентов топлива в трубопроводах);

– медленно меняющееся внутреннее давление жидкости в топливных баках, газа в шаробаллонах и др.;

– несбалансированность вращающихся элементов, агрегатов КА.

Во время орбитального полета на МС в большей степени оказывают влияние факторы космического пространства: значительный перепад температур, космический вакуум, электромагнитное излучение, корпускулярные потоки и др.

Излучение Солнца и его отраженное излучение от Земли, а также работающие электронные блоки КА способствуют повышению температуры и вызывают сбои в работе электронных устройств МС. Кроме того, оно вызывает значительные механические напряжения в конструкции, состоящей из материалов с различным температурным коэффициентом линейного расширения.

Следствием понижения температуры и увеличения относительной влажности является образование на элементах конструкции и радиоэлектронной аппаратуры адсорбционной пленки, что приводит к снижению пробивного напряжения и увеличению коррозии металлических покрытий.

Понижение атмосферного давления приводит к снижению пробивного напряжения и ухудшению теплоотвода.

Результатом воздействия космического вакуума на элементы и узлы КА являются [6]: отсутствие конвективного теплообмена и теплопроводности, газовыделение, потеря летучих компонентов и сублимация материалов, возрастание адгезии, изменение механических, электрических, оптических и других свойств материалов и др.

Источником собственной атмосферы является выброс масс при работе реактивных двигателей за счет десорбции, сублимации и эрозии материалов с внешней поверхности МС, неизбежных утечек газа и его конденсата из герметичных отсеков. Наличие радиации в космосе способствует полимеризации органических молекул собственной атмосферы, осевших на внешних поверхностях МС, и тем самым приводит к накоплению полимеризовавшихся осадков. Молекулы собственной внешней атмосферы оседают на внешние поверхности ап-

парата, в результате чего изменяются свойства терморегулирующих покрытий; уменьшается выходная мощность солнечных батарей, отношение сигнал/шум оптических систем; возникают ложные ориентиры для астронавигационных приборов за счет рассеяния света на частицах собственной внешней атмосферы; возрастают токи утечки в высоковольтных устройствах и снижается их электрическая прочность.

Воздействие ионизирующего излучения на оптические стекла вызывает их свечение (радиолюминесценцию). В результате происходит снижение прозрачности стекол во всей видимой области спектра и, как следствие, искажается основной рабочий спектральный диапазон оптических систем.

Технические решения по снижению влияния факторов на микроспутник

Основными конструктивными требованиями к МС дистанционного зондирования Земли являются:

– минимальная масса и габаритные размеры КА для обеспечения запуска групповым или попутным способом (с целью снижения стоимости запуска);

– устойчивость оптико-электронной системы (ОЭС) к вибромеханическим нагрузкам;

– точное взаимное расположение ОЭС и датчиков определения звездных координат МС с целью обеспечения заданной точности съемки поверхности Земли;

– стабилизация температурных режимов функционирования ОЭС и др.

Для обеспечения вышеперечисленных требований и уменьшения трудоемкости проектирования, крепления и сборки МС целесообразно разрабатывать его компоненты в виде отдельных модулей.

Исходя из анализа существующих вариантов конструкций МС, наиболее приемлемым вариантом внешней формы корпуса является прямоугольный параллелепипед, который конструктивно представляет собой силовой каркас с прикрепленной к нему аппаратурой. С точки зрения снижения себестоимости изготовления КА в качестве силового каркаса целесообразно использовать рамочную конструкцию, выполненную из стандартного фасонного профильного проката, с минимально допустимым размером грани 30 мм, например, из сплава алюминия Д16Т (рисунок 1).

Предложенная конструкция корпуса позволяет обеспечить свободный доступ к отдельным компонентам МС, удобна для их крепления и облегчает процесс сборки, а также имеет меньшую массу по сравнению с вариантом использования литых элементов.

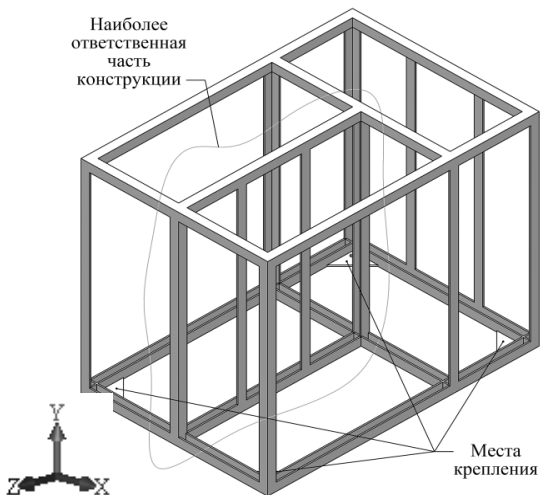


Рисунок 1 – Вариант силового каркаса с использованием уголков

На первом этапе исследований в САПР SolidWorks Simulation 2014 проведено математическое моделирование воздействия силовых нагрузок на различные виды профиля: прямой балки, Г-образного, Т-образного, Н-образного и П-образного, при их вертикальном и горизонтальном исполнении.

В качестве исходного использовался профиль с одинаковыми габаритными размерами (длина × ширина × толщина) 100 × 30 × 3 мм. Предусматривалось его крепление в центре двумя болтами. Во всех случаях перегрузка приложена к центру и в середине профиля, направлена вниз и ее значение составляло 10g (рисунок 2).

Численное значение перегрузки выбиралось на основании экспериментальных данных, полученных в ходе лабораторных испытаний аналогичных изделий, проводимых в ОАО «Пеленг». Результаты расчетов величины линейной деформации (L) для каждого случая приведены в таблице 1.

Анализ полученных результатов показывает, что численное значение деформации может отличаться в 10 раз в зависимости от горизонтального или вертикального расположения самого профиля. Наиболее эффективным в качестве основы силового каркаса является применение Т-образного и Н-образного профилей, поскольку

они обладают наименьшей величиной суммарного поперечного и продольного смещения.

На втором этапе моделирования для повышения жесткости конструкции рассмотренного выше рамочного каркаса из Н-образного профиля исследовалась эффективность вариантов дополнительной установки несущих силовых панелей.

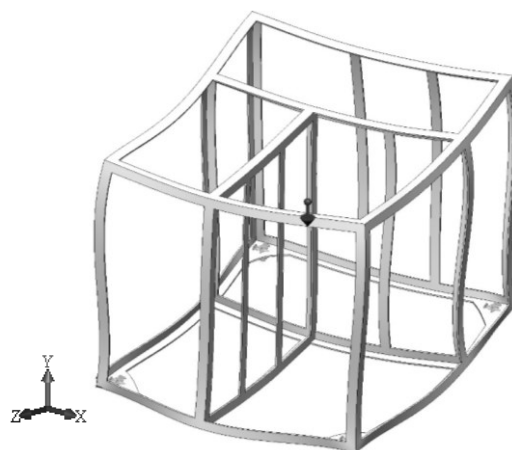


Рисунок 2 – Деформация Г-образного профиля под воздействием нагрузки 10g

Функциональное назначение вертикальной панели – крепление на ней основных элементов полезной нагрузки, требующих точного взаимного расположения ОЭС, системы ориентации и стабилизации (СОС). Функциональное назначение нижней горизонтальной панели – стыковка с ракетоносителем. В качестве исходного использовался силовой каркас с одинаковыми габаритными размерами (длина × ширина × толщина) – 640 × 500 × 440 мм. Во всех случаях перегрузка приложена к центру и в середине каркаса, направлена вниз и ее значение составляло в продольном направлении 10g, в поперечном – 3g (таблица 2).

Результаты расчетов величины линейной деформации показывают, что наиболее эффективным по величине суммарного наименьшего перемещения вдоль осей Z , X и Y является вариант расположения двух панелей перпендикулярно друг другу ($\sum L = 3,373$ мм) (рисунок 3).

Однако отрицательным моментом увеличения жесткости корпуса МС при данном варианте конструкции является существенное увеличение массы рамочного каркаса – в 7 раз по сравнению с обычным исполнением без несущих панелей.

Воздействие термических нагрузок приводит к изменению градиента температур менее 1×10^{-3} °C для всех конструкций, поэтому можно считать их равнозначными.

Таблица 1

Расчетное значение величины линейной деформации для различных форм профилей

Тип профиля	Условное изображение профиля (с упрощенным отображением мест крепления)		Перемещение под действием перегрузки, $L \times 10^{-4}$ мм	
	Горизонтальное исполнение	Вертикальное исполнение	Горизонтальное исполнение	Вертикальное исполнение
Балка			4,722	0,317
Г-образный (уголок)			1,735	3,890
Т-образный (тавр)			1,722	0,469
Н-образный (двутавр)			0,949	0,505
П-образный			0,841	3,892

Таблица 2

Расчетное значение величины линейной деформации для различных вариантов расположения несущих панелей на силовом каркасе

Каркас из Н-образного профиля		Масса, кг (ориентировочно)	Перемещение, $L \times 10^{-1}$ мм		
Описание	Условное изображение		При продольной перегрузке (10g)	При поперечной перегрузке (3g)	
			Z	X	Y
Исходный вариант (без панели)		4,3	1,620	3,581	3,310
С расположением одной панели снизу		18,6	0,686	2,511	2,017
С расположением одной панели по центру		15,9	9,826	6,028	7,882
С расположением двух перпендикулярных друг другу панелей		29,8	0,875	0,203	2,295

Выбор оптимальной компоновки и состава целевой и бортовой аппаратуры

По назначению оборудование КА для дистанционного зондирования Земли можно раз-

делить на целевую (научную, основную) аппаратуру и бортовые (служебные, вспомогательные) системы. Внешние габаритные размеры корпуса МС определяются оптимальным (рациональным) размещением приборов и

устройств внутри него, поэтому на этапе эскизного проектирования необходимо обеспечить достаточно плотную компоновку всей конструкции.

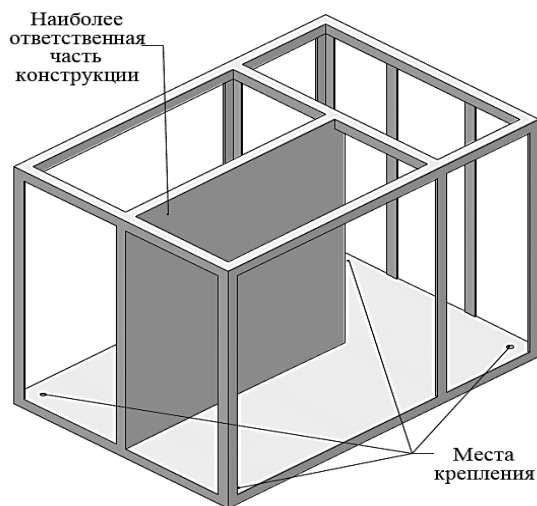


Рисунок 3 – Вариант силового каркаса с использованием двух панелей, расположенных перпендикулярно друг к другу

Системы МС мониторинга земной поверхности включают в свой состав следующие модули (рисунок 4):

- аппаратуру управления и ориентации КА;
- аппаратуру дистанционного зондирования (ОЭС);
- бортовые средства передачи данных на Землю по радиоканалу;
- наземные комплексы приема информации со спутника, ее обработки и предоставления потребителям [7].

В состав ОЭС входят:

- оптико-электронный преобразователь с фотоприемником для преобразования оптического изображения, сформированного объективом на площадке ПЗС-матрицы в аналоговый сигнал, и далее для перевода его в цифровой вид;
- запоминающее устройство для накопления (записи) и хранения полученной целевой информации;
- система центрального управления бортовым комплексом КА для обмена данными, коммутации питания и синхронизации работы всей ОЭС.

В нерабочем режиме объектив ОЭС закрыт светозащитной крышкой, открытие/закрытие которой осуществляется дополнительным приводом. Для снижения паразитного све-

торассеяния на элементы конструкции наносятся покрытия с низким коэффициентом отражения, устанавливаются бленды, полевые диафрагмы и наносятся рифления.

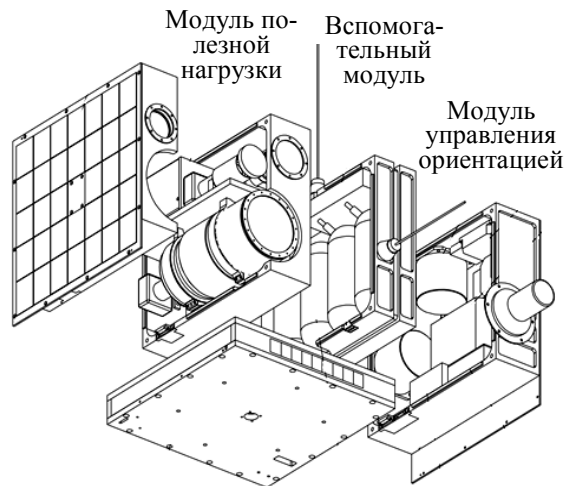


Рисунок 4 – Основные функциональные модули микроспутника базовой комплектации, их взаимное расположение и ориентация

Для крепления ОЭС к одной из панелей МС необходимо предусмотреть установочный фланец с отверстиями. В панели необходимо выполнить посадочные места под установку блока оптических датчиков звездных координат.

Низкая терморасстраиваемость достигается за счет применения материалов с малым значением коэффициента теплового расширения ($1 \times 10^{-6} 1/^\circ\text{C}$) – углепластики, стеклокерамика, специальные металлические сплавы. Для поддержания стабильного температурного режима ОЭС целесообразно заглубить в приборный блок МС. Приборы с большим энергопотреблением, например, датчики целевой информации оптимально расположить на торцевой панели с отверстием под объектив. В качестве дополнительных источников подогрева оптического модуля ОЭС используются электронагреватели.

На другой торцевой панели целесообразно расположить приборы с повышенным энергопотреблением, например аккумуляторные батареи, управляющие двигатели-маховики, комплекс управления системы электроснабжения (СЭС), приборы системы управления (СУ).

Назначение бортовых систем (платформа МС) – обеспечить функционирование КА с момента отделения от ракетносителя до завершения программы полета. Состав бортовых систем:

- корпус;

– СУ, осуществляющая прием информации от измерительных датчиков, аппаратуры спутниковой навигации и наземных станций по командной радиолинии; управление движением МС и работой бортового оборудования;

– система ориентации и стабилизации;

– система электроснабжения для обеспечения бесперебойного питания электроэнергией бортовой аппаратуры;

– система терморегулирования;

– бортовой радиокомплекс;

– системы радиотелеметрического контроля;

– двигательная установка;

– система спутниковой навигации;

– бортовой цифровой вычислительный комплекс.

СОС обеспечивает заданное угловое движение МС за счет придания ему нужного углового положения относительно заданных ориентиров (звезды) поворотом вокруг центра масс.

Для МС наиболее распространенной является орбитальная ориентация, при которой ось курса (рыскания) направлена к центру Земли. Вторая ось (тангажа) перпендикулярна плоскости орбиты, третья ось (крена) лежит в плоскости орбиты. В качестве СОС для достаточно точного ориентирования и позиционирования целесообразно использовать лазерный гироскоп и три маховика, обеспечивающие управление, а также минимум один звездный датчик.

В состав СЭС входят солнечные и аккумуляторные батареи, а их выбор зависит от потребляемой мощности и времени работы (с учетом массы СЭС). Наибольшее распространение находят кремниевые солнечные элементы; возможны также варианты изготовления их из арсенида галлия, теллурида кадмия, сульфида кадмия, устойчиво работающие при высоких температурах.

Ввиду ограниченности массогабаритных характеристик МС солнечная батарея, состоящая из четырех панелей, жестко устанавливается на боковых стенках корпуса и не меняет положения относительно Солнца. Солнечные батареи работают совместно с никель-кадмиевыми и никель-водородными аккумуляторными батареями, которые допускают наибольшее (до 30 000) количество зарядно-разрядных циклов и обладают наилучшей стойкостью к перезаряду. Пассивные системы терморегулирования (СТР) предназначены для поддержания заданной температуры внутри МС, актив-

ные СТР обеспечивают принудительный теплообмен элементов МС с окружающей средой.

В СТР входят: термодатчики для измерения температуры приборов; нагреватели, обеспечивающие рабочую температуру; тепловые трубы, осуществляющие отвод тепла от нагреваемых узлов на радиаторы; СУ терморегулированием; маты экранно-вакуумной тепловой изоляции для обеспечения теплоизоляции.

Ограничение по массе и габаритным размерам МС предусматривают применение в бортовой системе радиотехнической связи ультракоротковолновых приемников и передатчиков, а также небольших антенн с широкой диаграммой направленности. В то же время обеспечение устойчивой связи с наземными станциями осуществляется за счет использования следящих антенн большого диаметра с узкой диаграммой направленности, где массово-габаритные ограничения уже не существенны.

Система радиотелеметрического контроля предназначена для получения информации о МС и состоянии бортовых систем: режимах их работы, напряжениях источников питания, температуры, атмосферном давлении в отсеках, вибрации, параметрах целевого оборудования, системы управления и т.д. Кроме этого, телеметрическая информация может содержать данные с аппаратуры спутниковой навигации и бортового время. Данные телеметрического контроля необходимы для контроля за бортовыми системами и траекторных расчетов.

Уменьшение влияния вибраций достигается установкой амортизаторов или уменьшением габаритных размеров аппаратуры и увеличением ее жесткости для исключения вхождения в резонанс.

Геометрическая стабильность конструкции достигается использованием материалов, обладающих высокими удельными механическими характеристиками (углепластик).

Проблема с радиационной стойкостью коммерчески доступных компонентов, в частности процессоров, оперативной и постоянной памяти, решаются как на программно-аппаратном, так и на конструктивном уровне. На программно-аппаратном уровне решаются проблемы с единичными/множественными ошибками от пролета быстрых протонов и тяжелых частиц. Проблему с накопленной радиацией можно решить только уплотнением компоновки и экранированием электронных компонентов конструктивными элементами.

В защите от радиации также может участвовать несущая конструкция аппарата, но интегральная толщина экрана при этом должна составлять не более 2–4 мм алюминия. Увеличение плотности компоновки аппарата и размещение критичных к радиации приборов за экраном из не критичных, например, аккумуля-

торных батарей, может довести интегральную толщину экрана для самых критичных приборов до необходимых 10–15 мм. С учетом факторов космического пространства и требований к КА предлагается следующее расположение компонентов МС относительно друг друга, представленное на рисунке 5.

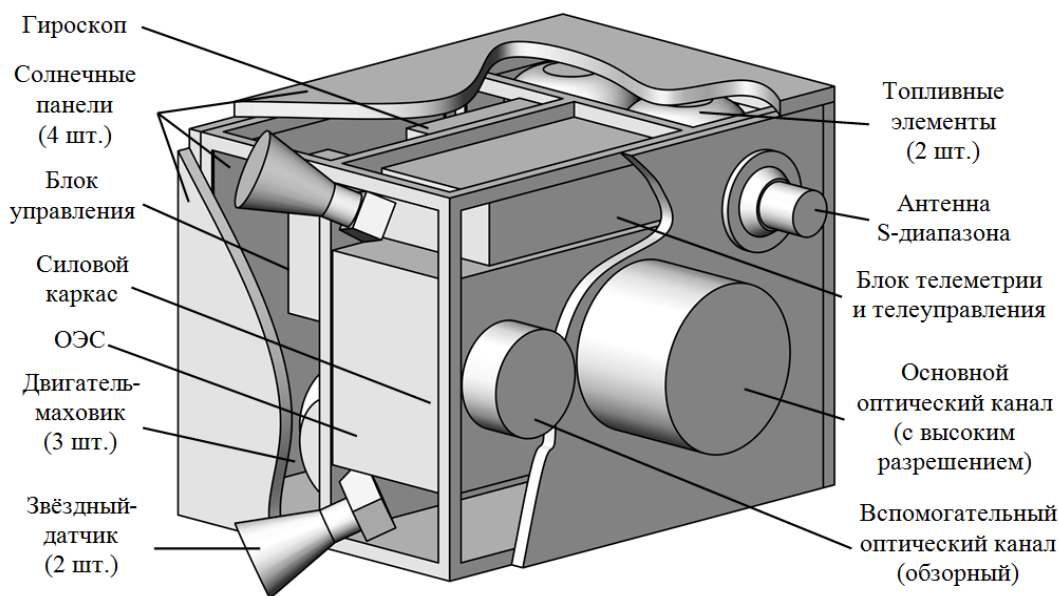


Рисунок 5 – Вариант предлагаемой компоновки целевого оборудования микроспутника

Заключение

Предложена компоновка микроспутника, учитывающая влияние на него в процессе эксплуатации различных внешних и внутренних факторов:

- обеспечивает достаточную прочность за счет силового каркаса, установки амортизаторов и миниатюризации конструкции космического аппарата;

- компоненты микроспутника расположены с учетом оптимального поддержания их температурного режима; компоновка позволяет использовать эффективную систему терморегулирования путем создания теплоотвода или принудительного охлаждения; используются материалы с низким коэффициентом линейного расширения и терморегулирующие покрытия;

- обеспечивает защиту от радиации наиболее подверженных ее влиянию компонентов микроспутника защитными экранами, подбором материалов и др.

В качестве силового каркаса целесообразно использовать конструкцию из Н-образных профилей с усилением ее двумя панелями, расположенными перпендикулярно друг другу. Первая из них является основанием и стыкуется с ракетоносителем во время запуска, на второй расположены оптико-электронные системы, система ориентации и стабилизации.

Список использованных источников

1. Сенькин, В.С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса / В.С. Сенькин // Техническая механика. – 2009. – № 1. – С. 80–88.

2. Stoewer, H. The enigma of small satellites for earth observation Acta Astronautica. – 1996 / H. Stoewer // Elsevier Science B.V. – Vol. 39, Issue 9. – Pp. 631–646.

3. Лукьяненко, В.И. Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов / В.И. Лукьяненко // 3-я Международная конф.-выставка «Малые спут-

ники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». г. Королев, Московская обл., 27–31 мая 2002. – Кн. 1. – С. 332–348.

4. Патент РФ № 2457157. В64G1/10. Микроспутник для дистанционного зондирования поверхности земли. ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». Авторы: Абалихин О.Ю., Блинов В.Н., Васильев Н.В. и др. Подан. 07.12.2010. Опубл. 27.07.2012.

5. Гусев, А.А. Разработка перспективной космической платформы для космических аппаратов океанографического назначения серии «Метеор» / А.А. Гусев, И.Ю. Ильина, О.А.

Усачев // Электронный журнал «Труды МАИ». – Вып. № 74. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/upload/iblock/570/57093a3a7eafdd75adabd56469ac9773.pdf>. – Дата доступа: 10.04.2014.

6. Даниев, Ю.В. Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику : учеб. пособие. / Ю.В. Даниев ; под общ. ред. А.Н. Петренко. – Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2007. – 456 с.

7. Гарбук, С.В. Космические системы дистанционного зондирования Земли / С.В. Гарбук, В.Е. Гершензон. – М. : А и Б, 1997. – 295 с.

MODELLING AND OPTIMIZATION DESIGN FRAMEWORK AND LAYOUT MICROSATELLITE EARTH OBSERVING

Starasotnikau M.A.¹, Feodortsau R.V.²

¹JSC «Peleng», Minsk, Belarus

²Belarusian National Technical University, Minsk, Belarus

e-mail: psf@bntu.by

Abstract. Proposed structure and layout of the target and on-board equipment microsatellite for remote sensing of the Earth, taking into account its impact on the main disturbing factors occurring in the derivation and operation of spacecraft in orbit. Recommendations on the choice of optimal design of micro power skeleton, based on modeling the impact on his body external loads.

Keywords: microsatellite, Earth observing, space factors, miniaturization, optical-electronic system.

References

1. Senykin V.S. [Optimization of design parameters of the carrier rocket of an extralight class]. *Tekhnicheskaya mekhanika*. 2009, no. 1. pp. 80–88 (in Russian).
2. Stoewer, H. The enigma of small satellites for earth observation. *Acta Astronautica*, 1996. *Elsevier Science B.V.*, Vol. 39, Issue 9, pp. 631–646.
3. Lukyashchenko V.I., Saulsky V.K., Shuchev V.A, Smirnov V.V. [International tendencies of creation and operation of small spacecrafts]. *Mejdunarodnye tendencii sozdaniya i ekspluatacii malykh cosmisheskikh apparatov. The 3rd International conf.- an exhibition*. Queens, Moscow Region, on May 27–31, 2002, Book 1. pp. 332–348 (in Russian).
4. Abalikhin O.Y., Blinov V.N., Vasilyev N.V., etc. *Microsputnik dlya distancionnogo zondirovaniya powerkhnosti Zemli* [The microsatellite for remote sensing of a surface of the earth]. Patent RF, no. 2457157, 2012.
5. Gusev A.A., Ilyina I.Y., Usachyov O.A. [Development of a perspective space platform for spacecrafts of oceanographic purpose of the Meteor series]. *Electronic Journal "Works MAI"*. 2013, no. 74. Available at: <http://www.mai.ru/upload/iblock/570/57093a3a7eafdd75adabd56469ac9773.pdf> (accessed 10.04.2014) (In Russian).

6. Daniev Y.V., Demchenko A.V., Zewako V.S., Kulabuhov A.M., Hutorny V.V. *Kosmicheskiye letatelnye apparaty. Vvedeniye v kosmicheskuyu tekhniku* [Space aircraft. Introduction to space equipment]. Under a general edition. A.N. Petrenko. Dnepropetrovsk, ART-Press Publ. 2007. 456 p. (in Russian).
7. Garbuk S.V., Gerschenzon V.E. *Kosmicheskiye sistemy distancionnogo zondirovaniya Zemli* [Space systems of remote sensing of Earth]. Moscow, "A and B" Publ. 1997. 295 p. (in Russian).

Поступила в редакцию 14.04.2014.