

делить участки, на которых решений не будет. Например, при отклонении в диапазоне от 0 до 150 град, мы почти не имеем решений, если длительность перелёта не превышает 50 дней.

На рис. 4 можно выделить области, внутри которых сочетания отклонений на участках перелёта не смогут позволить КА встретиться с Землёй после перелёта или совершить гравитационный манёвр после встречи.

Заключение

Дальнейшее изучение полученных результатов требует разделения данных на выборки по определённым критериям для проведения регрессионного анализа с целью выявления аппроксимирующих функций распределения данных.

Библиографический список

1. Мирер, С. А. Механика космического полёта. Орбитальное движение: учебно-методическое пособие / С. А. Мирер. – М.: МФТИ, 2013. – 106 с.
2. Кобзарь, А. И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников / А. И. Кобзарь. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 816 с.
3. Брюс, П. Практическая статистика для специалистов Data Science / пер. с англ. / П. Брюс. – СПб.: БХВ-Петербург, 2018. – 304 с.

УДК 629.78.06

Жалдыбина О.Д., Старостина Т.В.

РАЗРАБОТКА ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАНОКЛАССА ФОРМАТА CUBESAT 12U

Введение

В настоящее время малые космические аппараты (МКА) получили широкое распространение для решения задач, связанных с дистанционным зондированием Земли (ДЗЗ), поскольку они обес-

печивают высокую оперативность и периодичность, особенно это касается МКА входящих в состав орбитальных группировок.

К основным полезным нагрузкам для МКА ДЗЗ относят оптико-электронную и радиолокационную аппаратуры наблюдения. Особенностью использования радиолокационной полезной нагрузки является возможность вести всепогодный мониторинг окружающей среды.

Использование МКА на базе микроплатформ позволяет создавать МКА в короткие сроки, а использование стандартизированной компонентной базы позволяет сокращать стоимость разработки спутников.

В связи с этим проблему, связанную с проектированием МКА на базе микроплатформ, можно считать актуальной.

Постановка задачи

Целью настоящей работы является формирование проектного облика МКА на базе микроплатформы CubeSat формата 12U с радиолокационной аппаратурой наблюдения и подбор компонентов бортовой аппаратуры.

В рамках выполнения работы были поставлены и решены следующие задачи: анализ целевых характеристик МКА, оснащённых радиолокационной съёмочной аппаратурой; формирование требований к разрабатываемому МКА; определение состава компонентов бортовой аппаратуры, необходимой для нормального функционирования МКА на орбите; формирование проектного облика МКА, оснащённого радиолокатором.

Результаты расчётов

В качестве целевой аппаратуры на разрабатываемом МКА рассматривается радар с синтезированной апертурой с планарной антенной решёткой [1]. Радар с синтезированной апертурой может работать в двух режимах: маршрутной и детальной съёмки. Основные целевые характеристики аппаратуры наблюдения приведены в табл. 1.

Табл. 1. Основные целевые характеристики для детального и маршрутного режимов съёмки

Характеристика	Значение
Длина антенны, м	1
Ширина антенны, м	0,4
Площадь активной фазированной антенной решётки, м ²	0,4
Наклонная дальность, м	$7,071 \cdot 10^5$
Коэффициент усиления антенны	5224
Разрешение по азимуту, м	2
Разрешение по дальности, м	10

Для ориентации МКА в космическом пространстве разрабатывается замкнутая автономная система ориентации и стабилизации с минимальным количеством информационно-управляющих связей. Состав компонентов бортовой аппаратуры системы ориентации и стабилизации приведён в табл. 2.

Табл. 2. Бортовой состав компонентов системы ориентации и стабилизации

Наименование	Электропотребление, Вт	Масса, кг	Габариты, мм × мм × мм
Контроллер системы ориентации и стабилизации	0,25 – только датчики	0,055	86,2x93,6x14
	0,9 – датчики и модуль аппаратуры наблюдения		
Блок маховиков	8	0,520	97x97x80
Магнитные катушки	$3,6 \cdot 3 = 10,8$	$0,12 \cdot 3 = 0,36$	97x98x20
Датчик Солнца	$0,02 \cdot 5 = 0,1$	$0,01 \cdot 5 = 0,05$	без разъёма: 28x23x7
		$0,01 \cdot 5 = 0,05$	с разъёмом: 28x31x10
Датчик ИК диап.	$0,5 \cdot 4 = 2,0$	$0,02 \cdot 4 = 0,08$	82x20x12
Датчик звёздной ориентации	штатно: $0,5 \cdot 2 = 1,0$	$0,193 \cdot 2 = 0,386$	с блендой: 56x60x92,8
	при вкл. калибр. затворе: $1,25 \cdot 2 = 2,5$		
Магнитометр	$0,01 \cdot 2 = 0,02$	$0,01 \cdot 2 = 0,02$	25,4x25,4x7,1
Блок чувствит. элементов	7	0,7	80x95x62,5

Подбор двигателей-маховиков (ДМ) производится с учётом минимума массы системы, состоящей из трёх ДМ, которые должны обеспечивать требуемое оптимальное управление для заданной системы [2]. График изменения углов отклонений осей связанной с МКА системы координат изображён на рис. 1а. График изменения управляющих моментов ДМ представлен на рис. 1б.

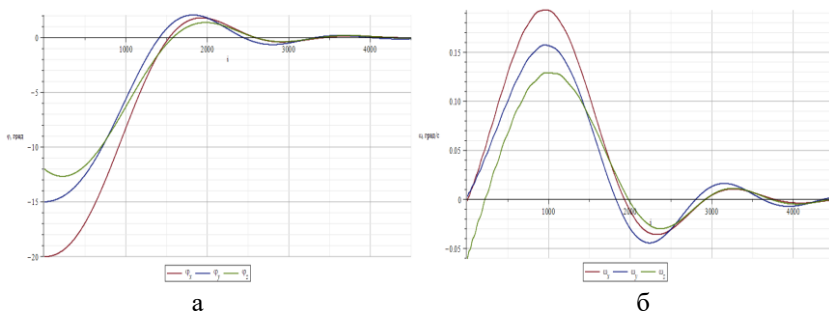


Рис. 1 – График изменения углов отклонений осей связанной с МКА системы координат (а) и управляющих моментов ДМ (б)

Затем, в программе твердотельного моделирования была спроектирована активная фазированная антенная решётка, проведён подбор компонентов бортовой аппаратуры системы ориентации и стабилизации (рис. 2а), командно-телеметрической радиолинии и системы электропитания. Разработан проектный облик МКА с радиолокатором, представленный на рис. 2б [3].

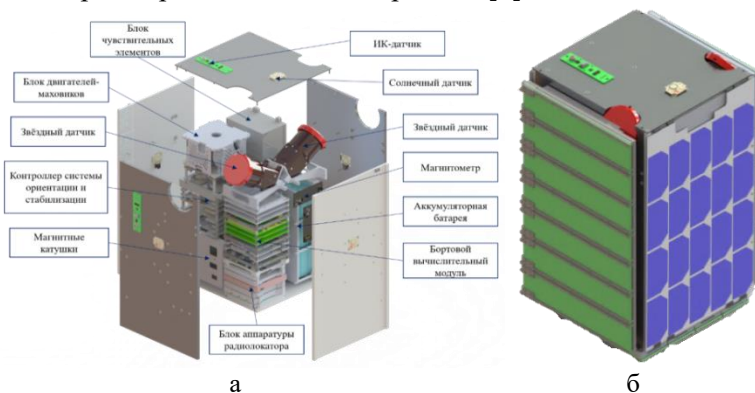


Рис. 2. Внутренняя компоновка компонентов бортовой аппаратуры МКА (а) и проектный облик МКА с радиолокатором

В ходе выполнения работы были получены следующие результаты: проведён анализ существующих космических аппаратов ДЗЗ с радиолокаторами; сформированы требования к разрабатываемому МКА; определён бортовой состав и основные параметры приборов обеспечивающих систем; построена трёхмерная модель разработанного проектного облика МКА с радиолокатором.

Заключение

В работе представлен процесс формирования проектного облика МКА на базе микроплатформы CubeSat формата 12U с радиолокационной аппаратурой наблюдения, а также проведён подбор компонентов бортовой аппаратуры. Полученные в рамках работы результаты могут быть использованы при разработке МКА на базе микроплатформ.

Библиографический список

1. Верба В.С. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / В.С. Верба, Л.Б. Неронский, И.Г. Осипов, В.Э. Турук. – Москва: Радиотехника, 2010. – 680 с.
2. Петрищев В.Ф. Оптимизация пространственных поворотов малого космического аппарата «АИСТ-2» на основе принципа минимума управления / В.Ф. Петрищев, М.Г. Шипов. – Самара: Издательство «Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета», 2015. – Т. 14. №4. – С. 72-79.
3. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика : учеб. Пособие / В.И. Куренков. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2020. – 461с.