

— КРАТКИЕ СООБЩЕНИЯ —

УДК 629.78:550.338

ПОСТРОЕНИЕ ГРУППИРОВКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ДВУМЕРНОГО ПОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРЫ

© 2019 г. М. М. Могилевский¹, *, Т. В. Романцова¹

¹Институт космических исследований РАН, г. Москва, Россия

*mogilevsky2012@gmail.com

Поступила в редакцию 07.11.2017 г.

После доработки 27.12.2017 г.

Принята к публикации 11.01.2018 г.

DOI: 10.1134/S0023420619020067

1. Большой интерес, проявляемый в последнее время к малоразмерным спутникам, вызван возможностью использования этих, относительно не дорогих космических аппаратов, для проведения измерений с возможностью многократного их повторения [1], аналогично тому, как это делается в лабораторных экспериментах. Относительно низкая стоимость изготовления и запуска малоразмерных КА, а также простота внутренней архитектуры, организации взаимодействия целевой нагрузки и служебных систем позволяют создавать многочисленные КА такого типа [2, 3]. Однако подавляющее большинство малоразмерных КА используется для решения простейших задач – обучение студентов основам разработки и конструирования спутников, проведение простых технологических экспериментов для отработки отдельных элементов бортовых приборов и т.п. Такое упрощенное использование малоразмерных КА связано с двумя обстоятельствами: 1 – ограниченными возможностями бортовых систем и, в первую очередь, телеметрической системы, а также 2 – сильными ограничениями по использованию систем управления движением КА на орбите. Например, на орбите Земли электрическая мощность бортовой системы энергопитания ограничена площадью т.н. “пассивных” солнечных элементов, размещенных на корпусе КА. Для спутника формата кубсат 3U, с учетом КПД солнечных элементов (30%) и КПД бортового передатчика (70%) максимальная мощность излучения не будет превышать 4–8 Вт. При использовании простых приемных антенн на наземных приемных пунктах информативность радиоканала будет ограничена скоростью передачи 10–30 кбит/с, что недостаточно для серьезных бортовых измерений.

Но, есть исключения. В качестве примера успешного применения малоразмерных КА (кубсатов) для изучения свойств ионосферы можно привести проект DICE (Dynamic Ionosphere Cubesat Experiment). Этот американский проект

представляет собой, по сути, первую серьезную научную миссию с использованием кубсатов. Он направлен, в первую очередь, на исследование особенностей среднеширотной ионосферы над территорией США. В этом проекте используется два кубсата формата 1.5U. Подробную информацию об этой миссии, различные технические, технологические и научные аспекты можно найти в [4]. Но успех этого проекта предопределен участие NASA – были выделены большие наземные приемные антенны. Таким образом, простой и, соответственно, дешевый борт компенсирует дорогая наземная система.

Однако есть группы серьезных задач, которые могут быть решены именно малоразмерными КА, даже при их ограниченных измерительных возможностях. Это задачи, для решения которых необходимы пространственно-разнесенные измерения. В качестве примера можно привести научный проект, направленный на определение возможности описания ионосферной плазмы в неравновесных областях при помощи фрактального подхода [5]. Ключевым элементом этого проекта является расположение КА с измерительными приборами таким образом, чтобы можно было получить двумерную картину параметров в интересующей области. Для построения орбитальной группировки КА такого проекта необходимы два-три запуска либо будет нужно использовать разгонный блок с возможностью многократного включения и большим запасом рабочего тела. Мы предлагаем относительно простую схему построения группировки КА, по измерениям которой, можно получить двумерную картину параметров.

Основная цель этой работы – показать возможность использования одномерного расположения спутников (на одной орбите) для получения двумерного поля параметров, что важно для решения некоторых задач физики ионосферы. Анализ динамики движения группировки спут-

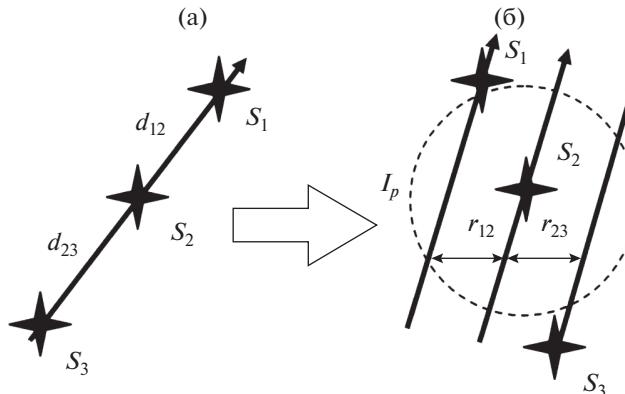


Рис. 1. а – расположение спутников (S_1 , S_2 и S_3) вдоль орбиты и б – проекции орбит этих спутников при пролете над ионосферой (I_p , r_{12} и r_{23} – смещение проекций орбит, вызванные вращением Земли, а d_{12} и d_{23} – расстояния между спутниками.

ников и изменение их взаимного расстояния является специальной задачей, которая рассматривается, например, в работе [6], но не является предметом настоящей статьи.

2. В качестве примера рассмотрим построение группировки КА для измерения параметров ионосферы [7]. Будем считать, что плазма замагничена, все основные характерные изменения на уровне ионосферы проецируются по силовым линиям магнитного поля и их можно зарегистрировать на борту спутника, пролетающего над областью нагрева на высоте ~ 500 км. Поскольку ионосфера вращается вместе с Землей, а орбита спутника остается неподвижной в инерциальной системе координат, то подбирая расстояние между спутниками (d_{12} и d_{23} на рис. 1) для стационарных условий, можно получить двумерную картину ионосферных параметров.

Для низколетящих спутников, для которых скорость движения слабо зависит от параметров орбиты (см. рис. 1)

$$r_{12} = d_{12} v_{\text{lat}} / v_{\text{sat}}, \quad (1)$$

где v_{sat} – скорость движения спутника по орбите (~ 7.8 км/с), а v_{lat} – широтная составляющая скорости изменения положения КА относительно ионосферы, которая имеет следующий вид

$$v_{\text{lat}} = 2\pi((R_E + h)/T_E) \cos\lambda \approx 509 \cos\lambda [\text{м/с}], \quad (2)$$

где R_E – радиус Земли (~ 6400 км), h – высота орбиты КА (600 км для определенности), T_E – период обращения Земли (86400 с), λ – географическая широта.

3. Рассмотрим примеры построения орбитальной группировки для проведения измерений параметров ионосферы на борту КА для области высокочастотного нагрева ионосферы и области

ионосферы, модифицированной под воздействием мощных низкочастотных волн от наземного передатчика.

a. Нагревный стенд – мощный коротковолновый передатчик, работающий на частотах ниже плазменной частоты ионосферы. Энергия электромагнитного излучения такого передатчика передается частицам ионосферы, что приводит к изменению параметров ионосферной плазмы [8–10]. Определение пространственного распределения возмущений, вызванных искусственным нагревом ионосферы, является одной из важных задач физики приземной космической плазмы и на решение этой задачи направлен проект [5]. На уровне ионосферы область засветки нагревного стенда представляет собой окружность диаметром $R_d = 30–50$ км в зависимости от свойств излучающей антенны и частоты излучения. Используя (1) и (2), выбираем $r_{12} = r_{23} = 15–25$ км, что приводит к равенству $d_{12} = d_{23}$, которые обозначим d , и получаем для ныне существующих нагревных стендов значения смещения по времени “ t ” и пространственные сдвиги “ d ”.

Из оценок, приведенных в табл. 1, следует, что для получения поля параметров плазмы в искусственно нагретой области ионосферы необходимо кардинально изменить режим излучения нагревного стендса – отказаться от режима с “окраской”, т.е. секундными интервалами включения и выключения стендса. Создание стационарной ситуации, необходимой для однородных измерений на спутниках $S_1–S_3$, необходимо использовать режим непрерывного излучения в течении нескольких сотен секунд [10]. При такой схеме проведения эксперимента и однопусковой схеме построения группировки спутников можно получить двумерное распределение ионосферных параметров. Однако при этом появляется ограничение: становится невозможным изучение переходных процессов, процессов установления, поскольку поле параметров мы получаем не единовременно, а с некоторым разбросом по времени и для получения адекватной картины необходим таковой по времени нагрев ионосферы, чтобы за время измерений картина оставалась неизменной, т.е. необходимо создание равновесного распределения.

б. Сделаем оценки параметров группировки КА для измерения возмущений ионосферы, вызванных мощным НЧ излучением от наземного передатчика [11]. Размеры этой области определяются не только излучением передатчика, но высыпаниями частиц, стимулированными в результате взаимодействия волн и частиц в экваториальной области [12], что увеличивает размеры области до 300–500 м. Во всем остальном требования и подходы к формированию группировки КА остаются аналогичными разделу За. При измерениях над низкочастотными передатчиками

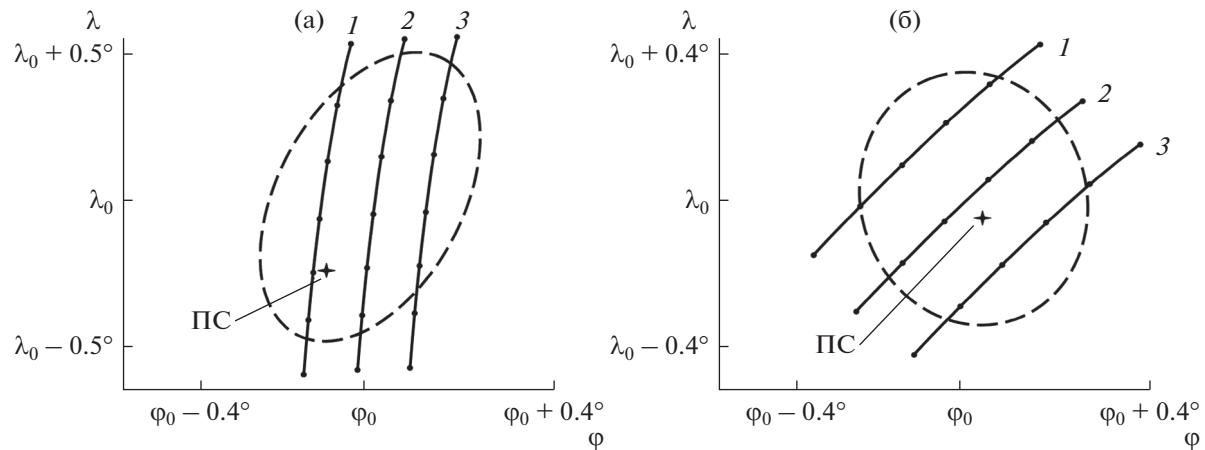


Рис. 2. Прохождения спутников над ионосферой, сопряженной с нагревным стендом: а – для приэкваториального нагревного стенда “Аресибо”, б – для высокоширотного стенда “HAARP”. Цифрами 1–3 отмечены проекции орбит трех спутников – S_1 , S_2 и S_3 рис. 1, соответственно. (ПС) – положение проекции вдоль силовой трубы магнитного поля центра нагревного стенда, пунктирная линия – область нагрева (ориентировано).

характерные времена (t) и расстояния между спутниками (d) приведенные в табл. 1, должны быть увеличены на порядок. Таким образом, время пребывания спутников в области магнито-сопряженной возмущенной ионосфере над низкочастотным передатчиком составляет сотни секунд, что позволяет проводить измерения без изменения стандартного режима работы передатчика (<http://gigabaza.ru/doc/27016-pall.html>).

4. Для проверки правильности оценок расстояния и времени разведения спутников на орбите, приведенных в табл. 1, были сделаны расчеты с использованием программы “Кадр-2” [13]: уравнения движения каждого из спутников были проинтегрированы с шагом в одну секунду и для каждого шага проводилось проецирование вдоль линий магнитного поля положения спутника на ионосферу, возмущенную низкочастотным передатчиком. Результаты расчетов представлены на рис. 2. “Деформация” формы области нагрева связана с различием наклонения магнитного поля на магнитных границах области излучения [14]. Смещение проекций орбит спутников – результат вращение Земли и неподвижного положения

плоскости орбитой КА в инерциальной системе координат.

Некоторое отличие результатов оценки, приведенной в табл. 1, и точного интегрирования связаны с расходимостью проекции области за- светки на высоте орбиты спутников из-за разницы наклонения магнитного поля вдоль линии магнитного севера-юга. Такое отличие будет проявляться сильнее для нагревных стендов вблизи экватора (например – Аресибо). Следует отметить, что для проведения точных расчетов необходимо знание начальных условий с точностью, определяемой точностью результата. Т.е. если нам необходима точность положения спутников 50–100 м, то начальный вектор состояния должен быть определен с точностью лучше, чем 50 метров по координатам. Такая точность достижима при использовании системы радио-контроля орбиты (РКО) или хороших приемников сигналов навигационных систем GPS/ГЛОНАСС, что приведет к усложнению и удорожанию спутников. Расхождение между оценками (табл. 1) и результатами расчетов вполне допустимы для использования оценок при планировании и проведении измерений и могут оправдать существенное удорожание КА.

Таблица 1. Параметры “разведения” спутников вдоль орбиты (t и d) для получения двумерного поля характеристик ионосферы в области возмущений, вызванных КВ нагревными стендами

Наименование стенда	Широта, градусы	Долгота, градусы	$\cos\lambda$	v_{lat} , м/с	$t = d/v_{\text{sat}}$, с	d , км
ARECIBO	18.33	66.75	0.95	484	20.7	161
CUPRA	59.1	46.1	0.51	259	38.6	301
HAARP	62.38	145.13	0.46	234	42.7	333
TROMCE	69.65	18.95	0.35	177	56.5	441

5. Отсюда следует, что двумерную картину параметров ионосферы можно получить, используя группировку спутников, сформированную при однопусковой схеме; при таких измерениях режим работы нагревного стенда должен быть изменен с тем, чтобы поддерживать стационарную картину в ионосфере в течение нескольких десятков секунд; предлагаемая схема построения группировки может быть использована при анализе крупномасштабных возмущений в ионосфере, вызванных излучением мощных наземных НЧ передатчиков, а также исследований авроральной области; при измерениях над НЧ передатчиками специальные режимы излучения не требуются.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 16-52-16010

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Leonard D.* Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs // Space.com. 2004.
2. *Храмов Д.А.* Миниатюрные спутники формата “cubesat” // Космічна наука і технологія. 2009. Т. 15. № 3. С. 20–31.
3. Известия высших учебных заведений. Приборостроение. Специальный выпуск. 2016. Т. 59. № 6. doi 10.17586/0021-3454-2016-59-6-443-449
4. *Fish C.S., Swenson C.M., Crowley G. et al.* Design, Development, Implementation, and On-orbit Performance of the Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment Mission // Space Sci. Rev. 2014. V. 181. Iss. 1–4. P. 61. doi 10.1007/s11214-014-0034-x
5. *Chernyshov A.A., Chugunin D.V., Mogilevsky M.M. et al.* Approaches to studying the multiscale ionospheric structure using nanosatellites // Geomagnetizm i Aeronomiya. 2016. V. 56. № 1. P. 77–85.
6. *Зараменских И.Е., Овчинников М.Ю., Ритус И.В.* Моделирование относительного движения в многоэлементной механической системе с ограниченным ресурсом управления // Математическое моделирование. 2009. Т. 21. № 5. С. 41–54.
7. Плазменная гелиогеофизика / Под ред. Зеленого Л.М. и Веселовского И.С. М.: Физматлит, 2008. Т. 2.
8. *Gurevich A.V.* Nonlinear phenomena in the ionosphere // Phys. Usp. 2007. V. 50. P. 1091–1121.
9. *Frolov V.L. et al.* Modification of the earth’s ionosphere by high-power high-frequency radio waves // Phys. Usp. 2007. V. 50. P. 315–324.
10. *Фролов В.Л.* Искусственная турбулентность среднеширотной ионосферы. Нижний Новгород.: Изд-во Нижегородского госуниверситета, 2017.
11. *Молchanov O.A.* Низкочастотные волны и индуцированные излучения в околоземной плазме. М.: Наука, 1985.
12. *Petrukovich A.A., Mogilevsky M.M., Chernyshov A.A., Shklyar D.R.* Some aspects of magnetosphere ionosphere relations // Phys. Usp. 2015. V. 58. P. 606–611.
13. *Гальперин Ю.И., Пономарев Ю.Н., Синицын В.М.* Некоторые алгоритмы расчета справочной геофизической информации вдоль орбит околоземных спутников. Программа-справочник КАДР-2. Препринт. ПР-544. ИКИ АН СССР. Москва, 1980.
14. *Яновский Б.М.* Земной магнетизм. Л.: Ленингр. ун-т, 1978.