Исследование возможности аэродинамического управления структурой группировки сверхмалых космических аппаратов

A study into the feasibility of aerodynamic control over the structure of mini spacecraft constellation

Краснощеков / Krasnoshchekov S.
Сергей Николаевич
(vka@mil.ru)
кандидат военных наук.
ФГБВОУ ВО «Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского»
(ВКА им. А. Ф. Можайского) МО РФ,
старший научный сотрудник
научно-исследовательской лаборатории.
г. Санкт-Петербург

Осипова / Osipova I.
Ирина Викторовна
(vka@mil.ru)
ВКА им. А. Ф. Можайского,
младший научный сотрудник
научно-исследовательской лаборатории.
г. Санкт-Петербург

Скворцов / Skvortsov D.
Дмитрий Валерьевич
(vka@mil.ru)
кандидат технических наук.
ВКА им. А. Ф. Можайского,
начальник научно-исследовательской лаборатории.
г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат – mini spacecraft; тактико-технические требования – design specifications; программно-моделирующий комплекс – software simulation suite; имитационное моделирование – simulation modeling.

Представлены результаты численного моделирования движения сверхмалых космических аппаратов (СМ КА) с учетом возможности аэродинамического управления структурой группировки. Показана принципиальная возможность управления структурой группировки СМ КА в случае отсутствия у аппаратов исполнительных органов системы управления движением центра масс. Получена степенная зависимости для оценивания времени обеспечения заданного центрального угла между двумя СМ КА.

The article represents the results of numerical modeling of motion of mini spacecraft with regard to an optional aerodynamic control over the structure of spacecraft constellation. The authors prove that there is a hypothetical possibility to control the structure of mini spacecraft constellation in case spacecraft are not equipped with controls of the center of mass motion control system. A power law dependence has been determined to estimate the time to reach the predetermined central angle between two mini spacecraft.

Введение

Одной из современных тенденций в развитии космической техники является использование сверхмалых космических аппаратов (СМ КА) для решения различных целевых задач. Например, орбитальная группировка дистанционного зондирования Земли «Flock», насчитывающая в настоящее время порядка 150 нано-космических аппаратов, является коммерчески успешным проектом, что доказывает ее эффективность и переводит идеологию использования нано-КА из разряда «отрабатываемых технологий» в разряд свершившегося этапа научно-технического развития.

Необходимо отметить расхождение тезауруса в области космической техники в России и за рубежом, что зачастую приводит к путанице в понятиях, в том числе в научных кругах. В российских национальных стандартах понятие «нано-космический аппарат» отсутствует, а в соответствии с рекомендованной классификацией [1] аппараты массой от 1 кг до 10 кг относятся к классу «космических микроаппаратов», что соответствует западному термину «нано-КА». Кроме того, зачастую понятие «нано-КА» приравнивается к понятию «CubeSat», несмотря на то, что «CubeSat» – лишь одна из возможных спецификаций для технической реализации нано-КА. В дальнейшем будет использоваться устоявшийся термин «сверхмалый КА».

3 2018.indd 147 26.09.2018 10:05:46

Таблица 1

Типовой технический облик СМ КА

№ п/п	Бортовая система	Краткое описание	Масса, г
1	Система ориентации и стабилизации	– широкое применение систем ориентации по геомагнитному полю; – применение маховиков и гиродинов на базе микроэлектромеханических систем	500–800
2	Система электроснабжения	– использование литий-ионных аккумуляторных батарей, GaAs фотоэлементов, гибких солнечных батарей (СБ), неориентированных СБ; – оптимизация электропотребления СМ КА в части минимизации потребления обеспечивающей аппаратуры	700–1500
3	Командная и телеметрическая системы, радиоканал передачи данных	– максимальное объединение каналов приема/передачи командной и телеметрической информации; – применение каналов связи через спутниковые системы связи, ретрансляторы; – применение радиолиний *L*- и *S*- диапазона	700–1000
4	ДУ коррекции и ориентации КА	– отсутствие химических двигательных установок (ДУ), в основном используются высокоэффективные электроракетные двигательные установки (как правило, плазменные), либо ДУ полностью отсутствуют	0–1500
5	Система обеспечение теплового режима	– отсутствие активных систем обеспечения теплового режима, применение исключительно пассивных СОТР с использованием тепловых труб и пассивных теплопроводников	100–1000
6	Целевые системы	– применение серийной потребительской съемочной аппаратуры и других COTS-компонентов	300–2000
7	Конструкция	– максимальное конструктивное совмещение элементов целевых и обеспечивающих систем; – конструктивно-силовая схема скелетного либо монолитного типа, образующая каркас кубической формы со стороной грани 10 см	до 2000

3 2018.indd 148 26.09.2018 10:05:47

Таблица 2

Исходные данные моделирования

Параметр	Обозначение	Единицы измерения	Значение
			ПЗ-90.11
Геодезическая гравитационная постоянная Земли (с учетом атмосферы)	f_m	км^3/с^2	398600.4418
Угловая скорость вращения Земли	ω	рад/с	$7.292115 \cdot 10^{-5}$
Большая полуось	*a*	м	6378136
Сжатие	α	–	1/298.25784

Анализ существующих разработок СМ КА (прежде всего созданных по технологии «CubeSat») и используемых конструкторских решений позволяет сформировать типовой технический облик основных бортовых систем (таблица 1).

Как видно из таблицы, с учетом ограничений по массе (до 4–5 кг для спецификации «CubeSat 3U»), двигательные установки на таких КА, как правило, не используются. В этом случае возникает проблема распределения НКА в пространстве. Перспективным средством решения указанной проблемы является использование аэродинамического способа управления структурой ОГ СМ КА за счет изменения угловой ориентации СМ КА и, как следствия, миделевого сечения и силы аэродинамического торможения. Аэродинамические силы вызваны наличием «остаточной» атмосферы на орбитах функционирования СМ КА (справедливо для орбит до 570..600 км).

Статья посвящена результатам моделирования с использованием программного комплекса имитационного моделирования ОГ СМ КА, как подсистемы единого программно-моделирующего комплекса, предназначенного для оценивания характеристик перспективных СМ КА [2, 3]. Данный комплекс предназначен для исследования частного вопроса – возможности аэродинамического управления при формировании структуры ОГ СМ КА.

Постановка задачи моделирования движения СМ КА

Низкоорбитальные (h<600 км) СМ КА, не имеющие двигательных установок, для достижения заданного баллистического построения группировки используют режимы аэродинамического управления. Аэродинамическое управление достигается изменением Миделева сечения за счет изменения режима ориентации, т.е. путем управления временем, которое СМ КА находится в режиме с высоким сопротивлением.

Задача управления движением СМ КА с целью обеспечения заданного взаимного расположения (центральный угол КА1–КА2) на орбите формулируется следующим образом.

Известны необходимые характеристики СМ КА, начальные условия и цель управления. Требуется сформировать рациональную программу управления, включающую начало и продолжительность времени нахождения СМ КА в режимах с низким и высоким сопротивлением.

Движение низкоорбитального СМ КА описывается системой дифференциальных уравнений:

$$\dot{X} = f(X,u) \tag{1}$$

с начальными условиями

$$X(0) = X_0 = X(t=0), \tag{2}$$

где X – вектор фазовых координат;

t – время;

u – вектор управляющих воздействий;

f – вектор-функция правых частей системы дифференциальных уравнений.

Математическая постановка задачи выработки управляющего воздействия имеет следующий вид: определить управляющее воздействие $u(t)$ для системы (1) с начальными условиями (2), обеспечивающее заданный центральный угол КА$_1$-КА$_2$ и удовлетворяющее ограничениям

$$u(t) = f(S) \text{ при всех } t \in [0,T],\ S \in \{S_1, S_2\}.$$

3 2018.indd 149 26.09.2018 10:05:47

Исходные данные численного моделирования

При проведении численного моделирования использованы следующие исходные данные.

1. Общеземная геоцентрическая система координат [4], которая используется в целях геодезического обеспечения орбитальных полетов и решения навигационных задач (табл. 2).

2. Метод интегрирования – Рунге-Кутта 4-го порядка.

3. Модель движения СМ КА – представлена в виде системы уравнений движения в векторной форме [5, 6]

$$m\bar{j} = \overline{G} + \overline{R}_a + \overline{I}_e + \overline{I}_c,$$

где $\bar{j}$ – вектор относительного ускорения центра масс КА;

$\overline{G}$ – вектор силы притяжения КА Землей;

$\overline{R}_a$ – аэродинамическая сила;

$\overline{I}_e$ – переносная инерционная сила;

$\overline{I}_c$ – кориолисова инерционная сила.

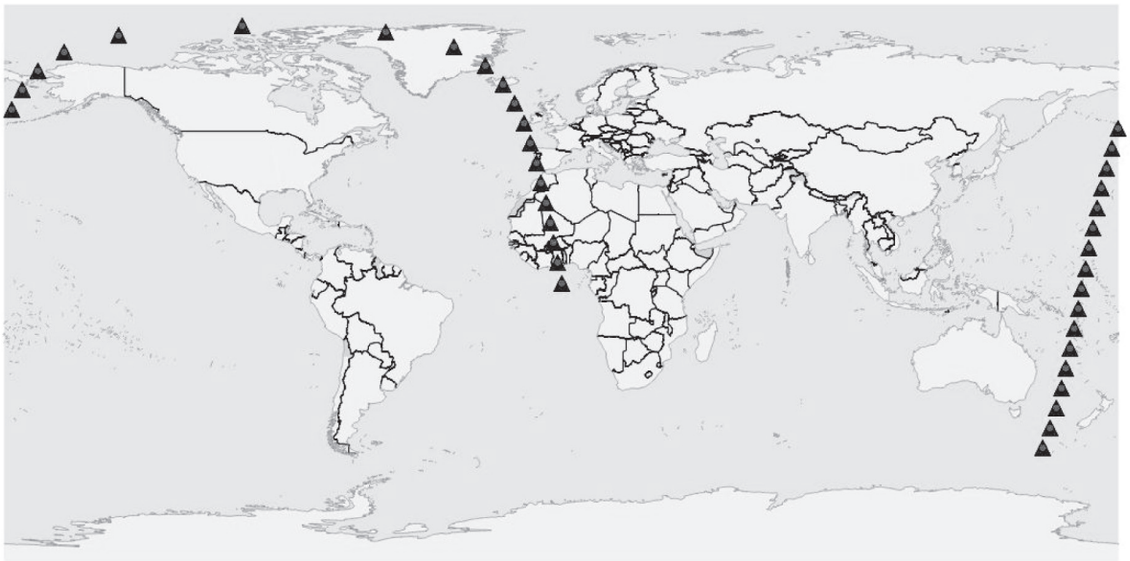
Таблица 3

Тип СМ КА	CubeSat 3u	Единицы измерения
Масса	4,7	кг
Миделево сечение (*S*)	S_1= 0.035 S_2= 0.195	м^2
Коэффициент лобового сопротивления (*Cx*)	2.0	–

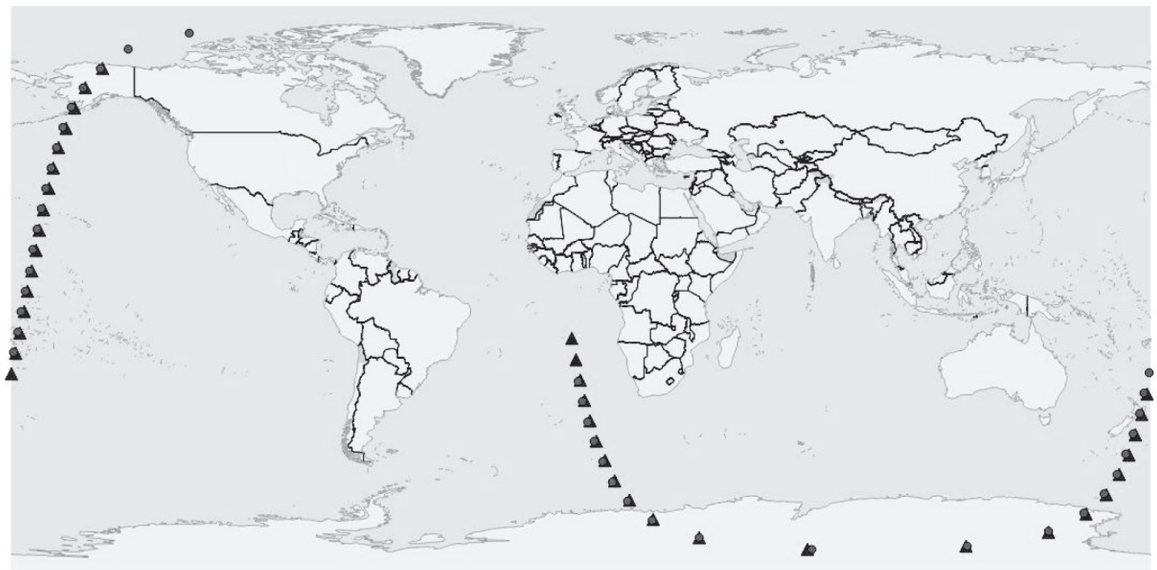
Таблица 4

№ п/п	Наименование параметра	Обозначение параметра	Начальное значение	Единица измерения
1	Наклонение	*i*	96,977	град.
2	Долгота восходящего узла	Ω	0,0	град.
3	Большая полуось	*a*	6771000,0	м.
4	Эксцентриситет	*e*	0,0	–
5	Аргумент перигея	ω	0,0	град.
6	Аргумент широты	*u*	0,0	град.
Временной промежуток моделирования				
7	Начальное время	t_0	0,0	секунда
8	Конечное время	t_k	24 2073600	сутки секунда
9	Шаг интегрирования	*dt*	10,0	секунда

3 2018.indd 150 26.09.2018 10:05:48



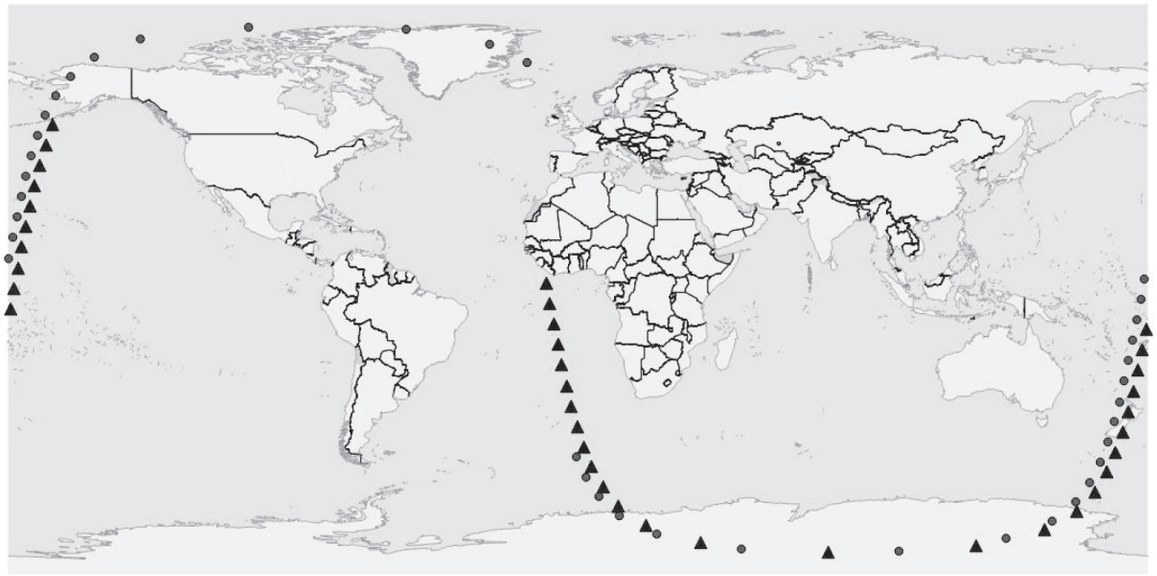
а)



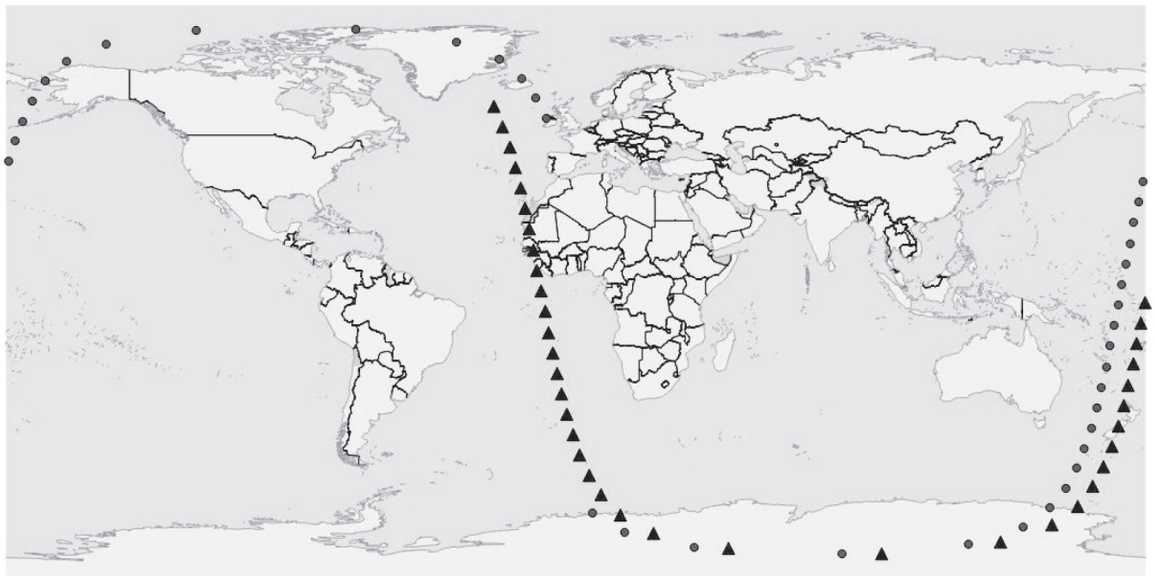
б)

Рис. 1. Трассы движения подспутниковой точки СМ КА$_1$ и СМ КА$_2$

3 2018.indd 151 26.09.2018 10:05:49



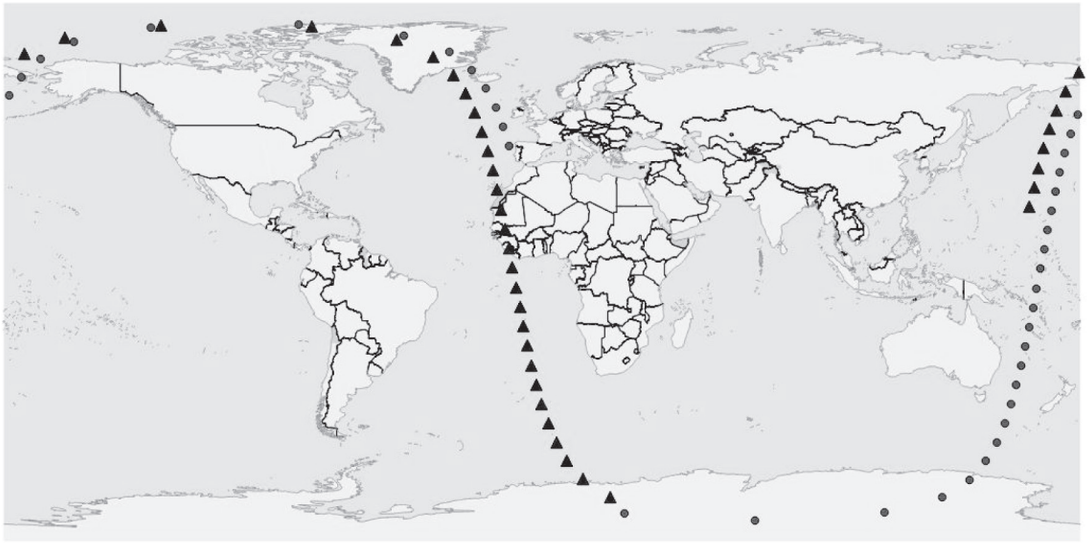
в)



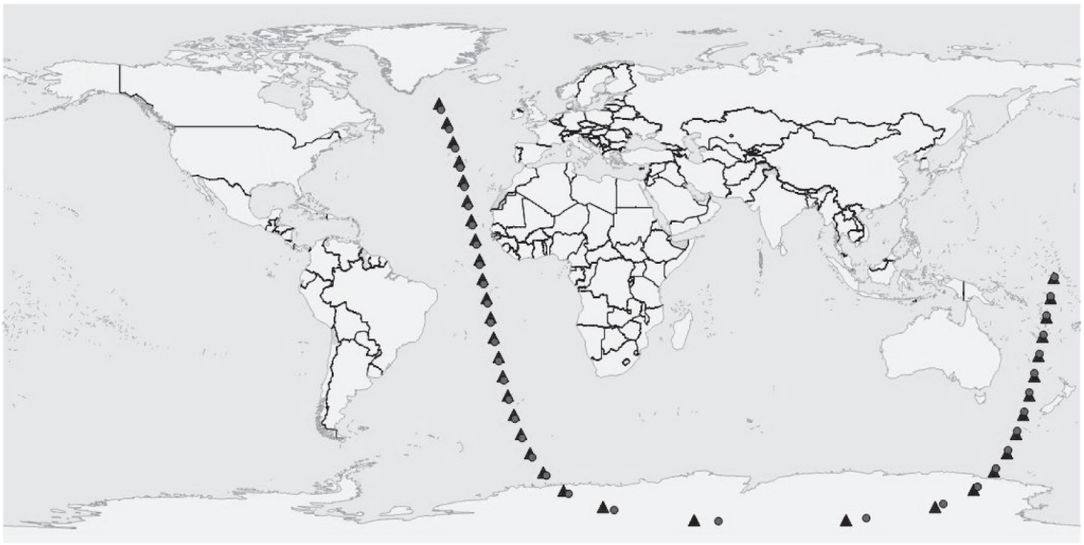
г)

Рис. 1. Трассы движения подспутниковой точки СМ $КА_1$ и СМ $КА_2$ – продолжение

3 2018.indd 152 26.09.2018 10:05:50



д)



е)

Рис. 1. Трассы движения подспутниковой точки СМ КА$_1$ и СМ КА$_2$ – продолжение

3 2018.indd 153 26.09.2018 10:05:51

При определении аэродинамических характеристик принималось, что обтекание СМ КА свободномолекулярное и удар молекул газа абсолютно неупругий. Поэтому при расчетах с целью получения качественных результатов достаточно знать некоторое стандартное распределение плотности атмосферы от высоты $\rho(h)$, рассчитываемое для среднего состояние атмосферы. В этом случае аэродинамическая сила представляет собой силу сопротивления, которая определяется площадью поперечного (миделева) сечения СМ КА, нормального к направлению потока. Аэродинамические возмущения рассчитывались на модели стандартной атмосферы [7], которая реализована в виде базы данных *sqlite*.

4. Характеристики СМ КА представлены в таблице 3.

5. Начальные условия моделирования.

Орбитальный участок – околокруговая орбита, характеристики представлены в таблице 4.

Результаты численного моделирования

Проведено численное моделирование движения двух однотипных СМ КА, представляющие собой параллелепипеды 0,1×0,1×0,3 м («CubeSat 3U»), с различными значениями баллистических коэффициентов. Управление баллистическими коэффициентами осуществляется путем изменения ориентации СМ КА относительно Земли (вектора скорости), то есть путем изменения площади проекции СМ КА на плоскость, перпендикулярную направлению движения. Моделирование проводилось на интервале 24 суток (2073600 секунд) для СМ $КА_1$ с площадью миделя S_1=0,035 м² и СМ $КА_2$ с S_2=0,195 м².

На рис. 1 приведены трассы двух СМ КА а зависимости от времени движения. Участки трассы СМ КА представлены с шагом 100 секунд:

- ○ – трасса $КА_1$;
- Δ – трасса $КА_2$.

На рис. 1, а–е представлены промежутки моделирования в соответствии с таблицей 5.

Из рис. 1 видно, что центральный угол между $КА_1$ и $КА_2$ в течение 24 суток изменяется в пределах 360°.

При моделировании на всем заданном участке времени (24 суток) определен центральный угол между $КА_1$ и $КА_2$. График изменения центрального угла представлен на рис. 2.

По результатам моделирования построена степенная зависимость времени движения КА от угла между $КА_1$–$КА_2$ (рис. 3).

$$t(x)= 1{,}4137x^{0.4843}.$$

График или полученная зависимость позволяет оценить необходимое время обеспечения заданного центрального угла (x) между $КА_1$–$КА_2$.

Результаты проверки полученной аппроксимационной зависимости представлены в таблице 6. Для группировки, состоящей из n аппаратов, задавались углы $КА_i$–$КА_{i+1}$, для которых по найденной степенной функции определялось расчетное время, необходимое для расстановки СМ КА. Далее определялись углы КАi–КАi+1 по данным, полученным в результате численного моделирования движения СМ КА.

Результаты численного моделирования достаточно близки к результатам натурного эксперимента по аэродинамическому управлению структурой группировки СМ КА типа «Flock» [8, 9], что подтверждает адекватность модели. Необходимо отметить, что результатом указанного эксперимента стало уменьшение канонического значения коэффициента аэродинамического сопротивления (c_x=2,2) практически в два раза для низких орбит (коэффициент c_x задается в качестве исходных данных для предлагаемой модели).

Заключение

В статье представлен подход для качественного определения времени достижения заданного баллистического построения СМ КА, в том числе в случае

Таблица 5

Рисунок	Время (сутки)	Временной интервал	
		Начало (сек.)	Конец (сек.)
а	0	0	3600
б	5	428400	432000
в	10	860400	864000
г	15	1292400	1296000
д	20	1724400	1728000
е	24	2070000	2073600

3 2018.indd 154 26.09.2018 10:05:51

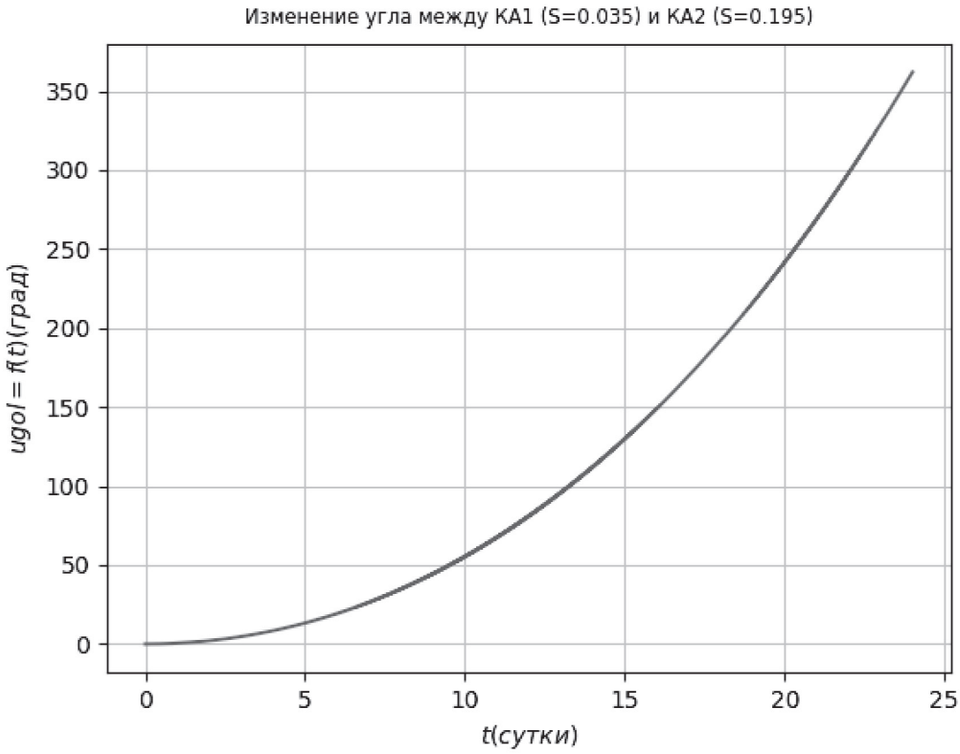


Рис. 2. Изменение центрального угла между СМ $КА_1$ и СМ $КА_2$ по результатам численного моделирования

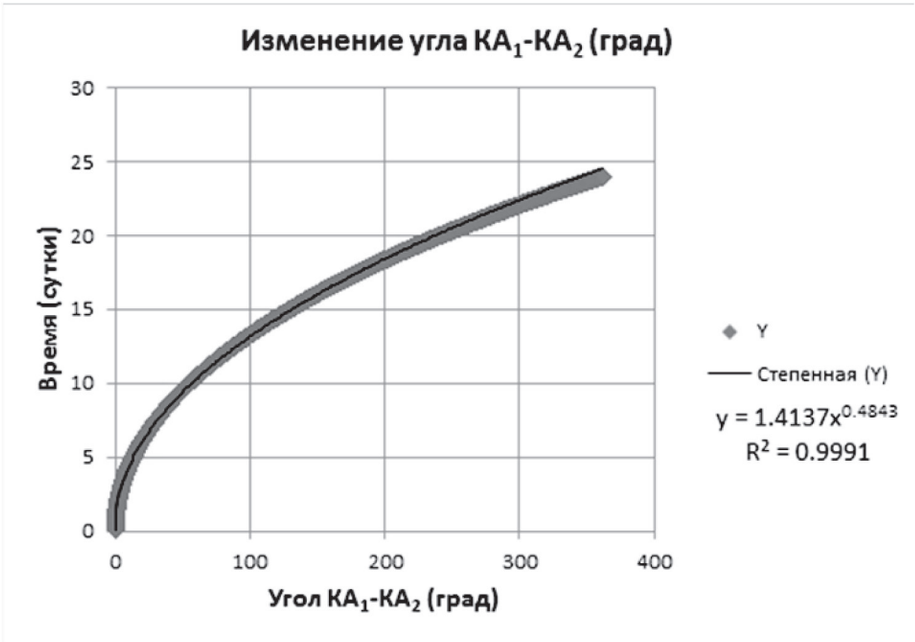


Рис. 3. Время обеспечения заданного центрального угла

3 2018.indd 155 26.09.2018 10:05:52

Таблица 6

Кол-во КА в группировке, *n*	Заданный угол $КА_i$–$КА_{i+1}$, град	Расчетное время, сутки	Модельный угол, град	Отклонение, %
3	120	14.36497	118.7	1.08
	240	20.09526	244.07	–1.7
4	90	12.49674	88.35	1.83
	180	17.48178	180.38	–0.21
	270	21.27486	276.5	–2.41
6	60	10.26871	58.53	2.45
	120	14.36497	118.7	1.08
	180	17.48178	180.38	–0.21
	240	20.09526	244.07	–1.7
	300	22.38861	309.73	–3.24

использования группового запуска, когда несколько десятков аппаратов выводятся одной ракетой-носителем в качестве попутного груза. Управление структурой группировки при этом осуществляется за счет изменения угловой ориентации СМ КА и, как следствия, миделева сечения аппаратов и силы аэродинамического торможения.

Литература

1. ГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. – М.: Стандартинформ, 2011. – 51 с.

2. Структура алгоритмического обеспечения программно-моделирующего комплекса оценивания достижимых тактико-технических характеристик перспективных космических аппаратов / А.М. Денисов [и др.] // Сборник трудов III Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники» СПб, ВКА им. А.Ф. Можайского. – 2016.

3. Скворцов, Д. В. Программный комплекс имитационного моделирования орбитальных группировок космических аппаратов нано-класса / Д.В. Скворцов, С.Н. Краснощеков, Д.В. Вилисов // Сборник алгоритмов и программ прикладных задач. – СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского. – 2017.– Вып. 34. – С. 13–21.

4. Постановление Правительства РФ от 24 ноября 2016 года №1240 «Об установлении государственных систем координат, государственной системы высот и государственной гравиметрической системы»: офиц. текст. – М.:Маркетинг, 2017. – 21 с.

5. Власов, С. А. Теория полета космических аппаратов / С.А. Власов, П.А. Мамон. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. – 435с.

6. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихомирова.– М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.

7. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Стандартинформ, 2007. – 32 с.

8. Results from the Planet Labs Flock Constellation / C.R. Boshuizen [et al.] // Proc. Of 28 Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC14-I-1.

9. Foster, C. Orbit Determination and Differential-Drag Control of Planet Labs CubeSat Constellation / C. Foster, H. Hallam, J. Mason // AAS 15-524.

3 2018.indd 156 26.09.2018 10:05:53