Моделирование влияния изменяемой геометрии сверхмалых космических аппаратов на аэродинамическую силу

Simulation of impact of variable geometry of very small space vehicles on aerodynamic force

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

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат – very small space vehicle; программно-моделирующий комплекс – software simulation complex.

Введено понятие изменяемой геометрии сверхмалых космических аппаратов (СМ КА). Представлены результаты численного моделирования влияния изменяемой геометрии СМ КА на величину аэродинамической силы для различных вариантов комплектования СМ КА, диапазона изменения угла атаки и определенного слоя высот орбит.

Concept of very small space vehicles (VS SV) geometry is introduced. The results of numerical simulation of VS SV variable geometry impact on aerodynamic force values for various options of VS SV, angle-of-attack range and certain layer of orbital height are presented.

Введение

В настоящее время особый интерес проявляется к сверхмалым космическим аппаратам (СМ КА), вплоть до нано- и пикоспутников [1, 2]. При их разработке особое значение приобретают задачи ориентации и стабилизации. При решении этих задач в особый круг [3] выделяются пассивные системы ориентации и стабилизации, которые не требуют расхода рабочего тела и энергии. При этом, поскольку большинство СМ КА запускаются на низкие околоземные орбиты, отмечается целесообразность использования аэродинамических сил.

Выявлено [4], что значение обусловленного аэродинамическим моментом углового ускорения СМ КА на один–два порядка выше, чем у спутников большого размера и массы (при одинаковом значении относительного запаса статической устойчивости). Это расширяет диапазон высот, на которых аэродинамический момент, действующий на СМ КА, является преобладающим, и его можно использовать для ориентации спутника по набегающему потоку. Следует отметить, что задача аэродинамической стабилизации наноспутника класса CubeSat решается как в детерминированной [5], так и в вероятностной постановке [6]. В основном такие алгоритмы решают задачи управления путем разворота СМ КА вдоль продольной оси. Такое управление неминуемо ведет к боковому сносу СМ КА.

Постановка задачи

Настоящая статья посвящена моделированию и исследованию вопросов влияния изменяемой геометрии СМ КА на действующую на него аэродинамическую силу. Поэтому в работе поставлена задача разработки модели и на ее основе проведение численных экспериментов по выявлению зависимости величины аэродинамической силы действующей на СМ КА от изменения его геометрии.

Под изменяемой геометрией понимаем изменение положения панелей солнечных батарей относительно центрального блока СМ КА, т.е. возможность управления углом атаки панелей солнечных батарей.

В качестве СМ КА рассмотрен аппарат, не имеющий двигательных установок, который движется по круговой орбите радиуса r_0 с орбитальной угловой скоростью $\omega = \sqrt{\mu / r_0^3}$, где μ – гравитационная постоянная Земли. Считаем, что система ориентации и стабилизации обеспечивает стабилизацию и трехосное ориентирование СМ КА.

При моделировании будем считать, что взаимодействие частиц атмосферы с СМ КА проходит механическим путем по двум схемам: зеркальная – отражение молекул атмосферы является абсолютно упругим; диффузная – абсолютно неупругое столкновение. Для плоского участка поверхности используется модель аэродинамической силы [7] следующего вида:

$$f = -\frac{1}{2m} C\rho V^2 S \left\{ (1-\varepsilon)(e_V, n)e_V + 2\varepsilon(e_V, n)^2 n + (1-\varepsilon)\frac{v}{V}(e_V, n)n \right\}$$

1-2020.indd 81 26.02.2020 15:10:11

где

m – масса СМ КА;

C – коэффициент аэродинамического сопротивления;

ρ – плотность атмосферы на расстоянии r_0 от центра Земли;

V – скорость набегающего потока;

S – площадь СМ КА по направлению набегающего потока атмосферы;

n – единичный вектор, направленный по вектору аэродинамической силы;

e_v – единичный вектор, направленный по скорости набегающего потока, и в орбитальной системе координат $e_v = [1\ 0\ 0]^T$;

$\varepsilon, \eta = \frac{v}{V}$ – параметры взаимодействия частиц атмосферы с поверхностью СМ КА.

В [8] исследована возможность управления (u) СМ КА путем изменения площади СМ КА по направлению к набегающему потоку (S), за счет дискретного режима ориентации. Дискретный режим ориентации подразумевает ориентацию СМ КА в двух положениях (рис. 1, 2). При этом управление

$$u(t) = f(S)\ S \in \{S_{\min}, S_{\max}\}\ \forall t \in [0, t_k],$$

где

$[0, t_k]$ – интервал моделирования;

$S_{\min}$ – площадь при положении СМ КА, показанном на рис. 1;

$S_{\max}$ – площадь при положении СМ КА, показанном на рис. 2.

Воспользуемся определенной в [9] системой координат. Начало системы координат (рис. 3) поместим в центр масс СМ КА. Ось Oz направлена от центра Земли. Ось Oy направлена по нормали к плоскости орбиты, так что при $\varphi = \pi/2$ нормаль к плоскости солнечных батарей лежит в плоскости орбиты (xOz), а при $\theta = 0$ на солнечные батареи не действует аэродинамическая сила. Ось Ox дополняет тройку до правой.

При этом вектор аэродинамической силы зависит от угла атаки θ. Будем считать, что угол атаки изменяется в пределах $\theta \in \left[0; \frac{\pi}{2}\right]$, а аэродинамическая сила раскладывается на силу лобового сопротивления и подъемную силу.

СМ КА представим в виде двух составляющих частей:

· центральный блок “CubeSat 3U”, ориентирован под углом $\theta = \frac{\pi}{2}$;

· панели солнечных батарей (на рис. 5 отрезок AB), ориентированы под углом $\theta \in \left[0; \frac{\pi}{2}\right]$.

С учетом этого определим составляющие аэродинамической силы, действующей на СМ КА ($f_а$), как сумму аэродинамических сил действующих на центральный блок ($f_{цб}$) и на солнечные батареи ($f_{сб}$): $f_а = f_{цб} + f_{сб}$.

1. Для центрального блока:

. $\varphi = \frac{\pi}{2}; \theta = \frac{\pi}{2}$

· вектор нормали центрального блока (рис. 5) $n_{цб} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$.

· аэродинамическая сила действующая на центральный блок:

$$f_{цб} = k\frac{S_{цб}}{m}\begin{bmatrix} -\varepsilon + \eta(\varepsilon - 1) - 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

где

$$k = \frac{1}{2}C\rho V^2;$$

$S_{цб}$ – площадь боковой грани центрального блока.

1. Для солнечных батарей:

$$-\varphi = \frac{\pi}{2};\ \theta \in \left[0; \frac{\pi}{2}\right]$$

– вектор нормали солнечных батарей (рис. 5)

$$n_{сб} = \begin{bmatrix} \sin\theta \\ 0 \\ \cos\theta \end{bmatrix}.$$

– аэродинамическая сила действующая на солнечные батареи:

$$f_{сб} = k\frac{S_{сб}}{m}\begin{bmatrix} -2\varepsilon(\sin\theta)^3 + \eta(\varepsilon - 1)(\sin\theta)^2 + (\varepsilon - 1)\sin\theta \\ 0 \\ -\cos\theta\sin\theta(\eta - \varepsilon\eta + 2\varepsilon\sin\theta) \end{bmatrix},$$

где

$$k = \frac{1}{2}C\rho V^2;$$

$S_{сб}$ – площадь солнечных батарей.

Таким образом, СМ КА представляет собой сборку, состоящую из центрального блока и двух панелей солнечных батарей, каждая из которых состоит из набора стандартных солнечных блоков (на рис. 4 представлен СМ КА, у которого панели солнечных батарей состоят из трех блоков).

Исходные данные численного моделирования

Моделирование проводилось на программном комплексе имитационного моделирования [10], в который включен разработанный алгоритм, для различных вариантов:

· комплектования СМ КА;

· диапазона изменения угла θ;

· заданного слоя высот орбит h.

1-2020.indd 82 26.02.2020 15:10:12

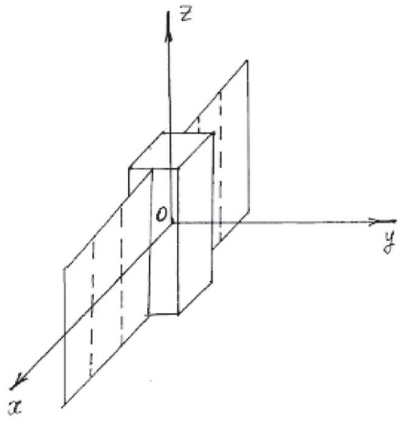

Рис. 1. Ориентация СМ КА с площадью Миделевого сечения равным S_{min}

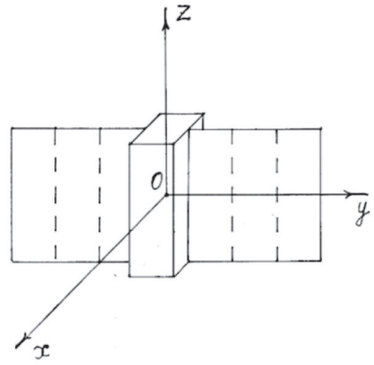

Рис. 2. Ориентация СМ КА с площадью Миделевого сечения равным S_{max}

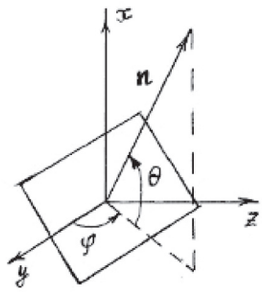

Рис. 3. Углы задания ориентации нормали к плоскости в выбранной системе координат

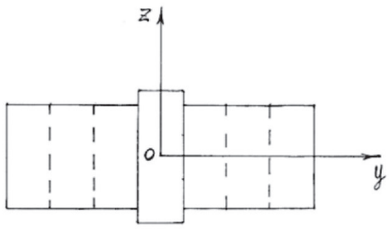

Рис. 4. Ориентация СМ КА в плоскости yOz

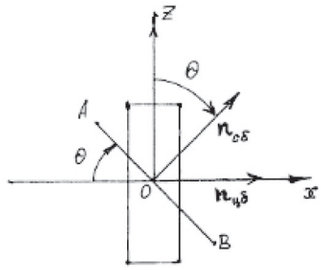

Рис. 5. Ориентация солнечных батарей под углом Θ

1-2020.indd 83 26.02.2020 15:10:12

Таблица 1

Параметры моделирования

Общие константы		
Средний радиус Земли [11], R_z		6371,0 км
Гравитационная постоянная Земли [11] (ПЗ-90.11), **μ**		398600,4418 км^3/с^2
Параметры СМ КА		
Масса СМ КА, $m_{ка}$		$m_{ка} = m_{цб} + m_{сб}$
Коэффициент аэродинамического сопротивления, $C_а$		2,0
Центральный блок (типа “CubeSut 3U”)		
Масса, $m_{цб}$		3,7 кг
Площадь боковой грани, $S_{цб}$		0,03 м^2
Солнечная батарея		
Количество панелей, $n_п$		2
Количество блоков в панели, $n_{бл}$		[3(1)6]
Масса блока солнечной батареи, $m_{сб}$		0,1кг
Площадь блока солнечной батареи, $S_{бсб}$		0, 03 м^2
Площадь солнечной батареи, $S_{сб}$		$S_{сб} = n_п * n_{бл} * S_{бсб}$
Параметры модели силы аэродинамического сопротивления		
Диапазон изменения угла наклона солнечных панелей, **θ**		$\left[0; \frac{\pi}{2}\right]$
Параметры взаимодействия частиц	ε	0,1

1 2020.indd 84 26.02.2020 15:10:13

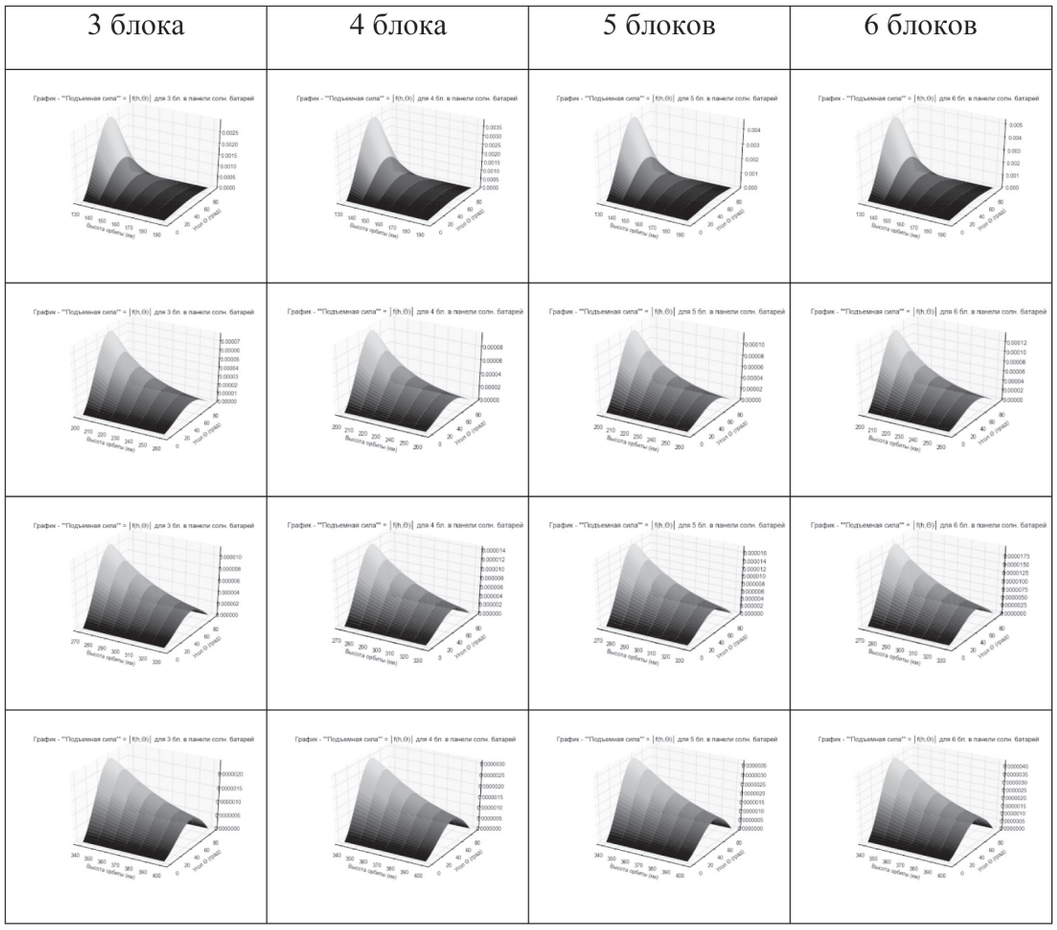

Рис. 6. Величины $f_a = f(h, \theta)$ для различного количества блоков в панели солнечных батарей

Полный набор параметров моделирования приведен в таблице 1.

Результаты численного моделирования

В серии экспериментов рассчитывались сила лобового сопротивления и подъемная сила в зависимости от количества блоков в солнечных панелях, высоты орбиты и угла атаки, под которым выставлялись панели солнечных батарей. Результаты численных экспериментов приведены на рис. 6.

Для дальнейшего анализа результатов численных экспериментов на рис. 7 представлены срезы экспериментальных данных для подъемной силы по всему рассматриваемому диапазону высот.

Анализ данных (рис. 7) показал, что максимальные значения подъемной силы наблюдаются при угле атаки 52°. Срез данных подъемной силы и дополнительные расчеты силы лобового сопротивления для угла атаки, равного 52°, по заданному диапазону высот и для различной комплектации солнечных батарей представлены на рис. 8.

Из графиков (рис. 8) видно, что аэродинамическая сила на высотах более 230 км имеет очень низкие значения. Для более наглядного представления изменения максимальных значений аэродинамической силы приведем графики ее изменения для различных диапазонов высоты орбиты и различного количества блоков в панелях солнечных батарей.

Из значений рис. 9 видно, что при добавлении в панель блоков солнечных батарей наблюдается существенное (более 25 % , см. табл. 2) увеличение аэродинамической силы. В таблице представлены приращения аэродинамической силы по отношению к варианту 1 с комплектацией СМ КА по 3 блока в каждой панели солнечных батарей

Анализируя результаты моделирования, необходимо отметить:

· под изменяемой геометрией СМ КА принята возможность управления углом атаки панелей солнечных батарей;

1 2020.indd 85 26.02.2020 15:10:13

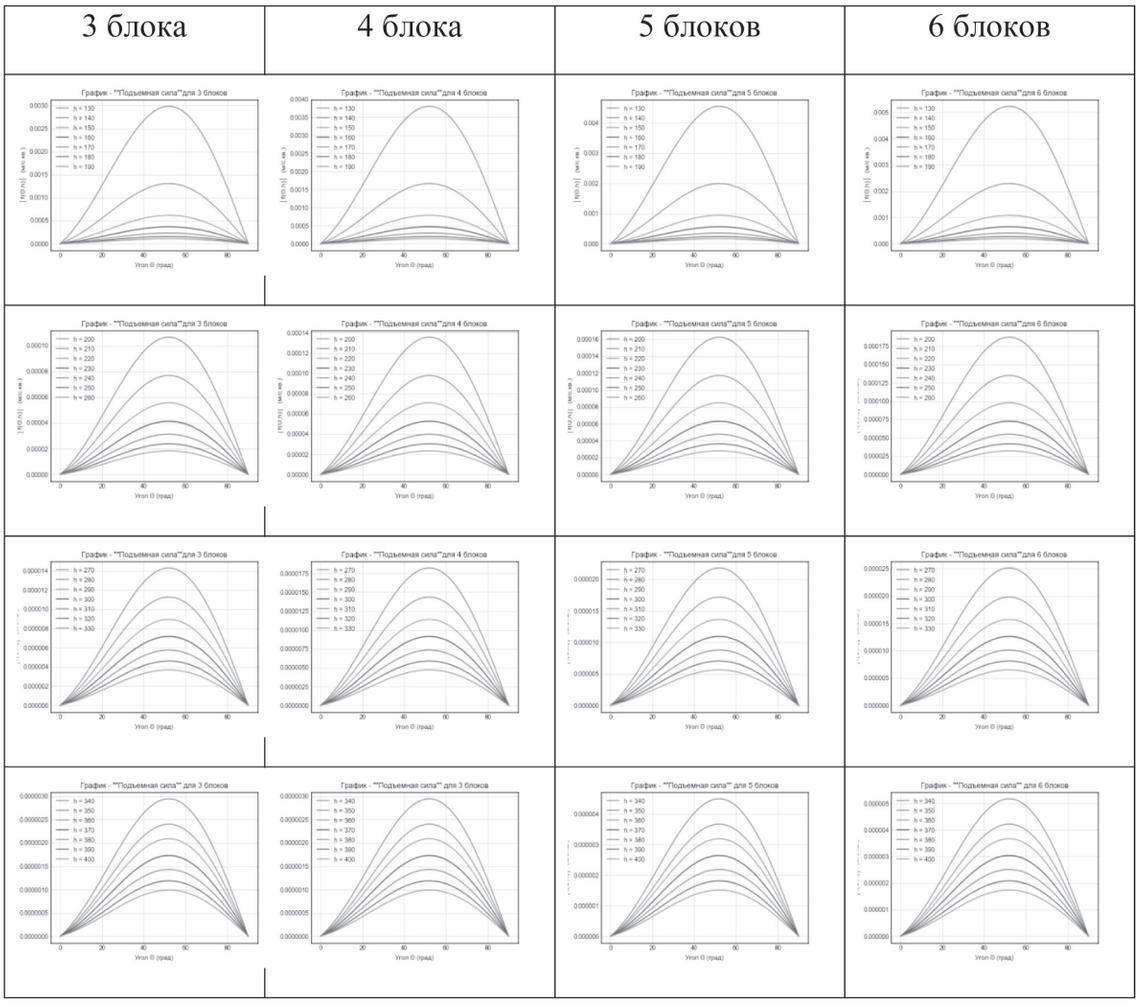

Рис. 7. Зависимости подъемной силы от угла атаки для заданного диапазона высот орбиты

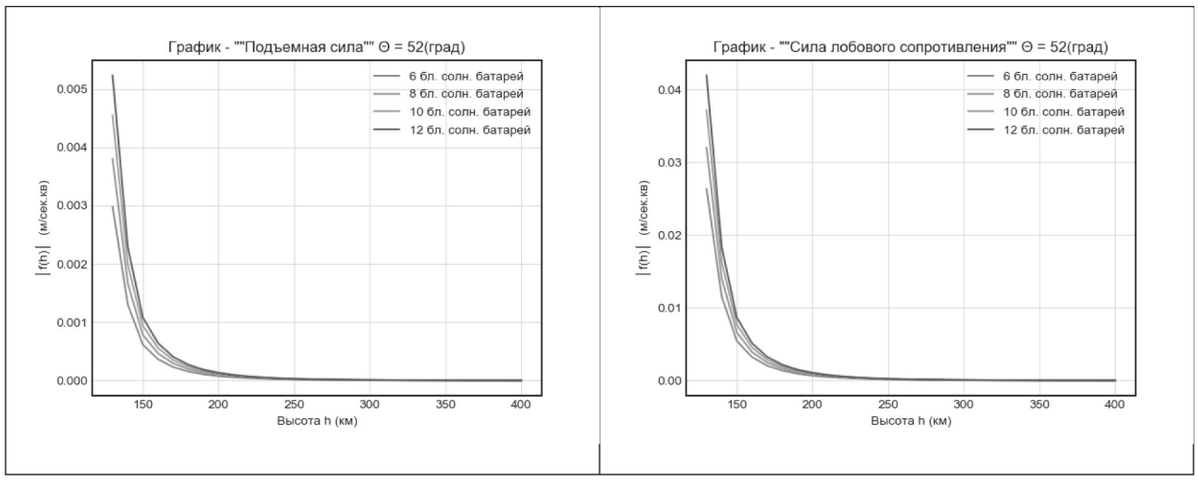

Рис. 8. Зависимости максимальных значений (при θ=52°) подъемной силы и силы лобового сопротивления от высоты орбиты

1 2020.indd 86 26.02.2020 15:10:14

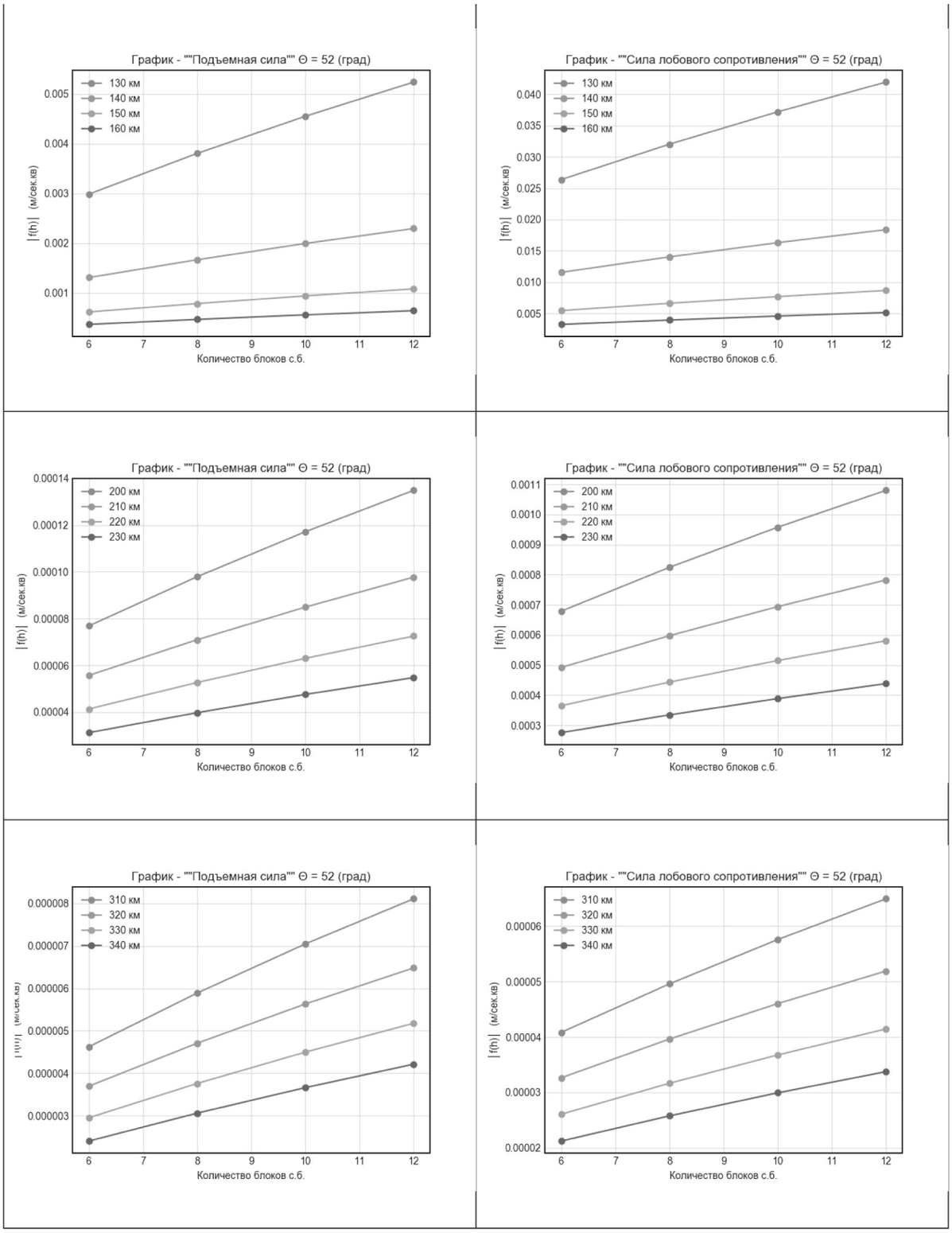

Рис. 9. Зависимости максимальных значений (при θ=52°) подъемной силы и силы лобового сопротивления от различной компоновки панелей солнечных батарей

1 2020.indd 87 26.02.2020 15:10:14

Таблица 2

Приращение аэродинамической силы в зависимости от количества блоков в панели солнечных батарей

Номер варианта комплектации солнечных батарей	Количество блоков в панели солнечных батарей	Приращение значения подъемной силы (%)	Приращение значения силы лобового сопротивления (%)
1	3	0	0
2	4	27.41	21.45
3	5	52.48	41.08
4	6	75.51	59.11

· зависимости значения аэродинамической силы (рис. 5, 6) от угла атаки носят непрерывный характер, что дает право сделать вывод о возможности создания алгоритмов управления с плавной регулировкой ориентации и стабилизации СМ КА, без дополнительного бокового сноса;

· максимальные величины подъемной силы и силы лобового сопротивления (рис. 6, 7) наблюдаются при угле атаки 52°;

· с увеличением высоты орбиты аэродинамические подъемная сила и сила лобового сопротивления (рис. 8) резко уменьшаются, что должно привести к увеличению времени результативного управления СМ КА;

· увеличение количества блоков в каждой панели солнечных батарей существенно увеличивает значение аэродинамической силы, что подтверждают данные, представленные на рис. 9 и в таблице 2.

Заключение

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

· Предложенный подход отличается возможностью реализации непрерывного, плавного аэродинамического управления СМ КА.

· Решение поставленной задачи осуществляется за счет изменения геометрии СМ КА.

· Результаты численных экспериментов показали эффективность применения предложенного подхода для низкоорбитальных СМ КА.

· В условиях повышенного внимания к выполнению задач развертывания и поддержания низкоорбитальных группировок СМ КА дальнейшие исследования должны быть направлены на детальную разработку технических решений по реализации предложенного подхода.

Литература

1. Романов, А. А. Перспективы разработки малоразмерных космических аппаратов различного целевого назначения АО „Российские космические системы“ / А.А. Романов, А.С. Селиванов, А.Е. Тюлин // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 415–422.

2. Шариткин, Ю. Н. Анализ и концепция развития космических аппаратов нанокласса за рубежом и в России / Ю.Н. Шариткин //Лесной Вестник. – 2015. – № 3. – С. 95–100.

3. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли / Н.Н. Севастьянов [и др.] // Труды МФТИ. – 2009. – Т. 1. – № 3. – С. 14–22.

4. Белоконов, И. В. Особенности движения низковысотного аэродинамически стабилизированного наноспутника / И.В. Белоконов, И.А. Тимбай, У.М. Оразбаева // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 507–512.

5. Aerodynamic Stability for CubeSats at ISS Orbit / S. A. Rawashdeh [et al.] // JoSS. – 2013. – Vol. 2, No. 1. – P. 85–104.

6. Белоконов, И. В. Выбор проектных параметров аэродинамически стабилизированного наноспутника / И.В. Белоконов, И.А. Тимбай // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 450–458.

7. Белецкий, В. В. Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников / В.В. Белецкий, А.М. Яншин. – Киев: Наук. думка, 1984. – 188 с.

8. Краснощеков, С. Н. Исследование возможности аэродинамического управления структурой группировки сверхмалых космических аппаратов / С.Н. Краснощеков, Д.В. Скворцов, И.В. Осипова // Информация и Космос. – 2018. – № 3. – С. 147–156.

1-2020.indd 88 26.02.2020 15:10:14

9. Иванов, Д. С. Исследование алгоритма управления пространственным движением группы спутников с помощью аэродинамической силы / Д.С. Иванов, М.С. Кушнирук // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2017. – № 53.

10. 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.

11. Астрономический ежегодник на 2015 год. – СПб.: ИПА РАН, 2014. – 683с.

1-2020.indd 89 26.02.2020 15:10:14