УДК 52-323.8 Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-537-549

Для цитирования: Лукьянов М. М., Зуев Д. М. Рассмотрение возможности стабилизации относительного движения наноспутников под действием активного аэродинамического управления // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 3. С. 537–549. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-537-549.

For citation: Lukyanov M. M., Zuev D. M. [Estimation of the possibility of matching the relative motion of nanosatellites under active aerodynamic control]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 537–549. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-537-549.

Рассмотрение возможности стабилизации относительного движения наноспутников под действием активного аэродинамического управления

М. М. Лукьянов*, Д. М. Зуев

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31 *E-mail: mishka.1255555@mail.ru

В статье рассмотрены перспективы применения аэродинамического управления для поддержания формации наноспутников класса CubeSat. Целью данной работы является оценка границ применения активного аэродинамического контроля для стабилизации относительного движения двух аппаратов CubeSat 3U на солнечно-синхронной орбите высотой 570 км. Проведен обзор теоретических сведений об аэродинамических силах, действующих на искусственные спутники Земли, в рамках которого рассмотрены модели верхней атмосферы Земли. Рассмотрены аспекты построения дифференциальной силы лобового сопротивления для наноспутников в качестве исполнительного механизма активного управления. Для исследования орбитального движения спутников под действием аэродинамического управления с помощью программы General Mission Analysis Tool смоделирован групповой полет двух космических аппаратов с учетом факторов, вызывающих возмущения орбит. По результатам экспериментов изучена динамика межспутникового расстояния и сделан вывод о возможности применения аэродинамической дифференциальной силы для стабилизации относительного движения.

Ключевые слова: CubeSat, групповой полет, дифференциальная сила, аэродинамическое сопротивление, GMAT.

Estimation of the possibility of matching the relative motion of nanosatellites under active aerodynamic control

M. M. Lukyanov^{*}, D. M. Zuev

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation *E-mail: mishka.1255555@mail.ru

The article discusses the prospects of utilization of aerodynamic control to maintain the formation of nanosatellites of the CubeSat class. The purpose of this work is to estimate the limits of the application of active aerodynamic control to stabilize the relative motion of two CubeSat 3U satellites in a sunsynchronous orbit with a height of 570 km. A review of theoretical information about aerodynamic forces acting on artificial Earth satellites is carried out, within the framework of which models of the Earth's upper atmosphere are considered. Aspects of creating a differential drag force for nanosatellites as an active control actuating mechanism are considered. To study the orbital motion of satellites under the action of aerodynamic control using the General Mission Analysis Tool program, a group flight of two spacecraft was simulated taking into account the factors causing orbital disturbances. Based on the results of experiments, the dynamics of the inter-satellite distance was studied, and a conclusion was made about the possibility of using an aerodynamic differential force to achieve a stable relative motion.

Keywords: CubeSat, formation flight, differential force, aerodynamic drag, GMAT.

Введение

Для космических миссий, в которых задействованы несколько спутников, имеющих совместную инфраструктуру, NASA предложило термин «мультиспутниковые». В настоящее время мультиспутниковые миссии набирают популярность в ракетно-космической отрасли. Они позволяют решать широкий спектр задач, которые не могут быть выполнены с использованием одного аппарата. Малые космические аппараты (MKA), такие как наноспутники класса CubeSat [1], подходят для построения многоспутниковых конфигураций на орбите за счет наличия унифицированной платформы и низкой стоимости производства и запуска [2]. Группу небольших спутников можно рассматривать в качестве выгодной альтернативы более крупному и дорогостоящему аппарату для применения в таких направлениях, как дистанционное зондирование Земли, исследование верхних слоев атмосферы, изучение радиационной обстановки и проведение других научных экспериментов, а также развертывание антенных систем с синтезированной апертурой [3; 4].

Миссии, в которых задействованы несколько спутников, можно разделить на две категории: спутниковые группировки (constellation missions) и спутниковые формации (formation flying missions) [5]. Использование спутниковых группировок позволяет обеспечить наибольшее покрытие Земли. При этом положение каждого спутника контролируется отдельно относительно заданной точки. Группировки космических аппаратов (KA) подразделяются на контролируемые, в которых каждый спутник активно поддерживает свое местоположение (например, ГЛОНАСС), и неконтролируемые, в которых не происходит активного контроля над положением спутников. В отличие от группировок, спутниковые формации предполагают наличие контроля межспутникового расстояния, а также относительной ориентации космических аппаратов. Построению формации мешают возмущения спутниковых орбит, обусловленные влиянием несферичности гравитационного потенциала Земли, атмосферным сопротивлением, давлением солнечного излучения и гравитационного притяжения других тел [6]. Эти возмущения могут привести к быстрому удалению спутников друг от друга.

Традиционные системы управления полетом позволяют осуществлять сеанс связи с КА, только когда он находится в зоне радиовидимости одной из доступных наземных станций. Поэтому большую часть полетного времени связь с аппаратом отсутствует. Одним из вариантов решения этой проблемы является организация межспутниковой радиолинии в архитектуре системы связи. При достаточном количестве спутников в формации можно обеспечить круглосуточную линию связи наземного комплекса с любым КА. Формации с межспутниковой коммуникацией позволяют снижать задержки при доступе информации к потребителю и обеспечивать доступ к информационным сервисам реального времени [7]. Для реализации сеансов радиосвязи между спутниками необходимо удерживать их на определенном расстоянии, на котором будет возможна передача сигнала от одного спутника к другому. В контексте этой проблемы наиболее отчетливо выражена необходимость применения активных средств управления межспутниковым расстоянием.

Построение и поддержание строя на орбите могут выполняться с применением двигательных установок (ДУ). Однако в случае аппаратов CubeSat их использование оказывается затруднительным из-за строгих ограничений по массе, объему и мощности платформы CubeSat [8]. Альтернативой является аэродинамическое управление относительным движением, выполняемое за счет разности сил лобового сопротивления, приложенных к спутникам. Эта разность сил, называемая дифференциальной силой, обеспечивается посредством изменения ориентации КА относительно вектора его скорости и, следовательно, изменения его поперечного сечения (миделя). Преимущества аэродинамического контроля заключаются в отсутствии необходимости расхода топлива, низких рисках механических повреждений, а также низкой стоимости реализации относительно дорогостоящих ДУ.

Целью данной работы является оценка границ применения активного аэродинамического контроля для поддержания формации, состоящей из двух аппаратов класса CubeSat, имеющих форм-фактор 3U на орбите высотой 570 км.

Физические основы аэродинамики орбитального движения космических аппаратов

Аэродинамическое воздействие, испытываемое спутниками на низкой околоземной орбите (HOO), можно разделить на две составляющие – это сила лобового сопротивления, направленная против вектора скорости и, так называемая, подъемная сила, перпендикулярная плоскостям, с которыми сталкиваются молекулы атмосферы (рис. 1) [9].



Рис. 1. Аэродинамические силы, действующие на тонкую пластину [10]

Fig. 1. Aerodynamic forces acting on a thin plate [10]

Малое сопротивление атмосферы является постоянно действующей силой и по истечении большого времени может существенно изменить параметры орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ). Сила сопротивления может быть выражена в направлении, противоположном скорости спутника \vec{v} :

$$F_{drag} = ma_{drag} = -\frac{1}{2}\rho C_D A_{ref} \left| \vec{v} \right|^2, \tag{1}$$

где ρ – плотность атмосферы; *m* – масса спутника; *C*_D – коэффициент лобового сопротивления; *A*_{ref} – эталонная миделева площадь спутника.

Формула (2) говорит о том, что сила аэродинамического сопротивления зависит от параметров, определяемых высотой орбиты (плотности атмосферы и скорости набегающего потока), а также от баллистических параметров спутника. К ним относятся масса спутника, а также его коэффициент лобового сопротивления и миделева площадь, которые определяются формой аппарата и его ориентацией относительно набегающего потока. Их удобно представлять в виде баллистического коэффициента:

$$B_C = \frac{m}{C_D A_{ref}} \,. \tag{2}$$

Разделив части уравнения (2) на величину массы спутника и выразив его баллистические параметры через баллистический коэффициент, запишем выражение для ускорения, вызываемого силой сопротивления:

$$a_{drag} = -\frac{\rho |\vec{v}|^2}{2B_C} \,. \tag{3}$$

Таким образом, воздействие атмосферного торможения на КА тем больше, чем меньше величина баллистического коэффициента. Учет значения данного параметра при проектировании формы КА и его массы позволит определить величину оказываемого на него аэродинамического воздействия.

Для определения плотности атмосферы р используются различные модели. Они могут быть реализованы как для численных, так и для приближённых аналитических расчетов в окрестностях опорной высоты. Эти стандарты определяют плотность атмосферы в зависимости от заданного времени, высоты орбиты, широты и долготы, а также уровня солнечной активности, влияющей на параметры верхних слоев земной атмосферы [11]. Модели верхней атмосферы включают широтные, сезонные, геомагнитные и солнечные эффекты. Учитываются вариации атмосферного сопротивления, включая эффекты суточных вариаций, наклон Земли, 27-дневный солнечный цикл (связанный с периодом его вращения), 11-летний солнечный цикл, полугодовые и сезонные вариации, циклические вариации в 11 солнечном цикле.

Широкое применение в космической отрасли получили модели Jacchia. База данных, лежащая в основе Jacchia, состоит из табулированных эмпирических профилей температуры, состава, плотности и давления в зависимости от высоты в диапазоне от 90 до 2500 км [12]. Модель Jacchia основана на данных спутниковых акселерометров, а также данных о лобовом сопротивлении, полученных в результате наземного слежения за различными спутниками.

Модели класса MSIS (Mass Spectrometer-Incoherent Scatter Radar) [13] основаны на данных о составе, температуре и общей плотности массы верхней атмосферы, накопленных за более чем двадцатилетний промежуток времени. Инструментами, с помощью которых проводились исследования состава атмосферы и ее температуры, являлись соответственно спутниковый массспектрометр и наземный радар некогерентного рассеяния. Модель NRLMSISE-00 является новейшей моделью из класса MSIS [14]. Данная модификация сочетает в себе преимущества как своих предшественников из класса MSIS, так и моделей Jacchia за счет сочетания и дополнения базы данных, на которых они основаны.

ГОСТ Р 25645.166–2004 основан на данных о лобовом сопротивлении ИСЗ [15]. В нем для расчетов применяется простая аналитическая формула с коэффициентами, выражающими изменение плотности атмосферы в течение солнечного цикла, суточные колебания солнечной активности и геомагнитного индекса. Коэффициенты табулированы для разных уровней потока солнечного излучения. В данном стандарте также даны рекомендации по использованию модели для баллистического сопровождения спутников и методика расчета коэффициента аэродинамического сопротивления.

Чтобы упростить выражение для подъемной силы, предполагается, что спутник имеет тонкую тормозящую поверхность, намного превышающую размеры остальных элементов формы *CubeSat*, что позволяет игнорировать вклад корпуса в аэродинамическое воздействие на спутник. В этом случае подъемная сила может быть выражена в направлении, перпендикулярном тормозной пластине и зависящем от ее ориентации:

$$F_{lift} = ma_{lift} = -\frac{1}{2}\rho C_L A_{ref} \left| \vec{v} \right|^2, \tag{4}$$

где *C*_{*L*} – коэффициент подъемной силы.

На НОО взаимодействие воздуха со спутником таково, что максимальное значение силы сопротивления почти на порядок больше, чем значение подъемной силы [9]. Прежде всего, это связано с тем, что вращение аппарата сводит на нет влияние подъемной силы. К тому же, спутники с определенной симметричной формой будут иметь тенденцию к нивелированию эффекта аэродинамической подъемной силы. И кроме того, коэффициент подъемной силы, как правило, намного меньше коэффициента лобового сопротивления, что также делает эффект подъемной силы пренебрежимо малым в большинстве случаев. Поэтому, как правило, при разработке алгоритмов управления ею пренебрегают. Однако это приводит к потере потенциальной возможности управления движением вне плоскости орбиты.

Аэродинамические коэффициенты не могут быть точно измерены на орбите. Кроме того, коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы для сложных форм трудно вычислить аналитически. Для определения значений этих коэффициентов разработан метод конечных пластинчатых элементов. Его суть заключается в разложении сложной формы спутника на составляющие простых форм, оценке воздействия аэродинамических сил на каждый отдельно взятый элемент и суммировании рассмотренных эффектов воздействия. Характеристики плоских элементов моделируются с использованием либо экспериментальных данных, либо теоретических моделей, основанных на гиперзвуковых взаимодействиях газа и поверхности. Для того чтобы этот метод был полезным, требуется определение конфигурации КА и его орбиты.

Аэродинамические коэффициенты для простых плоских элементов могут быть оценены с использованием физических моделей взаимодействия газа с поверхностью, что дает различные результаты в зависимости от модельных допущений. В прошлом аэродинамические коэффициенты для простых форм вычислялись с использованием гипертермического приближения. Оно предполагает, что тепловая скорость молекул газа пренебрежимо мала. Однако на высотах от 120 до 600 км средняя тепловая скорость оказывается сравнима с орбитальной скоростью. Позже аэродинамическое сопротивление и подъемная сила рассматривались с использованием теории молекулярного свободного потока [16]. Коэффициенты сопротивления и подъемной силы могут быть смоделированы для простой тонкой пластины с использованием данной теории:

$$C_D = 2 \left[1 + \frac{2}{3} \sqrt{1 + \alpha \left(\frac{T_W}{T_\alpha} - 1 \right)} \cos \theta \right], \tag{5}$$

$$C_L = \frac{4}{3}\sqrt{1 + \alpha \left(\frac{T_W}{T_\alpha} - 1\right)}\sin\theta, \qquad (6)$$

где α – коэффициент аккомодации; T_{α} – температура местной атмосферы; T_w – температура поверхности пластины; θ – угол падения потока газа относительно пластины.

Коэффициент аккомодации α, является параметром, который используется для учета некоторых важных аспектов химического взаимодействия молекул набегающего воздуха с поверхностью КА и определяется как

$$\alpha = \frac{E_{inc} - E_r}{E_{inc} - E_s},\tag{7}$$

где E_{inc} – кинетическая энергия падающей молекулы; E_r – кинетическая энергия отраженной молекулы; E_s – кинетическая энергия отраженных частиц, если бы они были испущены с энергией, обусловленной температурой поверхности спутника.

В условиях свободномолекулярного потока C_D слабо зависит от формы спутника и определяется в основном характером отражения молекул воздуха от поверхности, $C_D \approx 2...2,5$. Разумное значение коэффициента лобового сопротивления составляет 2,2 для типичного КА. Коэффициент лобового сопротивления зависит от формы спутника и характера столкновения молекул воздуха с ним. Однако для оценок продолжительности жизни на длительной орбите изменение C_D в зависимости от высоты орбиты можно смело игнорировать, поскольку процентная ошибка продолжительности жизни на орбите будет довольно небольшой из-за эффектов усреднения относительно принятого значения 2,2.

Относительное движение спутников под действием дифференциальной силы

Дифференциальная сила аэродинамического (лобового) сопротивления – это разность сил сопротивления атмосферы, действующих на каждый из пары КА. Если спутники движутся через атмосферу с одинаковой плотностью, то любое дифференциальное лобовое сопротивление обусловлено различием баллистических коэффициентов рассматриваемых аппаратов.

В данном разделе рассматривается пара спутников, движущихся по близким низким околокруговым орбитам вокруг Земли. Как правило, при анализе относительного движения предполагается, что спутники имеют одинаковую форму с некоторой плоской частью, играющей роль тормозящей пластины. Примером такой плоскости могут являться солнечные панели, а также другие развертываемые механизмы. За счет поворота относительно центра масс изменяется площадь сечения КА относительно набегающего потока, которая определяет величину аэродинамической силы, действующей на него. Если спутники имеют различную ориентацию относительно набегающего потока, то возникает разница между действующими на спутники силами.

Поскольку наноспутники класса CubeSat 3U имеют форму параллелепипеда, изменение его ориентации также меняет величину лобового сопротивления, даже в отсутствии развертывае-



Рис. 2. Изменение площади миделя при изменении ориентации CubeSat

Fig. 2. Changing the midsection area when changing the orientation of the CubeSat мых пластин. Таким образом, за счет изменения взаимной ориентации, например, с помощью установленных на борту маховиков, можно управлять относительным движением центров масс спутников. Дифференциальная сила аэродинамического сопротивления будет определяться разностью в эффективной площади поперечного сечения аппаратов, которой можно достичь благодаря различной ориентации спутников относительно направления движения (и набегающего воздушного потока соответственно). CubeSat 3U имеет размеры примерно $34,5 \times 10 \times 10$ см. Соответственно, его торцевые грани имеют площадь 100 см², а боковые – 100 см². Минимальной силы лобового сопротивления можно достичь, сориентировав такой наноспутник вдоль вектора его скорости. При этом миделева площадь будет равна площади торцевой грани (рис. 2).

При отсутствии контроля ориентации вычисляют среднюю площадь поперечного сечения, предполагая, что положение КА может изменяться равномерно относительно направления скорости. Для спутника формы параллелепипеда средняя площадь может быть вычислена по формуле [17]:

$$CSA = \frac{1}{2} \left(S_1 + S_2 + S_3 \right), \tag{8}$$

где *CSA* – средняя площадь поперечного сечения; *S*₁, *S*₂, *S*₃ – площади сторон аппарата.

Подставляя в формулу (8) площади торцевой и двух боковых граней CubeSat 3U, можно определить, что эффективная площадь поперечного сечения такого спутника будет иметь значение 390 см².

Анализ существующих миссий, применяющих аэродинамическое управление

К настоящему моменту существует опыт нескольких крупных миссий, применявших аэродинамический контроль в качестве единственного средства разведения спутников вдоль одной орбиты и удержания на требуемых относительных расстояниях.

Группировка спутников Flock-1 [18], разработанная компанией Planet Labs Inc., состоит из более чем 100 аппаратов CubeSat форм-фактора 3U. Данные спутники обеспечивают получение изображений Земли с высоким разрешением. 28 спутников Flock-1 были запущены на низкую околоземную орбиту (высота 400 км, наклон 52°) с пусковой платформы NanoRacks CubeSat Deployer Международной космической станции в середине февраля 2014 г.

Управление относительным движением достигается путем модуляции фонового режима ориентации спутников, когда они не создают изображения и не поддерживают связь с наземной станцией. Контроль ориентации солнечных панелей относительно набегающего потока позволяет регулировать площадь поперечного сечения и обеспечивать управляющую дифференциальную силу. Различные режимы ориентации дают разные баллистические коэффициенты, разные темпы аэродинамического снижения орбиты и, следовательно, разные темпы ускорения среднего движения. Контролируя количество времени, которое каждый спутник проводит в режиме с высоким аэродинамическим сопротивлением, можно гарантировать, что все спутники в конечном итоге будут двигаться одинаково, что приведет к нулевой относительной скорости. Регулируя время выполнения маневров с высоким лобовым сопротивлением, можно нацелить каждый спутник на желаемый интервал орбиты относительно его соседей.

В отличие от управления импульсными двигателями, позиционирование спутника на орбите дифференциальным сопротивлением ограничено, поскольку эффективно модулируется только скорость снижения. Номинальные режимы низкого и высокого лобового сопротивления соответствуют граням b и c, соответственно, на рис. 3, перпендикулярным вектору скорости.



Рис. 3. Виды спутника Planet Labs Dove при обращении к встречному потоку: $a - камерой (200 \text{ см}^2); b - солнечными панелями (1950 см}^2); c - боковой панелью (370 см}^2) [18]$

Fig. 3. Types of the Planet Labs Dove satellite when addressing the oncoming flow: $a - \text{camera} (200 \text{ cm}^2); b - \text{solar panels} (1950 \text{ cm}^2); c - \text{side panel} (370 \text{ cm}^2)$

Эти режимы приводят к приблизительному соотношению площадей миделя 5:1. Возможности управления при таком расположении в значительной степени зависят от высоты орбиты и атмосферных условий, но варьируются от $\approx 1 \text{ км/сут}^2$ на 600-километровой солнечно-синхронной орбите до $\approx 50 \text{ км/сут}^2$ и более на 400-километровой орбите под МКС.

Миссия AeroCube-6 [19] представляет собой пару спутников, выведенных на эллиптическую солнечносинхронную орбиту высотой 620–700 км 19 июня 2014 г. Спутники, имеющие форм-фактор 0,5U, оснащены двумя развертываемыми панелями (рис. 4).



Рис. 4. Аппарат AeroCube-6 [19] Fig. 4. AeroCube-6 spacecraft

Данные КА используют аэродинамический контроль для регулирования высоты спутника и межспутникового расстояния. Система ориентации оснащена магнитными катушками. Спутники были запущены в виде единой упаковки размером, аналогичным 1U, и их разъединение произошло уже в процессе орбитального движения. Согласно рис. 3, начальная скорость относительного расхождения спутников составляла 12 км/день (около 0,14 м/с). С помощью орбитальных маневров удалось добиться не только снижения темпов расхождения аппаратов, но и последующего их сближения.

Моделирование орбитального движения спутников

Для проведения моделирования в данной работе используется программный продукт NASA, находящийся в свободном доступе: General Mission Analysis Tool (GMAT) [20]. Данное программное обеспечение позволяет задать состояние спутника в различных формах представления (в декартовых координатах и скоростях, в виде кеплеровых элементов, в сферических и геодезических координатах) и произвести численное моделирование орбитального движения на околоземной орбите.

Расчеты проведены при помощи метода интегрирования Рунге – Кутта 89 порядка с переменным шагом по времени в диапазоне от 0,001 до 2700 с. Использована гравитационная модель EGM-96 с учетом старших сферических гармоник до десятого порядка. В качестве атмосферной модели выбрана MSISE-90 с прогнозными значениями индексов солнечной и геомагнитной активности. Кроме того, в расчетах учтены возмущающие влияния гравитационного воздействия Солнца и Луны, а также давления солнечного излучения.

В рамках моделирования рассматривается динамика межспутникового расстояния двух аппаратов CubeSat 3U массой 4 кг, выведенных на солнечно-синхронную орбиту высотой 567 км. По условиям, спутники движутся в одной орбитальной плоскости наклонением 97,65°. На этапе запуска из пусковой установки спутники зачастую выводятся на орбиту в течение небольшого интервала времени. При кластерном запуске аппараты могут запускаться с интервалом в 1–2 с. Для гарантированного избегания столкновений после запуска, КА запускаются с разной скоростью, что приводит к тому, что их орбиты принимают разные параметры. В результате спутник с большей начальной скоростью будет выведен на более высокую орбиту. При этом он имеет большую величину орбитального периода и поэтому будет отставать от спутника с меньшей начальной скоростью. Смоделированные темпы расхождения свободно ориентированных космических аппаратов после выведения на орбиту показаны на рис. 5.



Рис. 5. Межспутниковое расстояние свободно ориентированных спутников за 140 дней с начальной разностью скорости: I - 0.1 м/c; 2 - 0.2 м/c; 3 - 0.5 м/c; 4 - 1 м/c; 5 - 2 м/c

Fig. 5. The inter-satellite distance of freely oriented satellites in 140 days with an initial velocity difference of: I - 0.1 m/s; 2 - 0.2 m/s; 3 - 0.5 m/s; 4 - 1 m/s; 5 - 2 m/s

Согласно полученному графику, расхождение спутников после запуска тем быстрее, чем больше разница пусковых скоростей.

С течением времени спутники снижаются. При этом плотность атмосферы с уменьшением высоты неравномерно (практически экспоненциально) нарастает, и снижение орбиты ускоряется, что приводит к увеличению разности аэродинамических сил, действующих на спутники, изначально выведенные на разные высоты. Вследствие происходит ускорение расхождения. Этому процессу способствуют факторы возмущения орбит. Данный эффект продемонстрирован на графике зависимости орбитального периода от времени (рис. 6).



Рис. 6. Орбитальные периоды свободно ориентированных спутников с разностью скоростей 2 м/с за 1500 дней:

1 – для спутника с большей начальной скоростью; 2 – для спутника с меньшей начальной скоростью

Fig. 6. Orbital periods of freely oriented satellites with a velocity difference of 2 m/s in 1500 days: I – for a satellite with a higher initial velocity; 2 – for a satellite with a lower initial velocity

На графике, представленном выше, зеленым цветом обозначен спутник с большей начальной скоростью, а красным – спутник с меньшей начальной скоростью. Заметно, что разность орбитальных периодов КА после запуска увеличивается со временем, что свидетельствует об ускорении расхождения вдоль орбиты.

Таким образом, основным критерием, определяющим возможность использования аэродинамического управления для стабилизации относительного положения спутников, является возможность уравнять орбитальные периоды в рамках отведенного времени. Далее приведены результаты моделирования динамики спутников при наличии аэродинамического контроля. Рассматривается способ создания дифференциальной силы путем переведения аппарата, выведенного на более низкую орбиту, в режим с минимальным лобовым сопротивлением, сориентировав его торцевой гранью в направлении движения. В этом случае он будет иметь площадь миделя, равную 100 см², в то время как усредненная величина миделя свободно ориентированного спутника составляет 350 см².

На рис. 7 представлена динамика межспутникового расстояния под действием дифференциальной силы.

Согласно графику, за 12 суток аэродинамическое управление приводит к остановке процесса расхождения спутников, выведенных на орбиту с разницей пусковой скорости в 0,1 м/с. Аппараты перестают удаляться за счет выравнивания их орбитальной высоты. Это вызвано снижением темпов падения спутника, выпущенного на более низкую орбиту, в результате его ориентации в состояние с наименьшим сопротивлением.

Для подведения итогов выполнена оценка границ применения данного метода управления. В качестве критерия, определяющего целесообразность использования аэродинамического контроля, выбрана возможность добиться стабилизации относительного движения спутников в течение года. Согласно моделированию, данный критерий выполняется для спутников, выведенных на орбиту с разницей в начальной скорости вплоть до 2 м/с (рис. 8).



Рис. 7. Изменение межспутникового расстояния спутников с начальной разностью скорости 0,1 м/с: *1* – под действием аэродинамического управления; *2* – без управления

Fig. 7. Changing the inter-satellite distance of satellites with an initial velocity difference of 0.1 m/s: l – under the action of aerodynamic control; 2 – without control





Fig. 8. Orbital periods of satellites under the influence of aerodynamic control: l – for a satellite with a higher initial velocity; 2 – for a satellite with a lower initial velocity

На рис. 8 представлена зависимость орбитальных периодов от времени с момента запуска спутников. Ее выравнивание свидетельствует о стабилизации относительного движения КА, что говорит о принципиальной возможности применения аэродинамического контроля в данных условиях. На следующем этапе построения формации необходимо выполнение аэродинамического маневра, приводящего к сближению наноспутников на заданное расстояние, после чего должно быть выполнено выравнивание орбитальной высоты.

Заключение

Небольшие спутниковые системы позволяют выполнять совершенно новый класс задач в области навигации, связи, дистанционного зондирования и научных исследований. Поскольку

отдельные КА ограничены размерами, массой и мощностью, серийно выпускаемые небольшие спутники в крупных кластерах могут быть полезны во многих научных миссиях, таких как гравитационное картографирование, отслеживание лесных пожаров, поиск водных ресурсов и т. д. Создание формации спутников, требует применения средства управления относительным положением космических аппаратов.

В данном исследовании проведено моделирование динамики расстояния между наноспутниками CubeSat, выведенными на орбиту с разной пусковой скоростью. Приведены графики межспутникового расстояния при условии свободной ориентации аппаратов, а также в режиме аэродинамического управления. Согласно результатам моделирования, аэродинамическая дифференциальная сила применима для построения формации наноспутников данного класса на солнечно-синхронной орбите высотой 570 км. Данный метод способен стабилизировать относительное движение спутников, выведенных на орбиту с разностью скорости вплоть до 2 м/с за год.

Для увеличения возможностей аэродинамического контроля необходимо наличие средства увеличения миделевого сечения КА. Оно может быть реализовано в виде развертываемых панелей (солнечных батарей). В перспективе полученные результаты планируется применить для построения космической миссии ReshUCube-3, в рамках которой будет произведен запуск нескольких аппаратов CubeSat форм-фактором 1U и 3U.

Библиографические ссылки

1. CubeSat [Электронный pecypc]. URL: https://www.cubesat.org (дата обращения: 25.01.2023).

2. A Review of Impending Small Satellite Formation Flying Missions / Bandyopadhyay S., Subramanian G., Foust R. и др. // 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee. 2015. 17 p.

3. Hughes S. P. Preliminary Optimal Orbit Design for the Laser Interferometer Space Antenna (LISA) // Advances in the Astronautical Sciences. 2002. Vol. 111. P. 61–78.

4. Chung S., Miller, D., de Weck, O. ARGOS Testbed: Study of Multidisciplinary Challenges of Future Spaceborne Interferometric Arrays // Optical Engineering. 2004. Vol. 43, No. 9. P. 2156–2167.

5. Review of formation flying and constellation missions using nanosatellites / Bandyopadhyay S., Foust R., Subramanian G. et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. Vol. 53 (3). 12 p.

6. Swarm-Keeping Strategies for Spacecraft Under J2 and Atmospheric Drag Perturbations / Morgan D., Chung S., Blackmore L. et al. // Journal of Guidance. Control, and Dynamics. 2012. Vol. 35, No. 5. P. 1492–1506.

7. Пантелеймонов И. Н. Перспективная методика управления полетом космических аппаратов одной орбитальной группировки с применением межспутниковых радиолиний // Ракетнокосмическое приборостроение и информационные системы. 2018. No. 2. C. 73–83.

8. Horsley M. An investigation into using differential drag for controlling a formation of CubeSats // Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference. Maui, 2011. 18 p.

9. Иванов Д., Кушнирук М. Исследование алгоритма управления пространственным движением группы спутников с помощью аэродинамической силы // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2017. № 53. С. 1–32.

10. Подъемная сила крыла самолета: формула [Электронный ресурс]. URL: https://travelsoul.ru/podemnaa-sila-kryla-samoleta-formula/ (дата обращения: 04.10.2023).

11. Vaughan W., Johnson D., Justus C. Guide to Reference and Standard Atmosphere Models : Tech. Rep. Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. 142 p.

12. Jacchia L. New static models of the thermosphere and exosphere with empirical temperature profiles : Special Report. Cambridge : Smithsonian Astrophysical Observatory, 1970. 87 p.

13. Hedin A. Extension of the MSIS thermosphere model into the middle and lower atmosphere // J. Geophys. Res. 1991. No. 96. P. 1159–1172.

14. Picone J., Hedin A., Drob D. NRLMSISE 00 empirical model of the atmosphere : Statistical comparisons and scientific issues // Journal of Geophysical Research. 2002. Vol. 107, No. A12. 16 p.

15. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М. : ИПК Издательство Стандартов. 2004. 24 с.

16. Harrison S. A free molecular aerodynamic investigation using multiple satellite analysis // Planet. Space Sci. 1996. Vol. 44, No. 2. P. 171–180.

17. Oltrogge D., Leveque K. An evaluation of cubesat orbit decay : Proceedings of 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah, 2011. 12 p.

18. Foster C., Hallam H., Mason J. Orbit Determination and Differential-drag Control of Planet Labs Cubesat Constellations // ArXiv : Space Physics. 2015, 13 p.

19. Gangestad J., Rowen D., Hardy B. Flight Results from AeroCube-6: A Radiation Dosimeter Mission in the 0.5U Form Factor // CubeSat Developers' Workshop. San Luis Obispo. 2016. 18 p.

20. General Mission Analysis Tool (GMAT) v.R2016a [Электронный ресурс]. URL: https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1 (дата обращения: 08.02.2023).

References

1. CubeSat. Available at: https://www.cubesat.org (accessed 25.1.2023).

2. Bandyopadhyay S., Subramanian G., Foust R., Hadaegh F. A Review of Impending Small Satellite Formation Flying Missions. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Kissimmee, 2015, 17 p.

3. Hughes S. P. Preliminary Optimal Orbit Design for the Laser Interferometer Space Antenna (LISA). *Advances in the Astronautical Sciences*, 2002, vol. 111, p. 61–78.

4. Chung S., Miller, D., de Weck, O. ARGOS Testbed: Study of Multidisciplinary Challenges of Future Spaceborne Interferometric Arrays. *Optical Engineering*, 2004, vol. 43, no. 9, p. 2156–2167.

5. Bandyopadhyay S., Foust R., Subramanian G., Chung S., Hadaegh F. Review of formation flying and constellation missions using nanosatellites. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, vol. 53 (3), 12 p.

6. Morgan D., Chung S., Blackmore L., Acıkmese B., Bayard D., Hadaegh F. Swarm-Keeping Strategies for Spacecraft Under J2 and Atmospheric Drag Perturbations. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 5, p. 1492–1506.

7. Panteleimonov I. N. Perspektivnaya metodika upravleniya poletom kosmicheskikh apparatov odnoi orbital'noi gruppirovki s primeneniem mezhsputnikovykh radiolinii [A promising technique for controlling the flight of spacecraft of one orbital grouping using inter-satellite radio lines]. Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy. 2018, no. 2, p. 73–83 (In Russ.).

8. Horsley M. An investigation into using differential drag for controlling a formation of Cube-Sats. *AMOS Technologies Conference*, Maui, 2011, 18 p.

9. Ivanov D., Kushniruk M. Issledovanie algoritma upravleniya prostranstvennym dvizheniem gruppy sputnikov s pomoshch'yu aerodinamicheskoi sily [Investigation of Control Algorithm Using Aerodynamic Force for Satellite Formation Flying Three-Dimensional Motion]. Preprinty IPM im. M. V. Keldysha. 2017, no. 53, p. 1–32.

10. *Pod"emnaya sila kryla samoleta: formula* [Lifting force of a winged aircraft: formula]. Available at: https://travelsoul.ru/podemnaa-sila-kryla-samoleta-formula/ (accessed 04.10.2023).

11. Vaughan W., Johnson D., Justus C. Guide to Reference and Standard Atmosphere Models : Tech. Rep. Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics Publ., 2010, 142 p.

12. Jacchia L. New static models of the thermosphere and exosphere with empirical temperature profiles. Special Report. Cambridge, Smithsonian Astrophysical Observatory, 1970, 87 p.

13. Hedin A. Extension of the MSIS thermosphere model into the middle and lower atmosphere. *Journal of Geophysical Research*, 1991, no. 96, p. 1159–1172.

14. Picone J., Hedin A., Drob D. NRLMSISE 00 empirical model of the atmosphere : Statistical comparisons and scientific issues. *Journal of Geophysical Research*, 2002, vol, 107, no. A12, 16 p.

15. GOST R 25645.166–2004. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli. [State Standard R 25645.166– 2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial earth satellites]. Moscow, IPK Izdatelstvo standartov Publ., 2004. 24 p.

16. Harrison S. A free molecular aerodynamic investigation using multiple satellite analysis. *Planet. Space Sci.*, 1996, vol. 44, no. 2, p. 171–180.

17. Oltrogge D., Leveque K. An evaluation of cubesat orbit decay. *Proceedings of 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah, 2011, 12 p.

18. Foster C., Hallam H., Mason J. Orbit Determination and Differential-drag Control of Planet Labs Cubesat Constellations. *ArXiv* : *Space Physics*, 2015, 13 p.

19. Gangestad J., Rowen D., Hardy B. Flight Results from AeroCube-6: A Radiation Dosimeter Mission in the 0.5U Form Factor. *CubeSat Developers' Workshop*, San Luis Obispo, 2016, 18 p.

20. General Mission Analysis Tool (GMAT) v.R2016a. Available at: https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1 (accessed: 08.2.2023).

© Лукьянов М. М., Зуев Д. М., 2023

Лукьянов Михаил Михайлович – бакалавр; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mishka.1255555@mail.ru.

Зуев Дмитрий Михайлович – старший преподаватель кафедры технической физики, инженер научнопроизводственной лаборатории «Малые космические аппараты»; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: zuevdmitriy93@yandex.ru.

Lukyanov Mikhail Mikhailovich – Bachelor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mishka.1255555@mail.ru.

Zuev Dmitrii Mikhailovich – Senior Lecturer of Applied Physics Department, Engineer of Small Satellites Laboratory; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: zuevdmitriy93@yandex.ru.