

УДК 629.782

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОДДЕРЖАНИЯ ОРБИТЫ ЗУ-КУБСАТА С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОНАГРЕВНОГО ДВИГАТЕЛЯ И МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ

© 2025 г. Д. С. Ролдугин^{1,*}, Д. С. Иванов¹, С. С. Ткачев¹, Я. В. Маштаков¹,
А. В. Хохлов², К. И. Стариков^{2,3}

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

²ООО “Геоскан”, Санкт-Петербург, Россия

³Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург, Россия

*e-mail: rolduginds@gmail.com

Поступила в редакцию 22.03.2024 г.

После доработки 02.04.2024 г.

Принята к публикации 03.04.2024 г.

Рассматривается задача поддержания орбиты ЗУ-кубсата с помощью электронагревного импульсного двигателя и простейшей активной магнитной системы управления ориентацией. Аппарат оснащен только магнитными катушками и магнитометром и не имеет возможности поддержания ориентации оси установки двигателя по касательной к орбите. За счет реализации постоянного дипольного момента и гашения угловой скорости достигается ориентация по вектору геомагнитной индукции. На солнечно-синхронной орбите вблизи узлов такая ориентация близка к ориентации по касательной к орбите. Проводится моделирование движения аппарата с выдачей импульсов коррекции при проходе восходящего узла орбиты. Приведены результаты тестирования двигателя в неуправляемом режиме.

DOI: 10.31857/S0023420625020043, EDN: GOGXTV

1. ВВЕДЕНИЕ

В работе моделируется орбитальное и угловое движение ЗУ-кубсата. Аппарат оснащен относительно мощным электронагревным, работающим в импульсном режиме, двигателем для поддержания орбиты. Необходимо обеспечить выставление оси двигателя по касательной к орбите, минимизируя при этом сложность бортовых алгоритмов. Описанная задача возникла при работе с аппаратом *Геоскан-Эдельвейс* (<https://geoscan.space/ru/geoscan-edelveis>), запущенным 9.VIII.2022. На рис. 1 показан общий вид аппарата. Ближний юнит полностью занят электронагревной двигательной установкой, у которой хорошо видны топливные баки и красное сопло.

Управление угловым движением космического аппарата (КА) осуществляется активной магнитной системой ориентации [1], состоящей из магнитных катушек и магнитометра. Имея последний, в принципе, можно реконструировать

трехосную ориентацию КА, хотя и с невысокой точностью [2–7]. В свою очередь, магнитные катушки в целом способны обеспечить заданную ориентацию КА с точностью в 10–15° при использовании простых алгоритмов с обратной связью [8–11] и с точностью в несколько градусов с применением сложных оптимизационных процедур [12]. Поддержание ориентации, однако, невозможно во время проведения маневра. Это связано с тем, что рассматривается относительно мощный электронагревной двигатель. Он создает возмущающий момент, величина которого существенно больше управляющего момента для параметров установки сопла (смещение точки установки относительно главной оси и ошибка направления) аппарата *Геоскан-Эдельвейс*. Для парирования возникающего возмущающего момента можно попытаться использовать стабилизацию вращением, фактически “усредняя” возмущающее воздействие двигателя. Но оказалось, что при принятых параметрах аппарата *Геоскан-Эдельвейс* поддержание

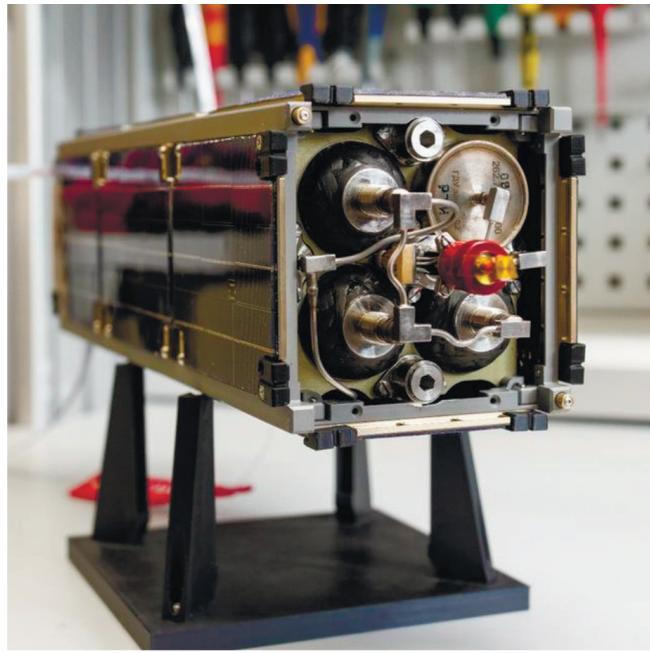


Рис. 1. Аппарат *Геоскан-Эдельвейс*

вращения невозможно из-за слишком большого возмущающего момента.

Поскольку удержание требуемой ориентации – направления оси двигателя по касательной к орбите – невозможно, задачей системы ориентации становится выставление одной оси КА в заданный момент времени и выдача кратковременного

импульса. При этом желательно минимизировать сложность алгоритмов управления. Подходящей стратегией управления является фактически пассивная магнитная ориентация [13, 14]. Магнитные катушки реализуют постоянный дипольный момент по оси установки двигателя и демпфирующий момент. Реализация такого управления обеспечивает отслеживание направления вектора геомагнитной индукции осью двигателя.

2. РАБОТА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ АППАРАТА *ГЕОСКАН-ЭДЕЛЬВЕЙС*

Приведем результаты тестового включения двигательной установки в неориентированном режиме 26.VII.2023. Установка работала в течение четырех секунд в режиме выдачи максимальной тяги, что при полных баках означает около 100–110 мН. На рис. 2 приведены показания акселерометра, на нем виден скачок ускорения по третьей оси при включении двигателя. При этом выявить какое-либо отклонение двигателя от номинального положения невозможно, так как по первой и второй осям изменений в ускорении не наблюдается. Величина приобретенного ускорения составляет около 0.037 м/с^2 , что при массе аппарата в 3 кг означает тягу около 120 мН. При этом максимальная тяга согласно спецификации двигателя составляет 108 мН. На рис. 2 также отражено, что тяга довольно быстро убывает, что

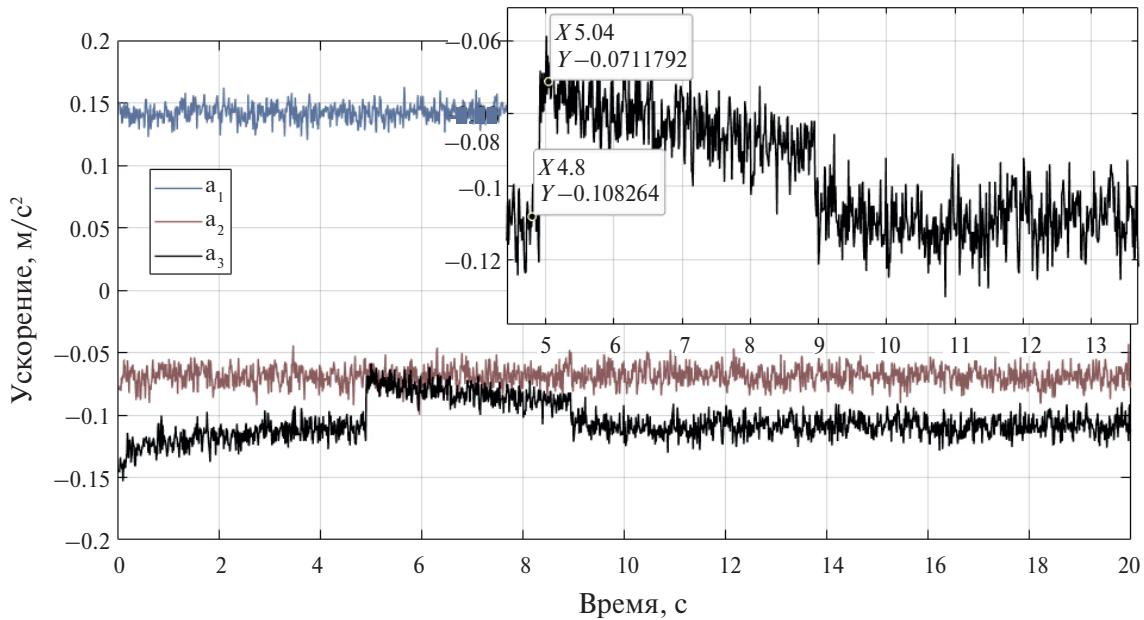


Рис. 2. Показания акселерометра во время выдачи импульса

делает оправданными только короткие включения двигателя на несколько секунд.

Оценить эксцентриситет тяги можно, используя показания датчиков угловой скорости, приведенные на рис. 3. Как видно из этого рисунка, наибольшее вращение аппарата приобрел вокруг первой оси, а значит, вектор тяги двигателя смещен в основном по второй оси. Это согласуется с расчетными данными, согласно которым смещение составляет около 1 мм по второй оси и 0.3 мм по первой оси. Далее, зная примерное изменение скорости $\Delta\omega_1 \approx 1.8^\circ/\text{с}$ в течение $\Delta t = 4$ с, момент инерции $J_1 = 37 \text{ г} \cdot \text{м}^2$ и тягу $f \approx 120 \text{ мН}$, можно оценить плечо силы Δy из соотношения $J_1 \Delta\omega_1 / \Delta t \approx f \Delta y$. Смещение по второй оси составляет, исходя из описанных данных, около 2.4 мм. При этом, согласно расчетным данным, линейное смещение составляет 1 мм, угловое смещение – 20 угловых минут, что также дает вклад около 1 мм в плечо силы. Таким образом, реальный эксцентриситет тяги немного выше расчетного. Более того, из рис. 2 можно видеть, что тяга существенно падает в ходе маневра. Тогда для получения наблюдаемой на рис. 3 закрутки плечо силы должно быть еще больше полученной оценки. Смещение вектора тяги в плоскости Ox_1x_2 строительной системы составляет, по-видимому, 3–4 мм по второй оси и примерно втрое меньше по первой оси (исходя из изменения ω_2 на рис. 3).

3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ И ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ МОДЕЛИ

Космический аппарат движется по оскулиющей орбите. В орбитальном движении принимается во внимание вторая гармоника геопотенциала, сопротивление атмосферы и работа двигательной установки. В угловом движении аппарата учитываются управляемый, гравитационный, аэродинамический моменты и момент, создаваемый двигательной установкой в силу неточности ее расположения в корпусе КА.

Уравнения движения

Движение КА описывается в системе $OX_1X_2X_3$, находящейся в центре Земли. Первая ось системы направлена в точку весеннего равноденствия текущей эпохи, третья ось – по оси вращения Земли. Эту систему на интервале моделирования в несколько дней можно считать инерциальной. С КА связем строительную систему $Ox_1x_2x_3$, ее оси близки к главным центральным осям инерции.

Ориентацию КА (связанной с ним системы $Ox_1x_2x_3$) относительно инерциального пространства (системы $OX_1X_2X_3$) будем описывать с помощью кватерниона ориентации (q_0, \mathbf{q}), вращение КА – с помощью вектора абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$. Динамические уравнения движения спутника с тензором инерции \mathbf{J} в связанных осях:

$$\mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_{\text{гр}} + \mathbf{M}_{\text{аэро}} + \mathbf{M}_{\text{маг}} + \mathbf{M}_{\text{двиг}},$$

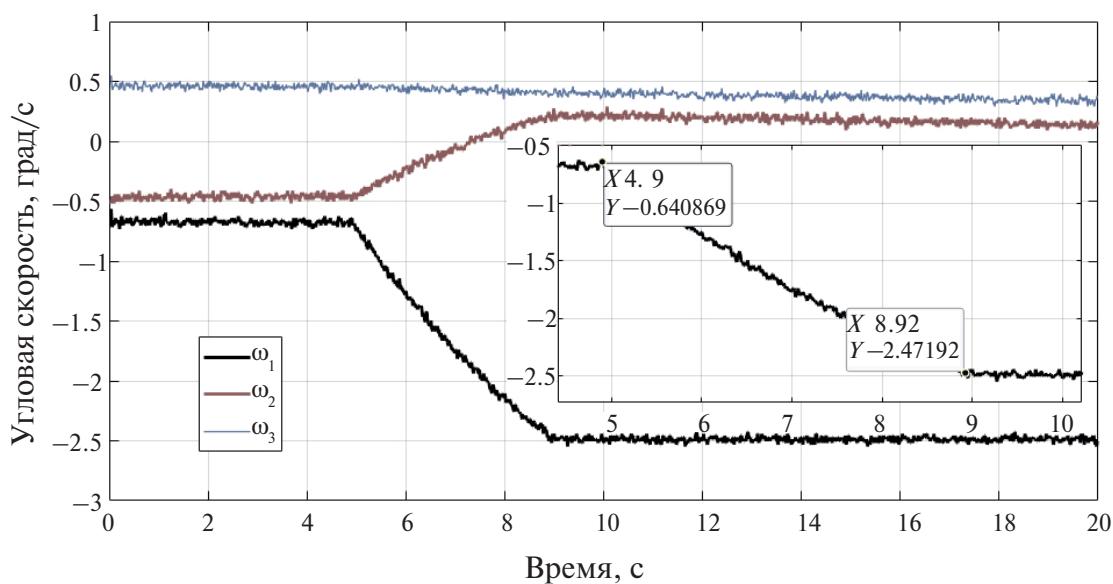


Рис. 3. Угловая скорость во время включения двигателя

где $\mathbf{M}_{\text{гр}}$, $\mathbf{M}_{\text{аэро}}$, $\mathbf{M}_{\text{маг}}$, $\mathbf{M}_{\text{двиг}}$ – гравитационный, аэродинамический, магнитный и обусловленный работой двигателя моменты.

Динамические уравнения дополняются кинематическими соотношениями

$$\begin{aligned}\frac{dq_0}{dt} &= -\frac{1}{2}(\mathbf{q}, \boldsymbol{\omega}), \\ \frac{d\mathbf{q}}{dt} &= \frac{1}{2}q_0\boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2}\mathbf{q} \times \boldsymbol{\omega}.\end{aligned}$$

Орбитальное движение описывается уравнениями

$$\begin{aligned}m \frac{d\mathbf{V}}{dt} &= \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}} + \mathbf{F}, \\ \frac{d\mathbf{r}}{dt} &= \mathbf{V},\end{aligned}$$

где \mathbf{r} – радиус-вектор КА; \mathbf{V} – его скорость; U – силовая функция действующих на аппарат потенциальных сил; \mathbf{F} – непотенциальные силы.

Модели внешней среды

Гравитационное поле

В орбитальном движении учитывается вторая гармоника геопотенциала:

$$U = \frac{\mu}{r} - \frac{\varepsilon}{3r^3}(3\sin^2 \psi - 1),$$

где μ – гравитационный параметр Земли; $\varepsilon = 3\mu R_{\text{ЭКВ}}^2 J_2 / 2$; $J_2 = 1.0828 \cdot 10^{-3}$; ψ – широта точки расчета. Учет большего числа членов в разложении геопотенциала не требуется, так как моделирование проводится на интервалах в несколько дней. Заметное влияние на орбиту КА в такой ситуации может оказаться лишь вторая гармоника.

В угловом движении гравитационное поле принимается центральным, и момент имеет вид

$$\mathbf{M}_{\text{гр}} = 3\omega_{\text{орб}}^2 \mathbf{e}_r \times \mathbf{J} \mathbf{e}_r,$$

где $\omega_{\text{орб}} = \sqrt{\mu/r^3}$ – орбитальная скорость, изменяющаяся в силу изменения радиус-вектора КА на эллиптической орбите; \mathbf{e}_r – направление радиус-вектора.

Сопротивление атмосферы

Сопротивление атмосферы является ключевым фактором в моделировании орбитального движения аппарата. Задача двигательной установки – компенсировать снижение КА из-за торможения в атмосфере. Эффект выдаваемых импульсов в орбитальном движении должен

быть сравним с эффектом естественного снижения аппарата. Поэтому при моделировании применяется весьма точная зеркально-диффузная модель и учитывается текущая ориентация КА относительно набегающего потока.

Взаимодействие набегающего потока с корпусом КА включает зеркальное и диффузное отражение [15]. КА принимается имеющим форму параллелепипеда, и для каждой грани, обращенной к потоку, отражение зависит от ее текущей ориентации. Конкретные формулы, удобные для расчета силы $\mathbf{F}_{\text{атм}}$ в такой постановке, приведены в работе [16]. При этом от ориентации грани относительно потока зависит не только эффективная площадь сечения, но и распределение отраженных частиц. При расчете направления потока принимается во внимание увлечение атмосферы во вращение Землей. Моделирование этого эффекта сводится к вычислению скорости вращения атмосферы вместе с Землей в заданной точке орбиты с радиус-вектором \mathbf{r} . А именно, скорость атмосферы задается формулой $\mathbf{V}_{\text{атм}} = \boldsymbol{\omega}_3 \times \mathbf{r}$, где $\boldsymbol{\omega}_3$ – скорость вращения Земли. Она задается в инерциальной системе координат как $\boldsymbol{\omega}_3 = (0, 0, 7.29211 \cdot 10^{-5}) \text{ с}^{-1}$. Для расчета скорости КА относительно атмосферы используется формула $\mathbf{V}' = \mathbf{V} - \mathbf{V}_{\text{атм}}$. Расчет скорости аппарата \mathbf{V} естественным образом проводится в рамках численного интегрирования уравнений орбитального движения.

Плотность атмосферы рассчитывается по модели ГОСТ Р 25645.166-2004 [17]. В работе используются данные о солнечной активности, близкие солнечной активности на начало 2024 г.

В угловом движении аэrodинамический момент складывается из трех моментов, действующих на грани, обращенные к набегающему потоку. Для одной панели момент приведен в работе [16]. Для получения главного момента сил аэrodинамического сопротивления, действующего на спутник, необходимо просуммировать три момента для граней, вектора нормалей которых составляют острый угол с вектором скорости центра масс спутника.

Магнитный управляющий момент

Момент магнитной природы имеет вид $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$, где дипольный момент \mathbf{m} задает управление, вектор геомагнитной индукции \mathbf{B} вычисляется с помощью полной модели IGRF [18], включающей тринацать гармоник.

Момент со стороны двигательной установки

Момент, возникающий при включении двигательной установки, может оказаться определя-

ющим в угловом движении КА, если центр масс аппарата заметно отстоит от оси установки двигателя. Зададим положение выходного сопла двигателя в строительной системе координат радиус-вектором $\mathbf{r}_{\text{двиг}}$. Направление тяги в теле КА задается углами ρ и σ (рис. 4).

Тогда, если двигатель создает в теле КА тягу \mathbf{f} , момент вычисляется по формуле $\mathbf{M}_{\text{двиг}} = -\mathbf{r}_{\text{двиг}} \times \mathbf{f}$. Если тяга имеет постоянную величину силы f , а ее ориентация в теле КА задается углами согласно рис. 4, то

$$\mathbf{M}_{\text{двиг}} = \mathbf{r}_{\text{двиг}} \times (\sin \rho \cos \sigma, \sin \rho \sin \sigma, \cos \rho) f.$$

Стратегия управления и управляющие моменты

Избежать необходимости определения текущей ориентации можно лишь при полупассивной стабилизации КА. А именно, магнитные катушки задают два момента. Первый момент – постоянный, направленный по строительной оси, совпадающей с осью установки двигателя, $\mathbf{m}_1 = (0, 0, m_0)$. Второй момент – демпфирующий. Поскольку в данном случае используется схема управления без определения ориентации, для демпфирования применяется алгоритм Bdot,

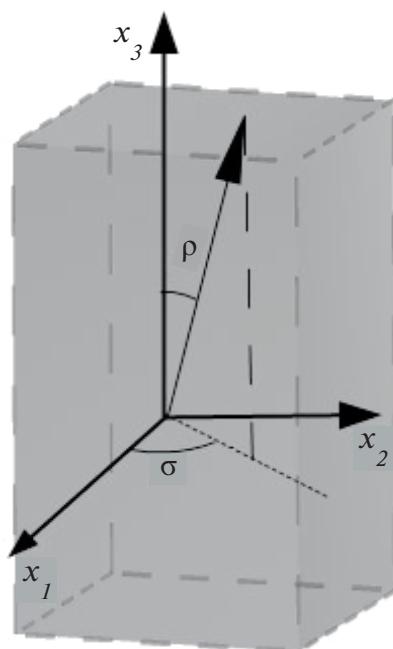


Рис. 4. Ориентация тяги в теле КА

$$\mathbf{m}_2 = -k(\mathbf{B}_k - \mathbf{B}_{k-1})/\Delta t,$$

при этом производная вычисляется по двум разделенным временным интервалом Δt (тактом управления) показаниям магнитометра. В моделировании учитывается нормально распределенный шум в измерениях магнитометра с дисперсией 300 нТл. Разделения тактов управления и определения ориентации не производится.

В результате КА стабилизируется по вектору геомагнитной индукции, хотя ожидаемая точность стабилизации невысока – около десяти градусов. Далее необходимо обратиться к ориентации орбиты КА в пространстве (рис. 5).

Аппарат *Геоскан-Эдельвейс*, как и большинство кубсатов, находится на солнечно-синхронной орбите. Поэтому угол α между тангенциальным направлением и параллелью невелик – около 7° . Вместе с тем на экваторе вектор геомагнитной индукции также незначительно отклоняется от нормали к экваториальной плоскости. Угол отклонения β определяется преимущественно наклоном основной дипольной составляющей геомагнитного поля относительно оси вращения Земли и потому близок к 11° . В результате угол между вектором геомагнитной индукции и тангенциальным

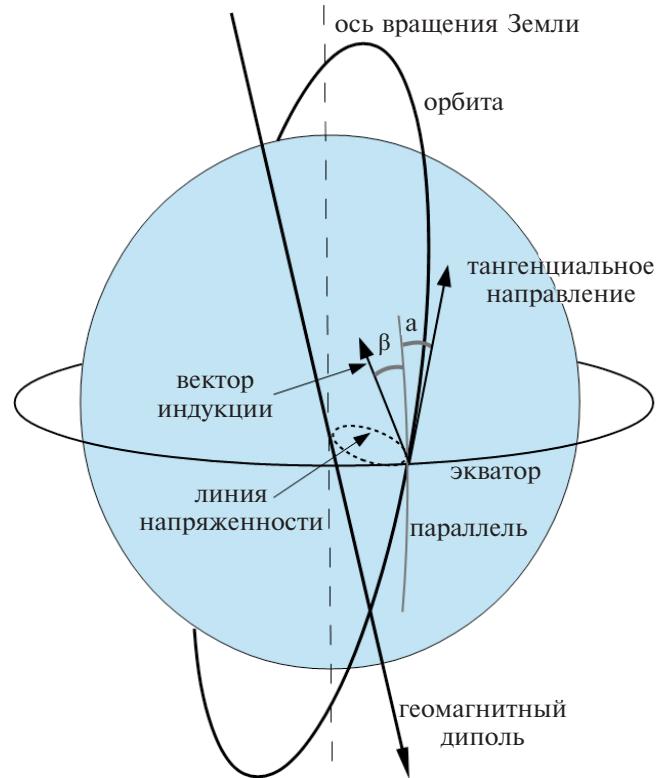


Рис. 5. Стабилизация по вектору геомагнитной индукции

направлением при прохождении экваториальной плоскости составляет примерно $4\text{--}18^\circ$, в зависимости от текущей взаимной ориентации Земли и орбиты КА. На рис. 6 приведен график изменения угла между тангенциальным направлением и вектором геомагнитной индукции для орбиты КА *Геоскан-Эдельвейс* (красными вертикальными линиями обозначены моменты прохождения экватора). Видно, что наилучшая для маневра поддержания орбиты взаимная ориентация вектора геомагнитной индукции и орбиты КА изменяется в течение суток в силу вращения Земли. С учетом ожидаемой точности стабилизации аппарата по вектору индукции, угол между тангенциальным направлением и осью установки двигателя не должен превышать $20\text{--}25^\circ$, в худшем случае 30° .

В результате выдачи импульса в узле ориентации КА нарушается. Он приобретает угловую скорость, величина которой зависит от продолжительности импульса. Если приобретенная скорость приближается к половине оборота за один такт управления (более сотни градусов в секунду), алгоритм *Bdot* теряет работоспособность. При продолжительности импульса в несколько секунд такой ситуации не возникает, и после импульса происходит демпфирование возникшего вращения и повторный выход КА на режим ориентации по вектору геомагнитной индукции. Подбор времени импульса осуществляется так, чтобы за требуемый интервал времени КА мог восстановить ориентацию. Этот интервал кратен половине орбитального периода, так как в обоих узлах наблюдается подходящая ориентация вектора индукции.

4. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ АППАРАТА В РЕЖИМЕ УПРАВЛЯЕМОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ

Моделирование проводится в программном комплексе, описанном в работе [19].

Параметры аппарата, орбиты и моделей внешней среды

Приведем используемые в моделировании параметры:

1) высота орбиты — около 380 км, эксцентриситет — 0.0018, долгота восходящего узла — 246° ¹;

¹ Исходными данными для вычисления орбитальных параметров служат двусторонние элементы аппарата *Геоскан-Эдельвейс*. Название и номер в каталоге NORAD — GEOSCAN-EDELVEIS (RS20S), № 53385.

- 2) моменты инерции — 37.15, 37.16, 6.33 $\text{г} \cdot \text{м}^2$, масса — 3 кг;
- 3) параметры магнитных катушек:
 - постоянная составляющая дипольного момента — $0.04 \text{ А} \cdot \text{м}^2$,
 - коэффициент усиления алгоритма *Bdot* — $10^5 \text{ А}^2 \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^3 \cdot \text{кг}^{-1}$, — максимальный дипольный момент при выдаче демпфирующего момента $0.04 \text{ А} \cdot \text{м}^2$;
- 4) вычисление аэродинамического момента:
 - спутник — параллелепипед со сторонами 11, 11, 30 см,
 - центр масс смещен относительно центра давления на 2 см вдоль второй оси строительной системы;
- 5) численный метод Рунге–Кутты 4-го порядка с постоянным шагом 1 с;
- 6) параметры двигательной установки:
 - положение сопла в строительной системе координат $\mathbf{r}_{\text{двиг}} = (3, 9, 169)$ мм,
 - отклонение оси сопла от третьей строительной оси координат (угол ρ на рис. 2) — 20 угловых минут,
 - тяга — 100 мН^2 ,
 - время работы — 5 с.

Результаты моделирования

На рис. 7 показан угол между третьей осью КА и вектором геомагнитной индукции. Из этого рисунка видно, что были выданы пять импульсов, отстоящие друг от друга на один виток. После каждого импульса ориентация по вектору индукции быстро восстанавливается до точности в $30\text{--}50^\circ$. При этом после предпоследнего импульса точность стабилизации достигла примерно 10° . Это — практически наилучшая возможная точность (см. верхнюю врезку на рис. 7 — после завершения программы маневров). Исходя из результатов моделирования и была выбрана продолжительность маневра в 5 с. В этом случае КА заведомо успевает восстановить ориентацию хотя бы с небольшой точностью. При удачном стечении обстоятельств точность ориентации восстанавливается до значений, близких к предельно возможным.

Пример, приведенный на рис. 7, соответствует неудачному результату: из пяти импульсов только два были выданы при относительно точной ориентации КА. Несмотря на это, поддержание орбиты осуществляется успешно (рис. 8).

² Электронагревной двигатель ЭНД10 производства ОКБ «Факел». Приведена практически максимальная номинальная тяга, параметры установки соответствуют номинальным для КА *Геоскан-Эдельвейс*, без учета оценок, представленных в разд. 3.

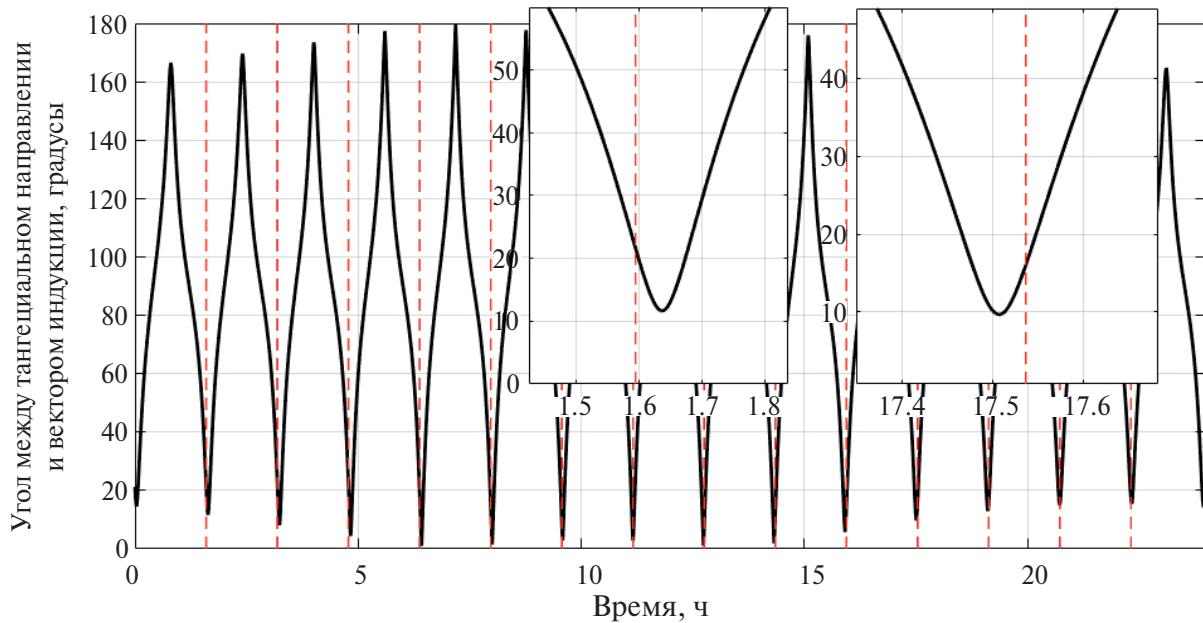


Рис. 6. Сравнение тангенциального направления и вектора геомагнитной индукции

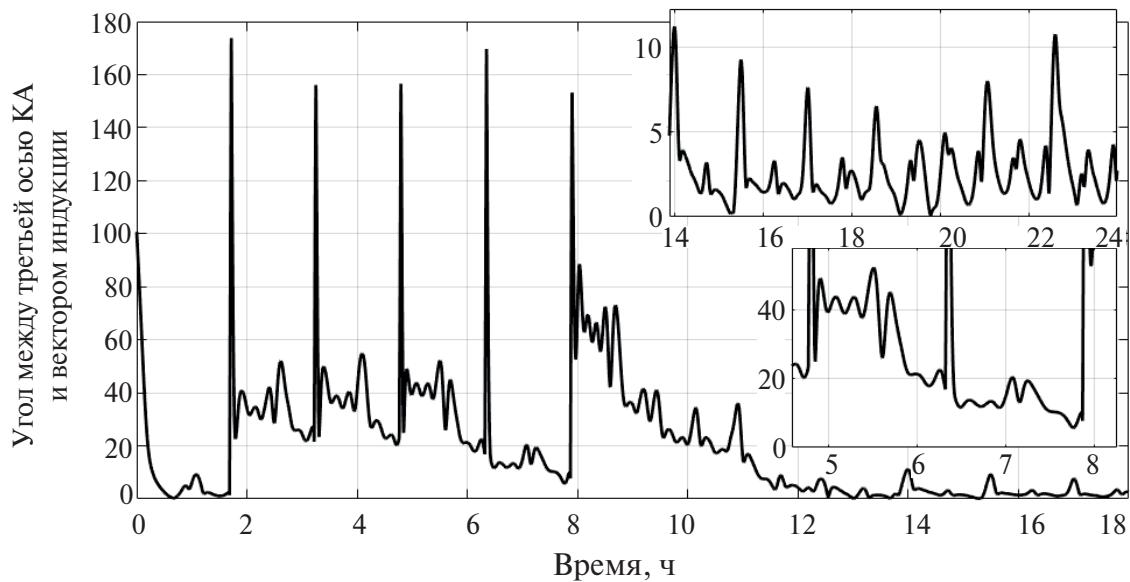


Рис. 7. Стабилизация аппарата по вектору индукции

На рис. 8 можно выделить три эффекта. Периодические колебания большой амплитуды вызваны действием второй зональной гармоники. Далее, видно, как происходит повышение орбиты после импульса. После этого, через половину витка, параметр несколько уменьшается из-за действия атмосферы. Этот процесс повторяется, пока происходит выдача пяти запланированных

импульсов. Затем видно постепенное снижение параметра орбиты из-за сопротивления атмосферы.

Несколько удобнее эффективность импульсов поддержания орбиты можно отразить с помощью усредненной большой полуоси, фактически убирая колебания, вызванные второй зональной гармоникой.

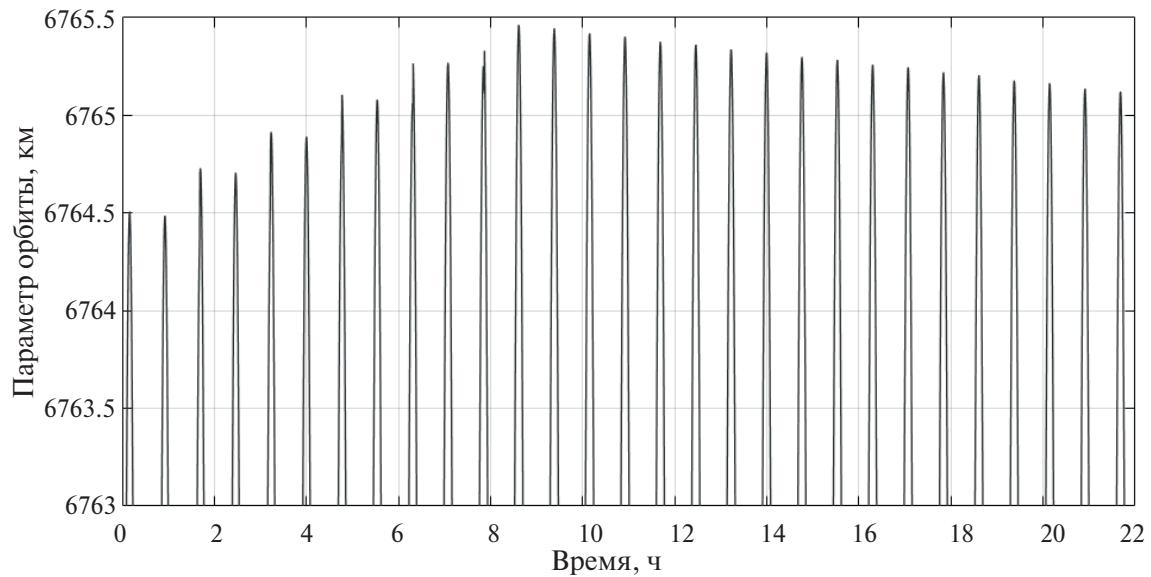


Рис. 8. Параметр орбиты

На рис. 9 отражено постепенное падение средней полуоси орбиты из-за сопротивления атмосферы и ее повышение в момент импульса. Приведенная врезка позволяет сравнить результаты последнего и предпоследнего импульсов, давших прирост средней полуоси в 240 и 230 м соответственно. Это связано с более точной стабилизацией КА по вектору геомагнитной индукции во время последнего импульса (см. рис. 7). Из рис. 9 видно, что пятисекундных импульсов достаточно, чтобы

компенсировать снижение КА в течение почти двух суток. Эти пять импульсов можно распределить в течение двух суток равномерно, чтобы обеспечить заряд аккумуляторной батареи между импульсами.

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведено моделирование движения 3U-кубсата в режиме стабилизации по вектору

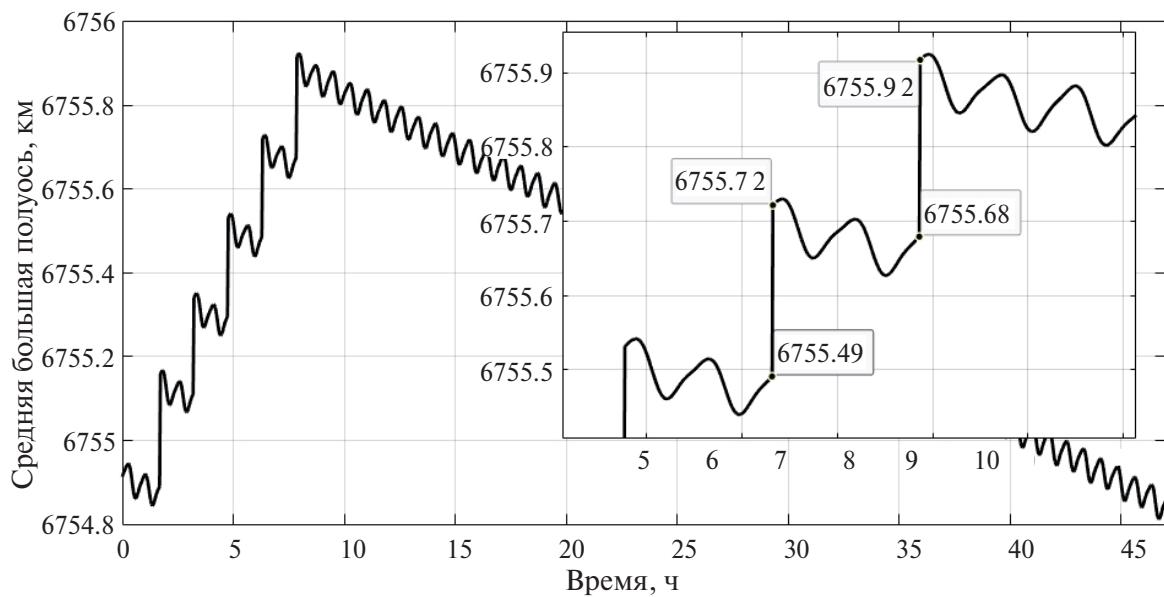


Рис. 9. Средняя большая полуось

геомагнитной индукции. В узлах орбиты, когда это направление близко к тангенциальному, выдаются импульсы поддержания орбиты. Показано, что предложенная схема позволяет поддерживать орбиту кубсата с электронагревным ракетным двигателем и магнитной системой ориентации, реализуя при этом весьма простую стратегию управления. В частности, для аппарата *Геоскан-Эдельвейс* достаточно двух–трех пяти–секундных импульсов в сутки на низкой орбите.

ФИНАНСИРОВАНИЕ РАБОТЫ

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-71-10009, <https://rscf.ru/project/22-71-10009/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S.* A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // *Progress in Aerospace Sciences*. 2019. V. 109. Art. ID. 100546. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.05.006>
2. *Searcy J.D., Pernicka H.J.* Magnetometer-Only Attitude Determination Using Novel Two-Step Kalman Filter Approach // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. 2012. V. 35. Iss. 6. P. 1693–1701. <https://doi.org/10.2514/1.57344>
3. *Psiaki M.L.* Global Magnetometer-Based Spacecraft Attitude and Rate Estimation // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. 2004. V. 27. Iss. 2. P. 240–250.
4. *Abdelrahman M., Park S.-Y.* Integrated attitude determination and control system via magnetic measurements and actuation // *Acta Astronautica*. 2011. V. 69. Iss. 3–4. P. 168–185. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.03.010>
5. *Буланов Д.М., Сазонов В.В.* Исследование эволюции вращательного движения спутника Фотон М-2 // Косм. исслед. 2020. Т. 58. № 4. С. 291–304. <https://doi.org/10.31857/S0023420620040032>
6. *Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Дорофеев А.С. и др.* Определение вращательного движения малого космического аппарата Аист-2Д по данным магнитных измерений // Косм. исслед. 2019. Т. 57. № 1. С. 61–73. <https://doi.org/10.1134/S0023420619010011>
7. *Крамлих А.В., Николаев П.Н., Рылько Д.В.* Бортовой двухэтапный алгоритм определения ориентации наноспутника SAMSAT-ION // Гирокопия и навигация. 2023. Т. 31. № 2. С. 65–85.
8. *Ovchinnikov M.Y., Roldugin D.S., Penkov V.I.* Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation // *Acta Astronautica*. 2012. V. 77. P. 48–60. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.001>
9. *Lovera M., Astolfi A.* Spacecraft attitude control using magnetic actuators // *Automatica*. 2004. V. 40. Iss. 8. P. 1405–1414. <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2004.02.022>
10. *Celani F.* Robust three-axis attitude stabilization for inertial pointing spacecraft using magnetorquers // *Acta Astronautica*. 2015. V. 107. P. 87–96. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.11.027>
11. *Wisniewski R.* Linear Time-Varying Approach to Satellite Attitude Control Using Only Electromagnetic Actuation // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. 2000. V. 23. Iss. 4. P. 640–647. <https://doi.org/10.2514/2.4609>
12. *Okhitina A., Roldugin D., Tkachev S.* Application of the PSO for the construction of a 3-axis stable magnetically actuated satellite angular motion // *Acta Astronautica*. 2022. V. 195. P. 86–97. <https://doi.org/10.1016/J.ACTAASTRO.2022.03.001>
13. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Оптимальные параметры пассивных систем ориентации спутников // Косм. исслед. 1976. Т. 14. № 2. С. 198–208.
14. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Движение спутника с постоянным магнитом относительно центра масс // Косм. исслед. 1986. Т. 24. № 4. С. 527–543.
15. *Белецкий В.В., Яншин А.М.* Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. Киев: Наукова Думка, 1984. 187 с.
16. *Guerman A.D., Ivanov D.S., Roldugin D.S. et al.* Orbital and Angular Dynamics Analysis of the Small Satellite SAR Mission INFANTE // *Cosmic Research*. 2020. V. 58. Iss. 3. P. 206–217. <https://doi.org/10.1134/S0010952520030016>
17. ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. М.: ИПК Издательство стандартов, 2004. 24 с.
18. *Alken P., Thébault E., Beggan C.D. et al.* International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation // *Earth, Planets and Space*. 2021. V. 73. Iss. 1. Art. ID. 49. <https://doi.org/10.1186/s40623-020-01288-x>
19. *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С. и др.* Программный комплекс для моделирования орбитального и углового движения спутников // Математическое моделирование. 2019. Т. 31. № 12. С. 44–56. <https://doi.org/10.1134/S0234087919120049>

NUMERICAL SIMULATION OF A 3U-CUBESAT ORBIT MAINTENANCE USING ELECTROTHERMAL ENGINE AND MAGNETIC ATTITUDE CONTROL SYSTEM

© 2025 D. S. Roldugin^{1,*}, D. S. Ivanov¹, S. S. Tkachev¹,
Ya. V. Mashtakov¹, A. V. Khokhlov², K. I. Starikov^{2,3}

¹*Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russia*

²*Geoscan Ltd., Saint Petersburg, Russia*

³*Saint-Petersburg State University, Saint Petersburg, Russia*

*e-mail: rolduginds@gmail.com

The study focuses on performing orbit maintenance for a 3U-CubeSat using an electrothermal engine and a simple active magnetic attitude control system. The satellite is equipped with magnetorquers and a magnetometer. As such, it cannot maintain the engine axis attitude along the tangential direction for orbit maintenance. Instead, by realizing a constant dipole moment and damping, attitude along the geomagnetic induction vector is constructed. This attitude is close to tangential on a sun-synchronous orbit near the equator. Numerical simulation of the satellite motion is performed showing capability to provide simple and reliable orbit maintenance. Thrust parameters in uncontrolled motion are analyzed.