

Keywords: gyrostat, rotors, mathematical model, equations of motion, remote sensing, Euler angles, angular velocity, kinetic momentum

DOI: 10.18469/ikt.2023.21.2.04

Alekseev Aleksey Vladimirovich, Samara National Research University, 34, Moskovskoye shosse, Samara, 443086, Russian Federation; Associate Professor of Theoretical Mechanics Department, PhD in Technical Science. Tel. +7 927 696-09-30. E-mail: alekseev.av@ssau.ru

Golushkova Alena Olegovna, Samara National Research University, 34, Moskovskoye shosse, Samara, 443086, Russian Federation; Student of Theoretical Mechanics Department. Tel. +7 960 824-84-89. E-mail: alenagol15935745@gmail.com

References

1. Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2018, vol. 17, no. 4, pp. 115–128. (In Russ.)
2. Characteristics of flywheel engines. URL: <https://www.vniiem.ru/ru/index.php?view=article&id=288:2010-02-17-21-42-21> (accessed: 02.11.2023). (In Russ.)
3. Rumyantsev V.V. On orientation control and stabilization of the satellite by rotors. *Vestnik Moskovskogo universiteta. Seriya 1: Matematika, mekhanika*, 1970, no. 2, pp. 83–96. (In Russ.)
4. Rumyantsev V.V. On the stability of the rotation of heavy gyrostat on the horizontal plane. *Izvestiya akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela*, 1980, no. 4, pp. 11–21. (In Russ.)
5. Koshlyakov V.N. *Problems of solid state dynamics and applied gyroscope theory*. Moscow: Nauka, 1985, 286 p. (In Russ.)
6. Neustadt A.I., Pivovarov M.L. Transition through separatrix in dual-spin satellite dynamics. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 2000, vol. 64, no. 5, pp. 741–746. (In Russ.)
7. Wittenburg J. *Dynamics of solid body systems*. Moscow: Mir, 1980, 292 p. (In Russ.)
8. Aslanov V.S., Doroshin A.V. On two cases of movement of an unbalanced gyrostat. *Izvestiya Akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela*, 2006, no. 4, pp. 42–55. (In Russ.)
9. Aslanov V.S., Doroshin A.V. Stabilization of a reentry vehicle by a partial spin-up during uncontrolled descent. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2002, vol. 40, no. 2, pp. 193–200. (In Russ.)
10. Polyakov M.V., Polyakova A.V. Flywheel engine based on the mechanical system «Electric gearbox-flywheel» for controlling the orientation of a small spacecraft. *Studencheskiy nauchnyy forum: materialy VI mezhdunarodnoy studencheskoj nauchnoj konferencii*. URL: <https://scienceforum.ru/2014/article/2014001910> (accessed: 04.11.2023).

Received 10.11.2023

УДК 629.7

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСЛОВИЙ БЕЗОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКА-ИНСПЕКТОРА С КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ОРБИТЕ ЗЕМЛИ

Алексеев А.В., Ефременкова В.В.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П.Королева, Самара, РФ
E-mail: alekseev.av@ssau.ru

Статья посвящена исследованию движения спутника-инспектора в окрестности наблюдаемого космического аппарата. Спутник-инспектор предназначен для наблюдения за космическим аппаратом, проведения своевременного технического обслуживания с целью устранения неисправностей для его дальнейшего функционирования, дозаправки, буксировки и т.д. Одним из важнейших этапов работы спутника является сближение с космическим аппаратом, которое

моделируется с помощью уравнений относительного орбитального движения, построение которых представлено в данной статье. Процесс сближения осуществляется с помощью двух импульсного маневра. В статье также описывается проведение численных экспериментов, моделирующих сближение при разных начальных условиях, в результате которых определяются условия столкновения и безопасного сближения спутника с космическим аппаратом, наиболее удобные положения наблюдения вблизи космического аппарата и время, в течение которого можно его наблюдать.

Ключевые слова: спутник-инспектор, космический аппарат, сближение, столкновение, двухимпульсный маневр, уравнения относительного орбитального движения, уравнения Клохесси-Уилтшира

Введение

Ежегодно в околоземном космическом пространстве (ОКП) растет число космических аппаратов (КА), выведенных из эксплуатации по различным причинам. Частичным решением проблемы накопления в ОКП нефункционирующих объектов может стать своевременное проведение сервисно-восстановительных работ для дальнейшего функционирования КА на орбите Земли. Важным этапом таких работ является техническое диагностирование нефункционирующего КА, реализация которого возможна с помощью орбитальной космической инспекции, или, по-другому, спутника-инспектора. Спутник-инспектор представляет собой малый КА, который свободно перемещаясь в ОКП способен проводить внешний осмотр, а также осуществлять техническое обследование неисправностей КА.

Кроме того, такой спутник может быть использован в качестве средства очистки рабочих орбит от космического мусора [1]. При сближении с неизвестным объектом спутник-инспектор, определяя его характеристики, может создать такие условия, которые будут затруднять дальнейшее функционирование объекта в ОКП. Таким образом, вместо того, чтобы позволить выведенным из эксплуатации КА и их конструкционным элементам дрейфовать в ОКП, спутник-инспектор уменьшит количество космического мусора и создаст более безопасное будущее для освоения космоса.

В 1878 году Джордж Уильямом Хилл представил первые результаты исследований относительного орбитального движения. В его статье рассматривалось орбитальное движение Луны относительно Земли [2].

Позднее У.Х. Клохесси и Р.С. Уилтшир опубликовали свои уравнения для описания относительного орбитального движения спутника общего назначения с целью разработки систем управления для достижения орбитального сближения [3]. Уравнения Клохесси-Уилтшира получили широкое распространение и уже применялись в работах [4–6].

Стоит также отметить, что необходимым условием деятельности спутника-инспектора является его нахождение в окрестности инспектируемого КА. Поэтому для выведения спутника в область КА применяется один из методов сближения [7].

На основе вышесказанного можно сделать вывод о высокой актуальности исследования движения спутника-инспектора, которое будет

описываться уравнениями относительного орбитального движения.

Математическая модель

Пусть КА массой m_0 находится на круговой орбите радиуса R_0 , а спутник-инспектор массой m – на орбите радиуса r . Расстояние между инспектором и космическим аппаратом много меньше радиуса орбиты КА $\rho \ll R_0$ (рисунок 1).

Будем рассматривать движение инспектора в подвижной орбитальной системе координат [8], за начало отсчета которой примем центр масс КА, с которым будет сближаться инспектор, т.е. система координат будет перемещаться вместе с КА. На рисунке 1 показаны выбранные направления осей: Ox_0 проходит через центр масс Земли и КА, Oy_0 направлена вдоль вектора скорости КА, Oz_0 перпендикулярна плоскости орбиты.

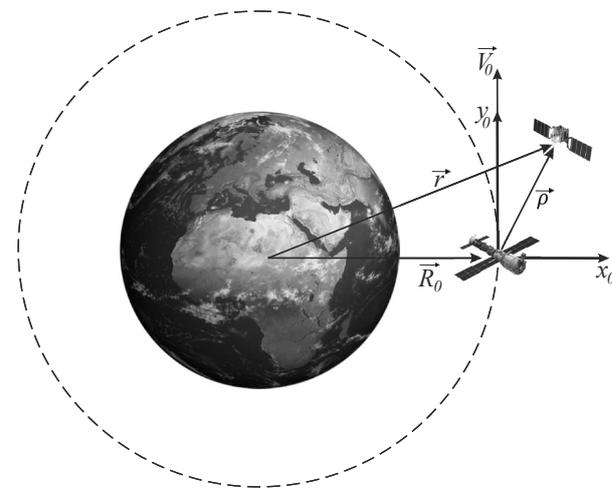


Рисунок 1. Постановка задачи, система координат

Система координат $Ox_0y_0z_0$ является неинерциальной, т.к. она вращается вокруг оси Oz_0 с угловой скоростью ω_0 , а начало отсчета движется по круговой орбите с ускорением a_0 :

$$a_0 = \omega_0^2 R_0.$$

где ω_0 – орбитальная скорость КА. Это ускорение вызвано действием сил притяжения Земли:

$$a_0 = \frac{F}{m_0} = \frac{\mu \cdot m_0}{R_0^2} \cdot \frac{1}{m_0} = \frac{\mu}{R_0^2},$$

где $\mu = GM$ – стандартный гравитационный параметр, G – гравитационная постоянная, M – масса Земли.

Из двух формул ускорения центра масс КА следуют выражения для его угловой и линейной скорости, а также периода обращения:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0^3}}, \quad V_0 = \omega_0 R_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}},$$

$$T = \frac{2\pi}{\omega_0} = 2\pi \sqrt{\frac{R_0^3}{\mu}}.$$

Запишем для спутника-инспектора основное уравнение динамики относительного движения [9]:

$$m\ddot{\vec{\rho}} = \vec{F} + \vec{\Phi}_e + \vec{\Phi}_c, \quad (1)$$

где \vec{F} – гравитационная сила, $\vec{\Phi}_e$ – переносная сила инерции, $\vec{\Phi}_c$ – сила инерции Кориолиса, которые определяются по формулам:

$$\vec{F} = G \frac{Mm}{|\vec{r}|^2} \cdot \left(-\frac{\vec{r}}{|\vec{r}|} \right) = -\frac{\mu}{|\vec{r}|^3} m\vec{r} = -\omega_0^2 \left(\frac{R_0}{r} \right)^3 m\vec{r},$$

$$\vec{\Phi}_e = -m\vec{a}_e = -m(\vec{a}_0 + \vec{\omega}_0 \times (\vec{\omega}_0 \times \vec{\rho})) = -m(-\omega_0^2 \vec{R}_0 - \omega_0^2 \vec{\rho}_{xy}) = m\omega_0^2 (\vec{R}_0 + \vec{\rho}_{xy})$$

$$\vec{\Phi}_c = -m\vec{a}_c = -m \cdot 2(\vec{\omega}_0 \times \vec{\rho}).$$

где \vec{a}_e – переносное ускорение спутника, $\vec{\rho}_{xy}$ – проекция вектора $\vec{\rho}$ на плоскость Ox_0y_0 (рисунок 2), \vec{a}_c – ускорение Кориолиса.

Подставив выражения для сил в уравнение (1) и сократив на m , получим:

$$\ddot{\vec{\rho}} = -\omega_0^2 \left(\frac{R_0}{r} \right)^3 \vec{r} + \omega_0^2 (\vec{R}_0 + \vec{\rho}_{xy}) - 2(\vec{\omega}_0 \times \vec{\rho}). \quad (2)$$

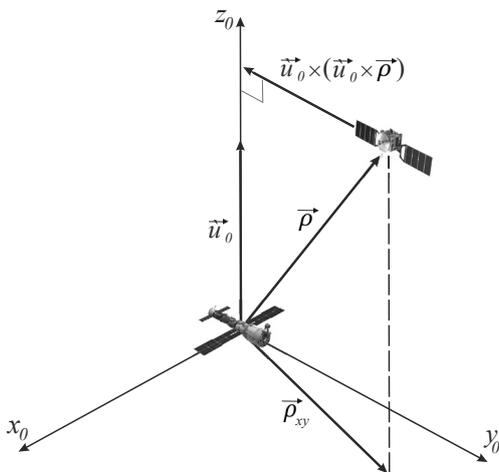


Рисунок 2. Орбитальная система координат

Для упрощения дальнейших вычислений линеаризуем $(R_0/r)^3$:

$$f(r) = \left(\frac{R_0}{r} \right)^3.$$

Разложим в ряд Тейлора функцию $f(r)$:

$$f(r) \approx f(R_0) + f'_r|_{r=R_0} \cdot (r - R_0) + \frac{1}{2} f''_r|_{r=R_0} \cdot (r - R_0)^2 + \dots$$

Порядок малости слагаемых, содержащих множитель $(r - R_0)$ в степенях выше первых, позволяет ими пренебречь:

$$f(r) \approx f(R_0) + f'_r|_{r=R_0} \cdot (r - R_0). \quad (3)$$

Найдем все слагаемые формулы (3):

$$f(R_0) = \left(\frac{R_0}{R_0} \right)^3 = 1,$$

$$f'_r = 3 \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 \cdot \left(-\frac{R_0}{r^2} \right) = -3 \frac{R_0^3}{r^4},$$

$$f'_r(R_0) = -3 \frac{R_0^3}{R_0^4} = -\frac{3}{R_0}.$$

Используя правило треугольника для сложения векторов (рисунок 1), получим:

$$\vec{r} = \vec{R}_0 + \vec{\rho}.$$

Разложим вектор \vec{r} по единичным векторам:

$$\vec{r} = (R_0 + x)\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k}.$$

Вектор $y\vec{j} + z\vec{k}$ пренебрежимо мал по сравнению с вектором $(R_0 + x)\vec{i}$, поэтому с большой степенью точности можно принять:

$$r = R_0 + x,$$

откуда $r - R_0 = x$.

Подставляя найденные слагаемые в уравнение (3), получим:

$$f(r) \approx 1 - \frac{3}{R_0} x,$$

$$\left(\frac{R_0}{r} \right)^3 \approx 1 - 3 \frac{x}{R_0}.$$

Тогда уравнение (2) примет вид:

$$\ddot{\vec{\rho}} = 3\omega_0^2 \frac{x}{R_0} \vec{r} + \omega_0^2 (\vec{\rho}_{xy} - \vec{\rho}) - 2(\vec{\omega}_0 \times \vec{\rho}),$$

или в координатной форме:

$$\begin{aligned} \ddot{x}(t) &= 3\omega_0^2 x(t) + 2\omega_0 \dot{y}(t); \\ \ddot{y}(t) &= -2\omega_0 \dot{x}(t); \\ \ddot{z}(t) &= -\omega_0^2 z(t). \end{aligned} \quad (4)$$

Система (4) называется уравнениями Клохеси-Уилтшира, решив которую получим следующий закон движения спутника:

$$x(t) = 4x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega_0} + \frac{\dot{x}_0}{\omega_0} \sin \omega_0 t - \left(3x_0 + \frac{2\dot{y}_0}{\omega_0} \right) \cos \omega_0 t;$$

$$y(t) = -(6\omega_0 x_0 + 3\dot{y}_0)t + y_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega_0} + \left(6x_0 + \frac{4\dot{y}_0}{\omega_0} \right) \sin \omega_0 t + \frac{2\dot{x}_0}{\omega_0} \cos \omega_0 t; \quad (5)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega_0} \sin \omega_0 t + z_0 \sin \omega_0 t.$$

$$\dot{x}(t) = \dot{x}_0 \cos \omega_0 t + (3x_0 \omega_0 + 2\dot{y}_0) \sin \omega_0 t;$$

$$\dot{y}(t) = -(6\omega_0 x_0 + 3\dot{y}_0) + (6\omega_0 x_0 + 4\dot{y}_0) \cos \omega_0 t - 2\dot{x}_0 \sin \omega_0 t; \quad (6)$$

$$\dot{z}(t) = \dot{z}_0 \cos \omega_0 t - z_0 \omega_0 \sin \omega_0 t.$$

Система (5) описывает пассивное движение инспектора в окрестности КА. Если продифференцировать ее по времени, получим выражения для скоростей.

На основе уравнений (5) и (6) моделируются следующие этапы движения спутника-инспектора: приближение и остановка, выполнение которых обеспечивается двухимпульсным маневром, а также движение после остановки.

Процесс приближения осуществляется в течение заданного промежутка времени $[0, t_1]$ при помощи импульса наведения ΔV_1 , который сблизит спутник-инспектор и КА на необходимое расстояние. Для нахождения импульса ΔV_1 необходимо подставить в систему (5) начальные и конечные координаты спутника и решить ее относительно начальных скоростей.

В момент времени t_1 производится остановка спутника-инспектора посредством импульса замедления ΔV_2 , который мгновенно уменьшит набранную скорость до нуля и завершит сближение. Подстановкой начальных скоростей в систему (6) найдем скорости, с которыми спутник прилетит на безопасную границу. Тогда компоненты искомого импульса равны полученным скоростям, взятым с противоположным знаком.

Однако после остановки из-за воздействия внешних сил и сил инерции спутник через некоторое время начнет пассивное движение относительно КА, поэтому данный этап рассматривается с целью определения возможного столкновения в течение промежутка времени $(t_1, t_2]$.

Проведем исследование для конкретной задачи. Пусть спутник инспектор был выведен на орбиту исследуемого КА радиуса $R_0 = 6780 \cdot 10^3$ м на расстоянии 10 000 км от него. Под КА будем понимать Международную космическую станцию (МКС). И пусть необходимо приблизиться к МКС на минимально возможное расстояние, учитывая ее размеры ($\approx 73 \text{ м} \times 109 \text{ м} \times 30 \text{ м}$) [10]. Тогда условимся, что для таких маневров граница

безопасного приближения находится на расстоянии 100 м от центра масс МКС по каждой оси, т.е. получаем сферу радиусом 100 м (рисунок 3). Движение спутника будем рассматривать только в плоскости Ox_0y_0 . В начальный момент относительное движение спутника отсутствует.

На рисунке 3 цифрами 1 и 2 обозначены стартовые положения спутника на этапе приближения, а цифрами 3, 4, 5, 6 – конечные положения этого этапа. Разные масштабы осей использованы для наглядности рисунка. Тогда, комбинируя эти положения, получим следующие маршруты движения спутника:

$$1 \rightarrow 3, 1 \rightarrow 4, 1 \rightarrow 5, 1 \rightarrow 6;$$

$$2 \rightarrow 3, 2 \rightarrow 4, 2 \rightarrow 5, 2 \rightarrow 6.$$

Изменяя время, за которое спутнику необходимо сблизиться с МКС, проведем три эксперимента для построенных маршрутов. Т.е. для трех разных интервалов времени сближения получим 24 траектории движения спутника.

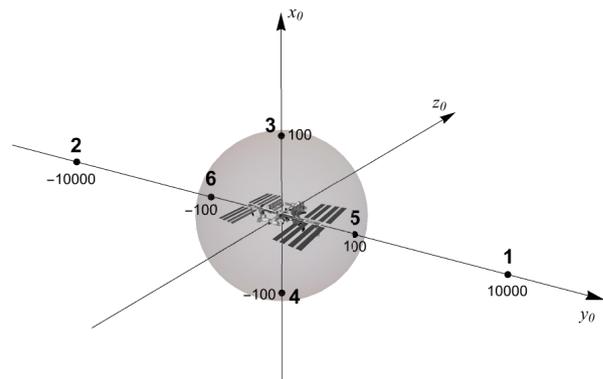


Рисунок 3. Граница безопасного приближения, положения спутника

Моделирование этапа сближения и остановки

Пусть в первом эксперименте спутнику необходимо приблизиться к МКС за один час, во втором – за два часа, а в третьем – за три.

Продemonстрируем результаты экспериментов на примере маршрута $1 \rightarrow 3$.

В первом эксперименте спутник-инспектор прилетает точно на границу безопасного приближения, не пересекая ее (рисунок 4). Следовательно, для заданных начальных условий сближение спутника с МКС пройдет без столкновений, т.е. сближение будет безопасным. В таблице 1 представлены результаты моделирования движения по всем возможным восьми маршрутам в первом численном эксперименте.

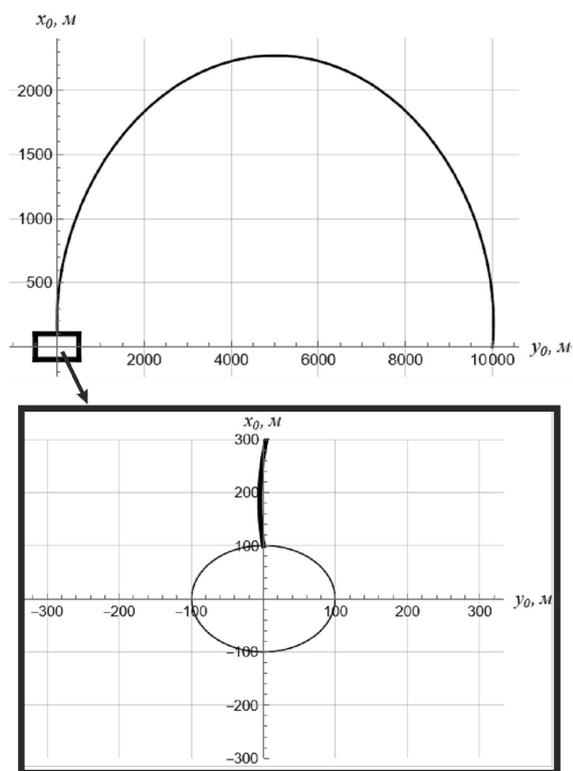


Рисунок 4. Эксперимент №1: траектория движения спутника-инспектора в плоскости Ox_0y_0

Таблица 1. Результаты эксперимента №1

Маршрут	ΔV_1 , м/с	ΔV_2 , м/с	Результат
1 → 3	1,5802	1,5923	безопасное сближение
1 → 4	1,7223	1,7334	столкновение
1 → 5	1,6344	1,6344	столкновение
1 → 6	1,6674	1,6674	безопасное сближение
2 → 3	1,7223	1,7334	столкновение
2 → 4	1,5802	1,5923	безопасное сближение
2 → 5	1,6674	1,6674	безопасное сближение
2 → 6	1,6344	1,6344	столкновение

Во втором эксперименте спутник пересекает границу безопасного приближения, и все по-

следующее движение продолжает внутри этой границы (рисунок 5). Таким образом, на этапе приближения произойдет столкновение спутника с МКС. В таблице 2 представлены результаты моделирования движения по всем возможным восьми маршрутам во втором численном эксперименте.

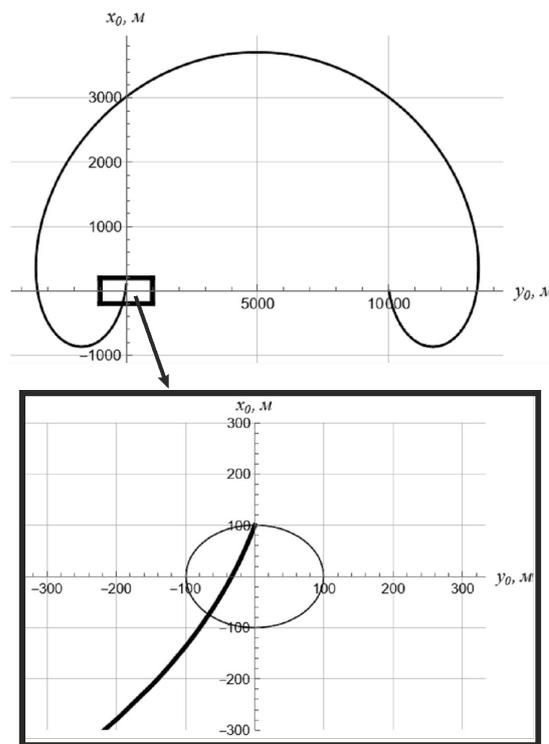


Рисунок 5. Эксперимент №2: траектория движения спутника-инспектора в плоскости Ox_0y_0

Таблица 2. Результаты эксперимента №2

Маршрут	ΔV_1 , м/с	ΔV_2 , м/с	Результат
1 → 3	2,1859	2,1947	столкновение
1 → 4	2,5333	2,5409	безопасное сближение
1 → 5	2,3356	2,3356	безопасное сближение
1 → 6	2,3828	2,3828	столкновение
2 → 3	2,5333	2,5409	безопасное сближение
2 → 4	2,1859	2,1947	столкновение
2 → 5	2,3828	2,3828	столкновение
2 → 6	2,3356	2,3356	безопасное сближение

В третьем эксперименте траектория движения спутника вблизи МКС не пересекает границу безопасного приближения (рисунок 6). Значит сближение спутника с МКС так же, как и в первом эксперименте, будет безопасным. Результаты

третьего эксперимента для каждого маршрута приведены в таблице 3.

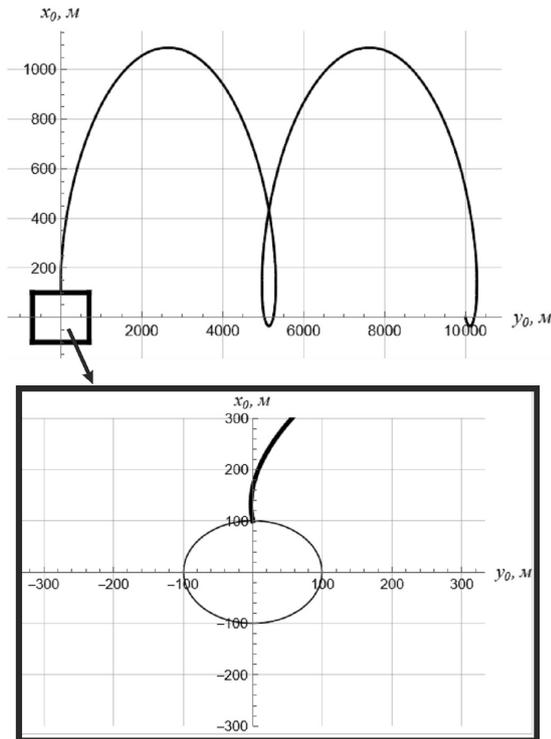


Рисунок 6. Эксперимент №3: траектория движения спутника-инспектора в плоскости Ox_0y_0

Таблица 3. Результаты эксперимента №3

Маршрут	ΔV_1 , м/с	ΔV_2 , м/с	Результат
1 → 3	0,3711	0,4196	безопасное сближение
1 → 4	0,5244	0,5598	безопасное сближение
1 → 5	0,3122	0,3122	столкновение
1 → 6	0,3185	0,3185	безопасное сближение
2 → 3	0,5244	0,5598	безопасное сближение
2 → 4	0,3711	0,4196	безопасное сближение
2 → 5	0,3185	0,3185	безопасное сближение
2 → 6	0,3122	0,3122	столкновение

Результаты трех экспериментов показывают, что нет однозначно безопасных маршрутов. Результаты, помимо прочего, зависят от заданного времени сближения. Влияние времени сближения на безопасность маршрутов является предметом дальнейшего исследования.

Моделирование этапа пассивного движения

Рассмотрим этап пассивного движения спутника после безопасного сближения с МКС и проведем еще два эксперимента. Начальным положением спутника в данном этапе является его конечное положение на этапе сближения, т.е. в начальный момент времени спутник-инспектор находится на границе безопасного приближения в точках 3, 4, 5, 6 (рисунок 3).

Пусть в первом эксперименте начальное положение спутника находится на оси Ox (положения 3, 4 на рисунке 3), а во втором – на оси Oy (положения 5, 6 на рисунке 3). Проведем исследование в течение первых 30 минут пассивного движения спутника.

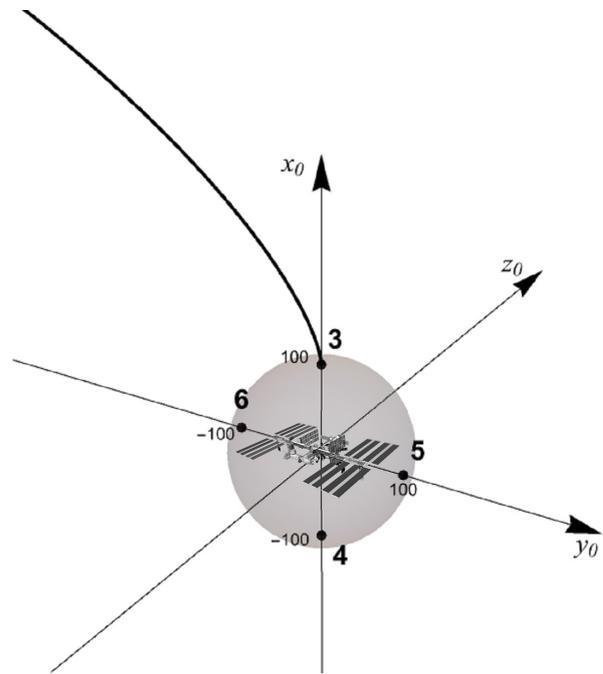


Рисунок 7. Эксперимент №4: траектория движения спутника-инспектора в трехмерном пространстве

Рисунки 7 и 8, на которых спутник начинает движение из положения 3, показывают, что инспектор находится максимально близко с МКС в течение примерно 100 первых секунд своего пассивного движения, затем с течением времени он отдаляется без столкновений, не пересекая границу безопасного приближения. Таким образом, спутник-инспектор может наблюдать за МКС из положения 3 в течение некоторого ограниченного времени, за которое он должен собрать всю необходимую информацию или выполнить другую поставленную ему задачу.

Для начального положения 4 получается аналогичный результат (в статье он не иллюстрируется).

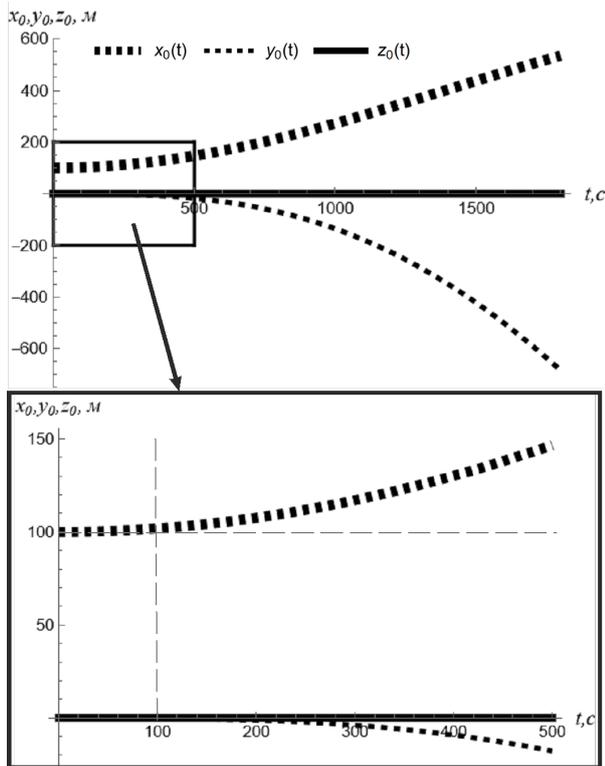


Рисунок 8. Эксперимент №4: изменение координат спутника-инспектора

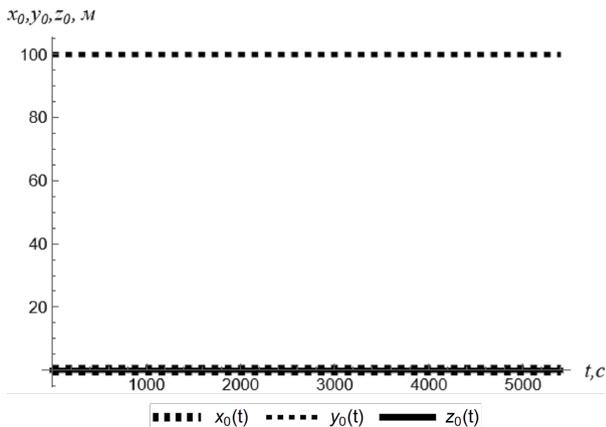


Рисунок 9. Эксперимент №5: изменение координат спутника-инспектора

На рисунке 9, где спутник начинает движение из положения 5, видно, что координаты инспектора с течением времени не изменяются, поэтому он будет находиться максимально близко с МКС в течение всего времени пассивного движения. Т.е. спутник и МКС будут двигаться вместе, т.к. они находятся на одной орбите и движутся с одинаковыми первыми космическими скоростями. Аналогичный результат получим и для начального положения 6.

Заключение

Таким образом, приведенные в статье уравнения относительного движения позволили произвести оценку параметров сближения спутника-инспектора и КА, а также сделать вывод о безопасности подобных маневров.

На основе результатов трех экспериментов сближения можно сделать вывод, что, изменяя время, в течение которого спутнику-инспектору необходимо приблизиться к КА, его начальные условия могут оказаться как благоприятными для сближения, так и привести к столкновению.

Кроме того, результаты двух экспериментов для этапа пассивного движения после безопасного сближения показали, что наиболее удобными положениями спутника для длительного наблюдения за МКС являются точки 5 и 6, т.е. когда спутник и МКС находятся на одной орбите.

Результаты работы можно использовать при проектировании спутника-инспектора или КА, в задачу которых входит сближение (а возможно и стыковка) с другими космическими объектами, при расчете требуемого объема рабочего тела, при выборе двигателей и т.д.

Литература

1. Патель И.К., Тихонов А.А. Бесконтактный захват и удаление объекта космического мусора с помощью электромагнитной индукции // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2021. Т. 8, № 4. С. 670–682.
2. Hill G.W. Researchers in the Lunar Theory // American Journal of Mathematics. 1878. Vol. 1. P. 5–26.
3. Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous // Journal of the Aerospace Sciences. 1960. Vol. 27, no. 9. P. 653–658.
4. Релейная автономная система управления группировкой спутников, базирующейся на низкой околоземной орбите / К.А. Богданов [и др.] // Космическая техника и технологии. 2020. № 1 (28). С. 98–110.
5. Палкин М.В. Баллистико-навигационное обеспечение группового полета космических аппаратов // Вестник московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2015. № 6. С. 22–32.
6. Овчинников М.Ю. Динамика и управление перспективными многоэлементными орбитальными системами // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4 (2). С. 255–257.
7. Методы сближения на орбите / В.Н. Кубасов [и др.]. М.: Машиностроение, 1985. 183 с.

8. Механика космического полета: учебник для вузов / М.С. Константинов [и др.]; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
9. Маркеев А.П. Теоретическая механика: учебник для вузов. М.: ЧеРо, 1999. 572 с.
10. Международная космическая станция – история, устройство, факты. URL: <https://nauka-prosto.ru/page/mezhdunarodnaya-kosmicheskaya-stantsiya/> (дата обращения: 10.11.2023).

Получено 14.11.2023

Алексеев Алексей Владимирович, к.т.н., доцент кафедры теоретической механики Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева (Самарский университет). 443086, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34. Тел. +7 927 696-09-30. E-mail: alekseev.av@ssau.ru

Ефременкова Владислава Владимировна, студентка кафедры теоретической механики Самарского университета. 443086, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34. Тел. +7 937 667-11-41. E-mail: vladaefr@mail.ru

DETERMINATION OF THE CONDITIONS FOR THE SAFE APPROACH OF AN INSPECTOR SATELLITE WITH A SPACECRAFT IN EARTH ORBIT

Alekseev A.V., Efremenkova V.V.

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

E-mail: alekseev.av@ssau.ru

The article is devoted to the study of the movement of the inspector satellite in the vicinity of the observed spacecraft. The inspector satellite is developed in order to monitor the spacecraft, carry out timely maintenance in order to eliminate malfunctions for its further functioning, refueling, towing, etc. One of the most important stages of the satellite is the approach to the spacecraft, which is planned by modeling using the equations of relative orbital motion, which generation is presented in this article. The rendezvous procedure is carried out by two-pulse maneuver. The article also describes conducted numerical experiments modeling the approach under different initial conditions, in which conditions for collision and safe approach of the satellite with the spacecraft, the most convenient observation positions near the spacecraft and the time when it can be observed are determined.

Keywords: *inspector satellite, spacecraft, approach, collision, two-pulse maneuver, equations of relative orbital motion, Clohessy-Wiltshire equations*

DOI: 10.18469/ikt.2023.21.2.05

Alekseyev Alexey Vladimirovich, Samara National Research University, 34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russian Federation; Associate Professor of Theoretical Mechanics Department, PhD in Technical Science. Tel. +7 927 696-09-30. E-mail: alekseev.av@ssau.ru

Efremenkova Vladislava Vladimirovna, Samara National Research University, 34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russian Federation; Student of Theoretical Mechanics Department. Tel. +7 937 667-11-41. E-mail: vladaefr@mail.ru

References

1. Patel I.K., Tikhonov A.A. Contactless capture and removal of a space debris object using electromagnetic induction. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo Universiteta. Matematika. Mekhanika. Astronomiya*, 2021, vol. 8, no. 4, pp. 670–682. (In Russ.)
2. Hill G.W. Researchers in the Lunar Theory. *American Journal of Mathematics*, 1878, vol. 1, no. 1, pp. 5–26.
3. Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–658. (In Russ.)
4. Bogdanov K.A. et al. Autonomous relay control system for satellite formation operating in low earth orbit. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2020, no.1(28), pp. 98–110. (In Russ.)

5. Palkin M.V. Ballistic and navigation issues for satellite formation flying design. *Vestnik moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya: Mashinostroenie*, 2015, no. 6, pp. 22–32. (In Russ.)
6. Ovchinnikov M. Yu. Dynamics and control of promising multi-element orbital systems. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo*, 2011, no. 4 (2), pp. 255–257. (In Russ.)
7. Kubasov V.N. et al. *Methods of rendezvous in orbit*. Moscow: Mashinostroenie, 1985. 183 p. (In Russ.)
8. Konstantinov M.S. et al. *Mechanics of space flight: Textbook for Universities*; Ed. by V.P. Mishin. Moscow: Mashinostroenie, 1989. 408 p. (In Russ.)
9. Markeev A.P. *Theoretical mechanics: Textbook for Universities*. Moscow: Chero, 1999, 572 p. (In Russ.)
10. International Space Station – history, device, facts. URL: <https://nauka-prosto.ru/page/mezhdunarodnaya-kosmicheskaya-stantsiya> (accessed: 10.11.2023). (In Russ.)

Received 14.11.2023

ТЕХНОЛОГИИ КОМПЬЮТЕРНЫХ СИСТЕМ И СЕТЕЙ

004.724.4

АНАЛИЗ ГРАНИЧНЫХ ЗАДЕРЖЕК В СЕТИ TSN ETHERNET

Сударева М.Е.¹, Яшин В.Н.²

¹ Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, РФ

² Самарский государственный технический университет, Самара, РФ

E-mail: masha_sudareva@mail.ru

В статье описывается анализ граничных задержек в сетях TSN (Time-Sensitive Networking/ Синхронизирующиеся по времени сети) Ethernet с помощью детерминированного анализа, который строится на основе сетевого исчисления. Сегодня интернет-сети успешно сокращают операционные сквозные задержки до десятков миллисекунд, но современным приложениям необходимы более кратковременные задержки. Именно сверхкороткие или граничные задержки (ULL) позволяют реализовать требования к современным приложениям. Задержки являются критическим фактором в такой сфере, как телемедицина. Например, в телехирургии требуется подключение к сети практически в режиме реального времени. В статье представлены результаты проведенного анализа сети TSN Ethernet в графической форме наряду с графической интерпретацией оценки задержки в сети TSN Ethernet.

Ключевые слова: TSN, детерминированный анализ, сетевое исчисление, сквозная задержка, граничные задержки, кривая поступления, кривая обслуживания

Введение

Традиционные интернет-сети, которые обеспечивают сквозное соединение для пользователей, успешно сокращают операционные сквозные задержки только до десятков миллисекунд. Однако нынешние и будущие приложения требуют сверхнизкие или граничные задержки ULL (Ultra Low Latency) [1]. Критически важны задержки в медицинских приложениях для телехирургии и транспорта, так как требуют подключения к сети почти в реальном времени. Требования к пропускной способности в значительной степени зависят от потребностей приложений, которые могут широко варьироваться от небольших объемов данных интернет вещей IoT (Internet of Things) до крупных обменов мультимедийными данными, передаваемыми в облако и из облака [2].

Тематика исследования граничных задержек в сетях, чувствительных ко времени TSN (Time Sensitive Networking) Ethernet, заключается в том, что в таких разнородных средах, как автомобильные транспортные средства, дополненная и виртуальная реальность AR/VR (Augmented reality/Virtual Reality), а также роботизированные приложения, которые необходимы для промышленного интернета вещей IIoT (Industrial Internet of Things), могут потребоваться как высокие скорости передачи данных, так и ULL [3]. Высокие скорости передачи данных могут потребоваться для передачи видеопотока с камер, которые используются для управления транспортными средствами и роботами, а в приложениях будет очень полезен специальный механизм для универсального удовлетворения разнообразных требований ULL.