

16. *Freeman R.A., Kokotović P.V.* Robust Control of Nonlinear Systems. Boston: Birkhauser, 1996, 258 p.
17. *Kolesnikov A.A.* Sinergetika i problemy teorii upravleniya: sbornik nauchnykh trudov [Synergetics and problems of control theory: proceedings of], Under ed. A.A. Kolesnikova. Moscow: Fizmatlit, 2004, 504 p.
18. *Kolesnikov A.A.* Metod integral'noy adaptatsii nelineynykh sistem na invariantnykh mnogoobraziyakh [Method of integral adaptation of nonlinear systems in the invariant manifolds], *Trudy 3-ey mul'tikonferentsii po problemam upravleniya* [Proceedings of the 3rd multicongress on control problems]. St. Petersburg, 2010, pp. 29-34.
19. *Kolesnikov A.A., Kobzev V.A.* Dinamika poleta i upravlenie: sinergeticheskiy podkhod [Flight dynamics and control: a synergistic approach]. Taganrog: Izd-vo TTI YuFU, 2009, 198 p.
20. *Kolesnikova S.I.* Use of a posteriori information to control of a poorly formalizable dynamic object, *Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing*, Vol. 46, No. 6, pp. 571-579.
21. *Ho D.L., Kolomeiseva M.B.* Adaptive fuzzy logic control of robot-manipulator, *IFAC. Workshop on Manufacturing, Modeling, Management and Control*. Prague, 2001, pp. 157-160.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. А.А. Колесников.

Колесникова Светлана Ивановна – Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники; e-mail: skolesnikova@yandex.ru; г. Томск, пр-т Ленина, 40; д.т.н.; профессор.

Kolesnikova Svetlana Ivanovna – Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics; e-mail: skolesnikova@yandex.ru; 40, Lenin av., Tomsk, Russia; dr. of eng. sc.; professor.

УДК 681.51

А.Н. Попов, Н.А. Зеленина

СИНЕРГЕТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ*

Решение большинства задач управления движением искусственных спутников Земли (ИСЗ) невозможно без осуществления орбитального маневрирования. Орбитальным маневрированием называют всякое целенаправленное изменение орбиты ИСЗ. Наибольшее распространение в практике орбитального маневрирования получили импульсные маневры, предполагающие создание мгновенного вектора тяги с помощью маневровых двигателей в определенных точках орбиты движения ИСЗ. Импульсный подход имеет ряд ограничений: зависимость оптимальности перелета от радиуса и значения угла наклона конечной орбиты, необходимость с целью оптимального расхода топлива осуществлять маневрирование в точках орбиты, где скорость ИСЗ минимальна, и др. Рассматривается применение принципов и методов синергетической теории управления для синтеза алгоритмов управления ИСЗ, обеспечивающих выполнение требуемых орбитальных маневров. Представлены процедуры синергетического синтеза для случая сохранения плоскости исходной орбиты (копланарное маневрирование) и для случая перехода в отличную от исходной орбитальную плоскость (пространственное маневрирование). Параметры желаемой орбиты (радиус, эксцентриситет и углы поворота плоскости орбиты относительно экваториальной плоскости) задаются в виде соответствующих инвариантов движения замкнутой системы, которые в свою очередь входят в структуру формируемых в ходе процедуры синтеза притягивающих инвариантных многообразий. В качестве инвариантов движения ИСЗ используются известные инварианты Кеплера, что позволяет говорить о соответствии разработанных алгоритмов естественным физическим закономер-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант №13-08-00995-а).

ностям. Проведенное компьютерное моделирование полностью подтверждает теоретические выводы. Предлагаемые алгоритмы обеспечивают асимптотическую устойчивость процесса орбитального маневрирования и лишены известных недостатков импульсного маневрирования.

Искусственные спутники Земли; орбитальное маневрирование; синергетический синтез регуляторов; инварианты движения.

A.N. Popov, N.A. Zelenina

SYNERGETIC SYNTHESIS OF SYSTEMS FOR ARTIFICIAL EARTH SATELLITE ORBITAL MANEUVERING

The decision of the majority of tasks, assigned to satellites, can't be performed without implementation of an orbital maneuvering. The orbital maneuvering is any purposeful change of an orbit of a satellite. Pulse maneuvers, involving the creation of instant thrust vector using thrusters at certain points of the orbit motion of the satellite, received the most widely advancement. The pulse approach has several limitations: the dependence of optimality of flight from the radius and the angle of inclination of the final orbit, the need to carryout maneuvering in points of the orbit, where the satellite speed is minimal, for optimum fuel consumption, and others. The application of the principles and methods of synergetic control theory for the synthesis of control algorithms of satellites that provide implementation of desired orbital maneuvers is considered in this article. The procedures of the synergistic synthesis for the case of preservation the plane of the initial orbit (coplanar maneuvering) and for the case of transition from the initial orbital plane to another plane (spatial maneuvering) are represented. Parameters of the desired orbit (radius, eccentricity and rotation angles of the orbital plane relative to the equatorial plane) are defined as the corresponding invariants of motion of a closed system, which in turn are part of the structure formed during the synthesis procedure of attracting invariant manifolds. The invariants of Keplerare used as invariants of motion of satellites that lets to say about the conformity of the developed algorithms with the natural physical laws. The carried out computer modeling fully confirms the theoretical conclusions. The proposed algorithms provide asymptotically stability of the process of the orbital maneuvering and are deprived of known deficiencies of the impulse maneuvering.

Artificial earth satellite; orbital maneuvering; synergetic synthesis; motion invariants.

Введение. Решение большинства задач управления движением искусственных спутников Земли (ИСЗ) невозможно без осуществления эффективного орбитального маневрирования. Орбитальным маневром называют целенаправленное изменение параметров движения космического аппарата, в результате которого первоначальная траектория свободного полета (начальная орбита) меняется на некоторую другую (конечная орбита). Существуют две разновидности маневров: компланарные маневры, связанные с межорбитальными перелетами в одной плоскости, и некомпланарные (пространственные) маневры, требующие изменения плоскости движения [1, 2].

Наибольшее распространение в практике орбитального маневрирования получили так называемые импульсные маневры, предполагающие создание мгновенного вектора тяги с помощью маневровых двигателей в определенных точках орбиты движения ИСЗ [3–5]. Импульсные маневры имеют ряд ограничений при их использовании, в частности: зависимость оптимальности перелета от радиуса и значения угла наклона конечной орбиты, необходимость с целью оптимального расхода топлива осуществлять маневрирование в точках орбиты, где скорость ИСЗ минимальна, и др. [6–10].

Представлены результаты исследований, направленных на решение задач синтеза алгоритмов автоматического управления для систем орбитального маневрирования ИСЗ. Полученные алгоритмы обеспечивают осуществление компланарных и пространственных маневров и лишены недостатков импульсного подхода. При решении указанных задач использовались нелинейные модели движения ИСЗ и методы синергетической теории управления [11–12].

Математическое описание орбитального движения. В задачах орбитального маневрирования ИСЗ, как правило, рассматривается как материальная точка. В случае осуществления компланарных маневров уравнения движения спутника в плоскости орбиты выводятся из уравнения закона всемирного тяготения и закона сохранения количества движения и выглядят следующим образом [13]:

$$\begin{aligned}\dot{r} &= V_r, \\ \dot{V}_r &= V_\theta^2 r^{-1} - \frac{h^2}{p} r^{-2} + U_r, \\ \dot{\theta} &= V_\theta r^{-1}, \\ \dot{V}_\theta &= -V_r V_\theta r^{-1} + U_\theta,\end{aligned}\quad (1)$$

где r – расстояние от центра Земли до проекции ИСЗ на экваториальную плоскость; θ – угол, отсчитываемый в экваториальной плоскости от некоторой начальной оси по направлению полета ИСЗ; V_r и V_θ – радиальная и тангенциальная составляющие скорости; U_r и U_θ – составляющие вектора тяги; $\theta = \gamma + \chi$, где χ – истинная аномалия, γ – угловая постоянная, которая определяет угол между линией апсид и осью Ox декартовой системы координат. Рис. 1 иллюстрирует основные кинематические параметры плоской орбиты.

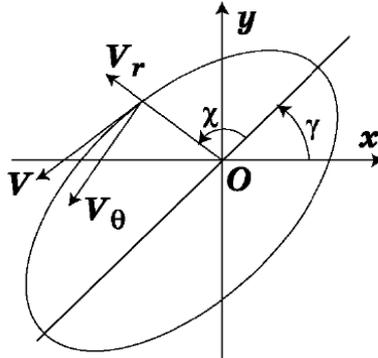


Рис. 1. Иллюстрация параметров плоской орбиты

Параметры орбиты определяются следующими соотношениями: $h = \frac{2\pi\sqrt{1-e^2}p^2}{(1-e^2)^2T}$, $\frac{h^2}{p} = GM = \mu = 398600,4 \text{ км}^2/\text{с}^2$, где p – фокальный радиус, G – постоянная гравитации, M – масса притягивающего центра, T – время обращения, e – эксцентриситет эллипса.

В случае некомпланарных (пространственных) маневров конечная орбита находится в другой плоскости относительно плоскости исходной орбиты. Относительное положение плоскости орбиты и экваториальной плоскости характеризуется долготой восходящего узла Ω и углом наклона орбиты i . Угол между восходящим узлом и радиус-вектором перицентра орбиты называют аргументом перицентра ω , а угол $u = \theta + \omega$ – аргументом широты. На рис. 2 дано графическое представление положения произвольной пространственной орбиты относи-

тельно базовой координатной системы, в которой ось O_x направлена в сторону весеннего равноденствия, ось O_z перпендикулярна плоскости экватора, ось O_y перпендикулярна векторам O_x и O_z [14, 15].

Кинематические уравнения связи между углами ориентации орбиты и декартовыми координатами спутника относительно базовой системы отсчета имеют следующий вид [7]:

$$\begin{aligned} x &= r(\cos u \cos \Omega - \cos i \sin u \sin \Omega), \\ y &= r(\cos u \sin \Omega + \cos i \sin u \cos \Omega), \\ z &= r(\sin i \sin u). \end{aligned} \quad (2)$$

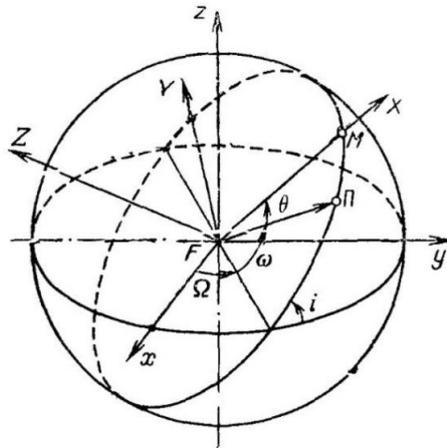


Рис. 2. Иллюстрация параметров пространственной орбиты (\overline{FM} – расстояние от центра масс Земли до спутника, \overline{FP} – радиус-вектор перицентра орбиты)

Тогда для описания динамики пространственного движения ИСЗ можно использовать следующую математическую модель:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= V_r; \\ \dot{\theta} &= V_\theta r^{-1}; \\ \dot{z} &= V_z; \\ \dot{V}_r(t) &= V_\theta^2 r^{-1} - \mu r^{-2} + U_r; \\ \dot{V}_\theta(t) &= -V_r V_\theta r^{-1} + U_\theta; \\ \dot{V}_z(t) &= -\mu z r^{-3} + U_z, \end{aligned} \quad (3)$$

где z – расстояние от плоскости экватора до ИСЗ; V_z – нормальная скорость (проекция скорости на перпендикуляр к плоскости экватора); U_z – нормальная составляющая вектора тяги.

Инварианты движения ИСЗ. Любое орбитальное движение должно отвечать законам Кеплера. Первый закон Кеплера характеризует движение ИСЗ по коническому сечению (в зависимости от выбранных параметров e и p орбита будет иметь соответствующую форму) [16, 17];

$$r(1 + e \cos \theta) - p = 0. \quad (4)$$

Согласно второму закону Кеплера за равные промежутки времени радиус-вектор, соединяющий тело и притягивающий центр, описывает равные площади. Этому условию соответствует соотношение

$$r^2 \dot{\theta} - h = rV_{\theta} - h = rV_{\theta} - \sqrt{p\mu} = 0. \quad (5)$$

Поскольку законы Кеплера описывают свободную динамику орбитального движения, представляется вполне естественным использовать эти законы как инварианты движения при решении задачи синтеза законов автоматического управления ИСЗ.

Кроме того, динамика свободного орбитального движения соответствует динамике консервативной системы, энергия которой остается постоянной. Поэтому в качестве инварианта движения может быть рассмотрен интеграл энергии стационарного движения ИСЗ [6,7]:

$$0,5(V_r^2 + V_{\theta}^2) - \frac{\mu}{r} - \frac{(e^2 - 1)\mu}{2p} = 0. \quad (6)$$

При пространственном маневрировании необходимо обеспечивать заданные значения углов ориентации плоскости новой орбиты относительно базовой системы координат, а, следовательно, выдерживать кинематические соотношения (2). Применительно к используемой модели пространственного движения (3) это в конечном итоге выражается в выполнении соотношения

$$z - r \sin i \sin u = z - r \sin i \sin(\theta + \omega) = 0, \quad (7)$$

которое может быть назначено инвариантом системы при некомпланарном маневрировании.

Синтез законов управления для осуществления компланарных маневров ИСЗ. Поставим задачу синтеза законов управления ИСЗ при компланарном маневрировании: требуется определить вектор управления U_r и U_{θ} как функцию координат состояния системы (1), обеспечивающий вывод на заданную орбиту вращения. Форма и размер конечной (целевой) орбиты характеризуется заданными значениями эксцентриситета e и фокального параметра p .

В качестве набора инвариантов используются соотношения (4) и (5), т.е. первый и второй законы Кеплера. При таком наборе инвариантов следует ввести следующую совокупность инвариантных многообразий [18–20]:

$$\begin{aligned} \psi_1 &= V_r - \varphi_1(r, \theta) = 0, \\ \psi_2 &= V_{\theta} - \frac{\sqrt{p\mu}}{r} = 0, \end{aligned} \quad (8)$$

где $\varphi_1(r, \theta)$ – пока неизвестная функция («внутреннее» управление).

На пересечении инвариантных многообразий (8) динамика системы описывается уравнениями декомпозированной системы:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \varphi_1(r, \theta), \\ \dot{\theta} &= \frac{\sqrt{p\mu}}{r^2}. \end{aligned} \quad (9)$$

Для определения «внутреннего» управления введем следующее инвариантное многообразие, которое соответствует первому закону Кеплера:

$$\psi_3 = r - \frac{p}{1 + e \cos \theta} = 0.$$

«Внутреннее» управление $\varphi_1(r, \theta)$ ищется как решение основного функционального уравнения $T_3\dot{\psi}_3(t) + \psi_3 = 0$ в силу уравнений модели (9):

$$\varphi_1(r, \theta) = z - \frac{T_3 p e \sin \theta \sqrt{p\mu} - r^3 - 2r^3 e \cos \theta - r^3 e^2 \cos^2 \theta + pr^2 + pr^2 e \cos \theta}{T_3 r^2 (1 + 2e \cos \theta + e^2 \cos^2 \theta)}.$$

Приведенная процедура поэтапной динамической декомпозиции позволяет определить структуру инвариантного многообразия $\psi_1 = 0$ и завершить синтез регулятора. Искомый закон управления ИСЗ представляет собой решение системы функциональных уравнений $T_1\dot{\psi}_1(t) + \psi_1 = 0, T_2\dot{\psi}_2(t) + \psi_2 = 0$ в силу уравнений модели (1) и имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} U_r = & (2pr^3e \cos \theta + pr^3e^2 \cos^2 \theta - 3zT_3r^3e \cos \theta - 3zT_3r^3e^2 \cos^2 \theta - \\ & - 2T_1zT_3pe^2 \sin \theta \sqrt{p\mu} \cos \theta - 2T_1zT_3pe \sin \theta \sqrt{p\mu} + T_1epV_r r^2 \sin \theta - \\ & - 3T_1zr^3e \cos \theta - 3T_1zr^3e^2 \cos^2 \theta - T_1zr^3e^3 \cos^3 \theta - 3T_1V_r^2T_3r^2e \cos \theta - \\ & - 3T_1V_r^2T_3r^2e^2 \cos^2 \theta - T_1V_r^2T_3r^2e^3 \cos^3 \theta + 2T_1e^2pV_rT_3 \sin^2 \theta \sqrt{p\mu} + \\ & + T_1epV_rT_3 \cos \theta \sqrt{p\mu} + T_1e^2pV_rT_3 \cos^2 \theta \sqrt{p\mu} + T_1e^2pV_r r^2 \sin \theta \cos \theta + \\ & + 3T_1\mu T_3re \cos \theta + 3T_1\mu T_3re^2 \cos^2 \theta + T_1\mu T_3re^3 \cos^3 \theta + rT_3pe \sin \theta \sqrt{p\mu} + \\ & + rT_3pe^2 \sin \theta \sqrt{p\mu} \cos \theta - zT_3r^3e^3 \cos^3 \theta - 3r^4e^2 \cos^2 \theta - 3r^4e \cos \theta - T_1zr^3 - \\ & - r^4 - zT_3r^3 - T_1V_r^2T_3r^2 + pr^3 + T_1\mu T_3r - r^4e^3 \cos^3 \theta) / (T_1T_3r^3(3e \cos \theta + 1 + \\ & + 3e^2 \cos^2 \theta + e^3 \cos^3 \theta)), \end{aligned} \quad (10)$$

$$U_\theta = - \frac{T_2 \sqrt{p\mu} z - T_2 z V_r r + V_r r^2 - \sqrt{p\mu} r}{T_2 r^2}.$$

На рис. 3–6 представлены результаты моделирования процесса орбитального маневра ИСЗ с законом (10): графики переходных процессов переменных состояния и общий вид траектории в плоскости орбиты. Рассмотрен маневр перевода ИСЗ с эллиптической орбиты с параметрами $e = 0,87; p = 6297,8$ км на круговую орбиту радиуса $r = 36\,000$ км.

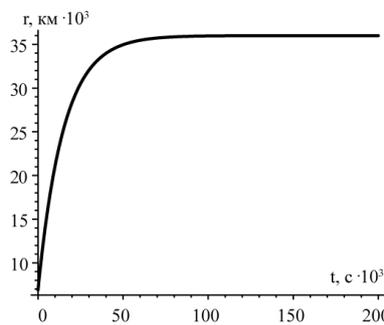


Рис. 3. График изменения длины радиус-вектора во времени

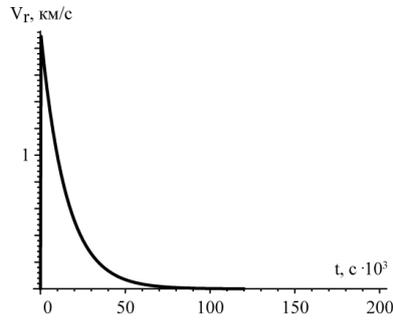


Рис. 4. График изменения радиальной скорости во времени

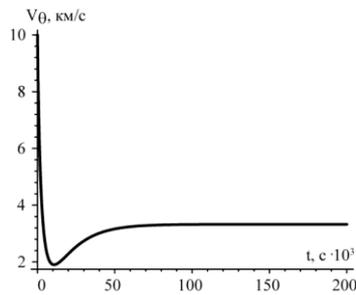


Рис. 5. График изменения трансверсальной скорости во времени

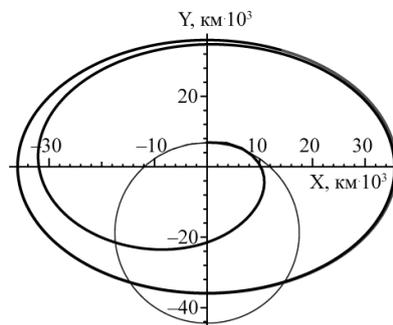


Рис. 6. Траектория движения ИСЗ в плоскости орбиты (исходная орбита показана более тонкой линией)

В качестве инварианта движения можно также использовать интеграл энергии (6). Ход процедуры синергетического синтеза принципиально не меняется, но используется другое инвариантное многообразие [20]:

$$\psi_2 = 0,5(V_r^2 + V_\theta^2) - \frac{\mu}{r} - \frac{(e^2 - 1)\mu}{2p} = 0.$$

Синтез законов управления для осуществления пространственных маневров ИСЗ. Поставим задачу синтеза законов управления ИСЗ при пространственном маневрировании ИСЗ: требуется определить вектор управления U_r , U_θ и U_z как функцию координат состояния системы (3), обеспечивающий вывод ИСЗ на заданную пространственную орбиту.

В качестве набора инвариантов используются соотношения (4), (5) и (7). При таком наборе инвариантов вводится следующая совокупность инвариантных многообразий [21–23]:

$$\begin{aligned}\psi_1 &= V_r - k_1(r - p/(1 + e \cos \theta)) = 0, \\ \psi_2 &= V_\theta - \sqrt{p\mu}/r = 0, \\ \psi_3 &= V_z - k_2(z - r \sin i^* \sin(\theta + \omega^*)) = 0,\end{aligned}$$

где $k_1, k_2 < 0$ – параметры регулятора, i^* , ω^* – желаемые значения угла наклона орбиты и аргумента перигея.

Искомый закон управления ИСЗ представляет собой решение системы функциональных уравнений: $T_i \dot{\psi}_i + \psi_i = 0, i = 1, \dots, 3$ в силу уравнений исходной модели (3) и имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}U_r &= (T_1 k_1 V_r r^2 + 2T_1 k_1 V_r r^2 e \cos \theta + T_1 k_1 V_r r^2 e^2 \cos^2 \theta - T_1 k_1 p e V_\theta r \sin \theta - \\ &- T_1 V_\theta^2 r - 2T_1 V_\theta^2 r e \cos \theta - T_1 V_\theta^2 r e^2 \cos^2 \theta + T_1 \mu + 2T_1 \mu e \cos \theta + \\ &+ T_1 \mu e^2 \cos^2 \theta - V_r r^2 - 2V_r r^2 e \cos \theta - V_r r^2 e^2 \cos^2 \theta + k_1 r^3 + \\ &+ 2k_1 r^3 e \cos \theta + k_1 r^3 e^2 \cos^2 \theta - k_1 r^2 p - \\ &- k_1 r^2 p e \cos \theta) / (T_1 r^2 (1 + 2e \cos \theta + e^2 \cos^2 \theta)), \\ U_\theta &= (-T_2 \sqrt{p\mu} V_r + T_2 V_r V_\theta r - V_\theta r^2 + \sqrt{p\mu} r) / (T_2 r^2), \\ U_z &= -(T_3 k_2 \sin(i^*) \sin(\theta + \omega^*) V_r r^3 + T_3 k_2 \sin(i^*) \cos(\theta + \omega^*) V_\theta r^3 - T_3 k_2 V_z r^3 - \\ &- T_3 \mu z + V_z r^3 - k_2 r^3 z + k_2 r^4 \sin(i^*) \sin(\theta + \omega^*)) / (T_3 r^3).\end{aligned}\tag{11}$$

На рис. 7–11 представлены результаты моделирования процесса пространственного орбитального маневра ИСЗ с законом (11): графики переходных процессов переменных состояния и общий вид траектории в трехмерном пространстве. Был промоделирован маневр перевода ИСЗ с начальной эллиптической экваториальной орбиты с параметрами $e = 0,87$; $p = 6297,8$ км; $i = 0$ рад; $\omega = \pi$ рад на круговую орбиту с параметрами $r = 36\,000$ км; $i^* = \pi/4$ рад; $\omega^* = \pi/3$ рад.

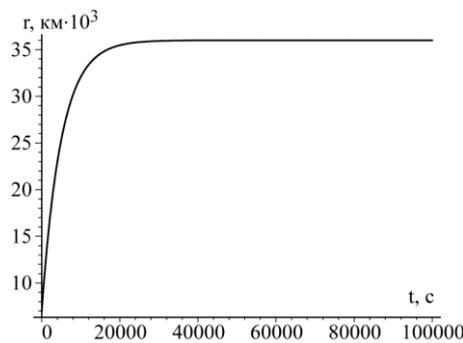


Рис. 7. График изменения радиус-вектора во времени

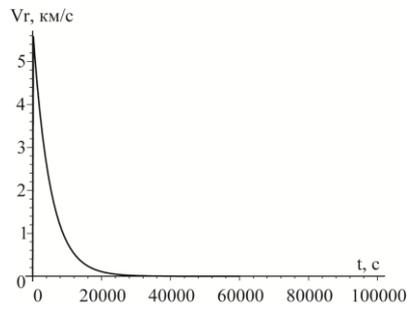


Рис. 8. График изменения радиальной скорости во времени

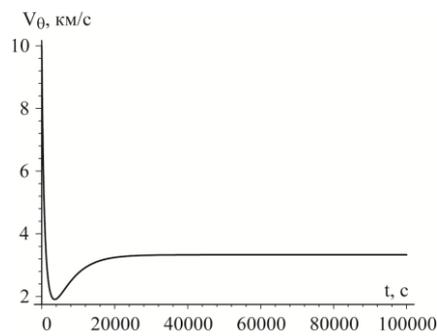


Рис. 9. График изменения трансверсальной скорости во времени

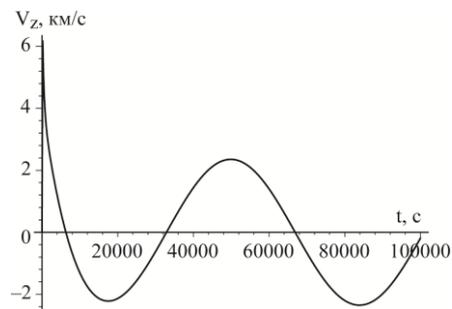


Рис. 10. График изменения нормальной скорости во времени

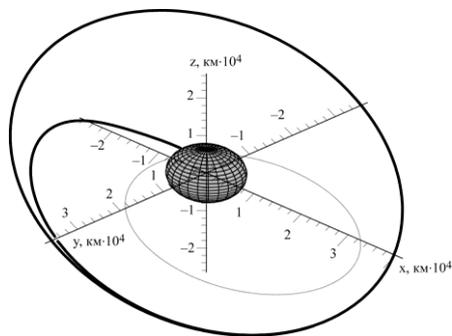


Рис. 11. Пространственный орбитальный маневр (исходная орбита показана более светлой линией)

Заключение. Применение принципов и методов синергетической теории управления позволило получить принципиально новые алгоритмы управления для систем орбитального маневрирования ИСЗ, которые позволяют осуществлять компланарные и пространственные маневры и лишенные ограничений импульсного подхода. В частности, для поворота плоскости орбиты движения не надо ожидать выхода спутника в точку апогея, а пространственный маневр может быть произведен из любой точки начальной орбиты. Например, на рис. 11 приведен пространственный маневр, стартующий из точки перигея. Кроме того, не наблюдается зависимость оптимальности осуществления маневра от значения угла наклона конечной орбиты. Таким образом, предлагаемые алгоритмы управления могут найти широкое применение для повышения эффективности орбитального маневрирования ИСЗ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Kaplan, Marshall H.* Modern Spacecraft Dynamics and Control. New York, NY: Wiley & Sons. 1976.
2. *Der-ResTaur, Victoria Coverstone-Carroll, John E. Prussing.* Optimal Impulsive Time-Fixed Orbital Rendezvous and Interception with Path Constraints // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2012. – № 18:1. – P. 54-60.
3. *Dong-Yoon Kim, Byoungsam Woo, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi.* Hybrid optimization for multiple-impulse reconfiguration trajectories of satellite formation flying // Advances in Space Research. – 2009. – № 44. – P. 1257-1269.
4. *Thomas Carter, Sergio Alvarez.* Four-impulse rendezvous near circular orbit. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. – 2012.
5. *Бурдаев М.Н.* Маневр изменения положения ИСЗ на круговой орбите с использованием поддерживающего ускорения // Программные системы: теория и приложения. – 2013. – № 4 (18). – С. 3-15.
6. *Левантовский В.И.* Механика космического полета в элементарном изложении: монография. – М.: Наука, 1980. – 512 с.
7. *Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Основы механики космического полета: монография. – М.: Наука, 1990. – 448 с.
8. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов: монография. – М.: Дрофа, 2004. – 540 с.
9. *Рой А.* Движение по орбитам. – М.: Мир, 1981. – 544 с.
10. *Hiller H.* Optimum transfers between non – coplanar circular orbits // Planetary and Space Science. – 1965. – Vol. 13, No. 2.
11. *Колесникова А.А.* Синергетическая теория управления. – М.: Энергоатомиздат, 1994. – 344 с.
12. *Колесников А.А.* Синергетические методы управления сложными системами: теория системного синтеза. – 2-е изд. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2013. – 240 с.
13. *Штернфельд А.* Искусственные спутники. – 2-е изд. – М.: Гостех-издат, 1958. – 296 с.
14. *Hitzl D.L.* Computer illustration of Earth satellite orbits // J. Spacecraft and Rockets. – 1974. – Vol. 11, № 5 (AP, 1974, № 33).
15. *Белецкий В.В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс. – М.: Наука, 1965. – 416 с.
16. *Chobotov V.* Orbital Mechanics. Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2002.
17. *Vallado D.A.* Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Microcosm Press, Hawthorne, CA, 2007.
18. *Колесников А.А., Веселов Г.Е., Попов А.Н., Колесников Ал.А., Топчиев Б.В., Мушенко А.С., Кобзев В.А.* Синергетические методы управления сложными системами: Механические и электромеханические системы. – 304 с.
19. *Колесников А.А.* Синергетическая теория управления: концепции, методы, тенденции развития // Известия ТРТУ. – 2001. – № 5 (23). – С. 7-27.

20. Попов А.Н., Зеленина Н.А. Синергетический синтез систем орбитального маневрирования космических аппаратов // Материалы V Международной научной конференции «Системный синтез и прикладная синергетика». – Пятигорск. ФГАОУ ВПО «СКФУ» (филиал) в г. Пятигорске, 2013. В 3-х т. Т. 2. – С. 88-93.
21. Колесников А.А. Синергетическая концепция системного синтеза: единство процессов самоорганизации и управления // Известия ТРТУ. – 2006. – № 6 (61). – С. 10-38.
22. Колесников А.А. Аналитическое конструирование нелинейных агрегированных регуляторов по заданной совокупности инвариантных многообразий. I. Скалярное управление // Электромеханика. – 1987. – № 3.
23. Sabatini M., Bevilacqua R., Pantaleoni M., Izzo D. A Search for Invariant Relative Satellite Motion, accepted for publication in Journal of Non Linear Dynamics and Systems, also Proceedings of the 4th Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying, Sao Jose Dos Campos, Brazil, 14-16 February 2005. – P. 222-229.

REFERENCES

1. Kaplan, Marshall H. Modern Spacecraft Dynamics and Control. New York, NY: Wiley & Sons. 1976.
2. Der-RenTaur, Victoria Coverstone-Carroll, John E. Prussing. Optimal Impulsive Time-Fixed Orbital Rendezvous and Interception with Path Constraints, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, No. 18:1, pp. 54-60.
3. Dong-Yoon Kim, Byoungsam Woo, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi. Hybrid optimization for multiple-impulse reconfiguration trajectories of satellite formation flying, *Advances in Space Research*, 2009, No. 44. pp. 1257-1269.
4. Thomas Carter, Sergio Alvarez. Four-impulse rendezvous near circular orbit. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2012.
5. Burdaev M.N. Manevr izmeneniya polozheniya ISZ na krugovoy orbite s ispol'zovaniem podderzhivayushchego uskoreniya [The maneuver changes the position of the satellite in a circular orbit using acceleration support], *Programmnye sistemy: teoriya i prilozheniya* [Program systems: Theory and Applications], 2013, No. 4 (18), pp. 3-15.
6. Levantovskiy V.I. Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii: Monografiya [Mechanics of space flight in an elementary statement: Monograph]. Moscow: Nauka, 1980, 512 p.
7. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta: Monografiya [Fundamentals of mechanics of space flight: a Monograph]. Moscow: Nauka, 1990, 448 p.
8. Ivanov N.M., Lysenko L.N. Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov: Monografiya [Ballistics and navigation of space vehicles: Monograph]. Moscow: Drofa, 2004, 540 p.
9. Roy A. Dvizhenie po orbitam [Motion in orbits]. Moscow: Mir, 1981, 544 p.
10. Hiller H. Optimum transfers between non – coplanar circular orbits, *Planetary and Space Science*, 1965, Vol. 13, No. 2.
11. Kolesnikova A.A. Sinergeticheskaya teoriya upravleniya [Synergetic control theory]. Moscow: Energoatomizdat, 1994, 344 p.
12. Kolesnikov A.A. Sinergeticheskie metody upravleniya slozhnymi sistemami: teoriya sistemnogo sinteza [Synergetic methods of control of complex systems: the theory of system synthesis]. 2nd ed. Moscow: Knizhnyy dom «LIBROKOM», 2013, 240 p.
13. Shternfel'd A. Iskusstvennye sputnik [Artificial satellites]. 2nd ed. Moscow: Gostekhizdat, 1958, 296 c.
14. Hitzl D.L. Computer illustration of Earth satellite orbits, *J. Spacecraft and Rockets*, 1974, Vol. 11, No. 5 (AP, 1974, Mo. 33).
15. Beletskiy V.V. Dvizhenie iskusstvennogo sputnika otноситel'no tsentra mass [The motion of an artificial satellite about its center of mass]. Moscow: Nauka, 1965, 416 c.
16. Chobotov V. Orbital Mechanics. Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
17. Vallado D.A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Microcosm Press, Hawthorne, CA, 2007.
18. Kolesnikov A.A., Veselov G.E., Popov A.N., Kolesnikov A.A., Topchiev B.V., Mushenko A.S., Kobzev V.A. Sinergeticheskie metody upravleniya slozhnymi sistemami: Mekhanicheskie i elektromekhanicheskie sistemy [Synergetic methods of control of complex systems: Mechanical and Electromechanical systems], 304 p.

19. *Kolesnikov A.A.* Sinergeticheskaya teoriya upravleniya: kontseptsii, metody, tendentsii razvitiya [Synergetic control theory: concepts, methods, trends], *Izvestiya TRTU [Izvestiya TSURE]*, 2001, No. 5 (23), pp. 7-27.
20. *Popov A.N., Zelenina N.A.* Sinergeticheskiy sintez sistem orbital'nogo manevrirovaniya kosmicheskikh apparatov [Synergetic synthesis systems orbital maneuvering spacecraft], *Materialy V Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Sistemnyy sintez i prikladnaya sinergetika»* [Materials of V International scientific conference "System synthesis and applied synergetics"]. Pyatigorsk. FGAOU VPO «SKFU» (filial) v g. Pyatigorske 2013. V 3-kh vol. Vol. 2, pp. 88-93.
21. *Kolesnikov A.A.* Sinergeticheskaya kontsepsiya sistemnogo sinteza: edinstvo protsessov samoorganizatsii i upravleniya [Synergetic concept of system synthesis: the unity of the processes of self-organization and management], *Izvestiya TRTU [Izvestiya TSURE]*, 2006, No. 6 (61), pp. 10-38.
22. *Kolesnikov A.A.* Analiticheskoe konstruirovaniye nelineynykh agregirovannykh regula-torov po zadannoy sovokupnosti invariantnykh mnogoobraziy. I. Skalyarnoe upravlenie [Analytical design of nonlinear aggregated regulators on a predetermined number of invariant manifolds. I. Scalar control], *Elektromekhanika [Electrical Engineering]*, 1987, No. 3.
23. *Sabatini M., Bevilacqua R., Pantaleoni M., Izzo D.* A Search for Invariant Relative Satellite Motion, accepted for publication in *Journal of Non Linear Dynamics and Systems*, also Proceedings of the 4th Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying, Sao Jose Dos Campos, Brazil, 14-16 February 2005, pp. 222-229.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. А.Б. Чернышев.

Попов Андрей Николаевич – Южный федеральный университет; e-mail: anpopov@sfnu.ru; 347922, г. Таганрог, ул. Чехова, 2; тел.: +78634318090; кафедра синергетики и процессов управления; и.о. заведующего кафедрой; к.т.н.

Зеленина Нелли Андреевна – e-mail: nelly155@yandex.ru; магистрант.

Popov Andrey Nickolaevitch – South Federal University; e-mail: anpopov@sfnu.ru; 2, Chekhova street, Taganrog, 347928, Russia; phone: +78634318090; the department of synergetics and control processes; head of department; cand. of eng. sc.

Zelenina Nelly Andreevna – e-mail: nelly155@yandex.ru; master student.

УДК 681.5

А.А. Колесников

**МЕТОД СИНЕРГЕТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ
САМООРГАНИЗУЮЩИМИСЯ НЕЛИНЕЙНЫМИ КОЛЕБАТЕЛЬНЫМИ
СИСТЕМАМИ***

На основе синергетического подхода в статье разработан новый метод аналитического конструирования агрегированных регуляторов колебаний – АКАРК, который является дальнейшим развитием широко известного метода АКАР в синергетической теории управления. Существенными отличительными особенностями метода АКАРК, на наш взгляд, являются: во-первых, использование в процедуре синтеза законов управления в виде энергии или первых интегралов движения систем; во-вторых, использование новых, по сравнению с методом АКАР, инвариантных соотношений для задач синтеза законов управления нелинейными колебаниями с заданными амплитудой и частотой. Согласно синергетической теории управления, в основе метода АКАРК лежит концепция гармоничного единства процессов технологической самоорганизации и управления. На основе этой кон-

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 14-08-00782 а.