УДК 517.977.5:629.783 DOI: 10.17587/mau.21.651-655

Е. М. Воронов[1], д-р техн. наук, проф., **А. А. Карпунин**[1], канд. техн. наук, доц., ksans@yandex.ru,
М. В. Палкин[2], канд. техн. наук, помощник ген. директора, mpalkin@vpk.npomash.ru,
И. П. Титков[1], аспирант, titkov.ivan.bmstu@gmail.com,
[1] МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва
[2] АО "ВПК "НПО машиностроения", г. Реутов

Оптимальное управление относительным движением группы космических аппаратов

Рассмотрена задача оптимального управления относительным движением группы (пары) космических аппаратов (КА), которая сформулирована в виде задачи Лагранжа на основе критерия минимизации расхода управляющих ускорений, соответствующего минимизации расхода рабочего тела или удельного импульса тяги. На основе уравнений Хилла—Клохесси—Уилтшира получена математическая модель относительного пространственного движения пары КА, находящейся на круговой орбите вокруг центрального тела. При этом один из них является управляемым, а другой — неуправляемым КА. Проведено аналитическое описание управления движением такой пары КА. Сформулирован критерий оптимальности, который определяет минимизацию расхода управляющих ускорений КА для решения задачи с заданными граничными условиями на фиксированном интервале времени. Получена система уравнений Эйлера—Лагранжа как необходимое условие существования экстремума. Получено аналитическое решение задачи Лагранжа. Для исследования полученного решения выполнено моделирование относительного движения КА по дистанции, относительной высоте, боковому отклонению для четырех временных интервалов, равных половине витка, одному, двум и четырем виткам. Исследовано влияние располагаемого времени (длительности) маневра КА на значение потребных максимальных управляющих ускорений и форму траекторий. Определена зависимость заданного критерия оптимальности управления от длительности маневра. Показано, что с увеличением длительности маневра уменьшаются суммарные затраты управляющих ускорений КА и максимальное значение управляющих ускорений. Показано изменение формы оптимальных траекторий и, соответственно, программного закона управления КА с увеличением длительности маневра. Обсуждается практическое применение полученных результатов. На основе аналитического решения предложен алгоритм синтеза управляющих ускорений КА, содержащий этапы определения начального относительного положения КА; определения потребного относительного положения КА; определения желаемой длительности маневра; вычисления значений постоянных интегрирования с учетом начального и желаемого состояний и длительности маневра КА; синтеза оптимальных управляющих ускорений и траекторий КА с использованием полученного аналитического решения.

Ключевые слова: *оптимальное управление, космический аппарат, относительное движение, задача Лагранжа, минимизация расхода, аналитическое решение*

Введение

В связи с активным развитием техники и информационных технологий разрабатываются новые концепции спутниковых систем. Одной из них является система автоматических космических аппаратов (КА) группового полета, летящих на сравнительно близком взаимном расстоянии (от сотен метров до сотен километров) и функционирующих как единое целое. Этой тематике за последнее десятилетие посвящен цикл работ [1—4]. При решении задач группового полета возможно выделить несколько подходов к управлению движением КА группы, используемых на различных этапах функционирования и для решения целевых задач: активное управление на этапе формирования заданной орбитальной конфигурации; коррекция параметров движения КА для сохранения периодической конфигурации; непрерывное управление для поддержания текущих параметров конфигурации [3, 5—12]. При этом для обеспечения безопасного (без столкновения) полета требуются алгоритмы быстрого расчета траекторий относительного движения КА в группе [1, 3, 5, 8, 11]. В связи с этим практический интерес представляют подходы на основе теории оптимального управления, обеспечивающие получение таких решений [13-18].

Целью данной работы является получение аналитического решения для расчета параметров оптимальных траекторий относительного движения пары КА по критерию минимизации расхода управляющих ускорений путем решения соответствующей задачи Лагранжа (с заданными граничными условиями на фиксированном интервале времени) с последующим моделированием и анализом результатов.

Аналитическое описание управления движением пары космических аппаратов

Рассматривается относительное движение управляемого аппарата относительно неуправляемого, находящегося на круговой орбите вокруг центрального тела. Введем следующую систему координат: ось x направлена вдоль радиус-вектора неуправляемого КА, ось z — вдоль вектора орбитального углового момента, ось y дополняет оси до правой тройки векторов.

Система уравнений относительного пространственного движения пары КА с одним управляемым аппаратом в нормальной форме Коши имеет вид [19-20]

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2;\ \dot{x}_2 = 3n^2x_1 + 2nx_4 + u_1;\ \dot{x}_3 = x_4; \\ \dot{x}_4 = -2nx_2 + u_2;\ \dot{x}_5 = x_6;\ \dot{x}_6 = -n^2x_5 + u_3, \end{cases} \tag{1}$$

где $n = \sqrt{\mu/a^3}$; μ — гравитационный параметр; a — длина большой полуоси эллипса или радиус круговой орбиты неуправляемого КА; x_1 — относительное расстояние между КА по высоте; x_2 — скорость изменения относительного расстояния между КА по высоте; x_3 — относительное расстояние между КА по дистанции; x_4 — скорость изменения относительного расстояния между КА по дистанции; x_5 — относительное расстояние между КА по фронту; x_6 — скорость изменения относительного расстояния между КА по фронту; u_i, $i = \overline{1, 3}$, — нормальная, тангенциальная и бинормальная составляющие управляющего ускорения управляемого КА, соответственно.

Пусть объект управления — управляемый КА — требуется перевести из начального состояния $\mathbf{X}(0) = \mathbf{X}^0$ в произвольное состояние $\mathbf{X}(t_1) = \mathbf{X}^{t_1}$ таким образом, чтобы обеспечить минимум расхода управляющих ускорений:

$$J = \int_0^{t_1} (u_1^2(t) + u_2^2(t) + u_3^2(t))dt \to \min, \tag{2}$$

где t_1 — фиксированная длительность маневра.

Для решения задачи Лагранжа управления относительным пространственным движением управляемого КА запишем Лагранжиан для критерия (2):

$$\begin{gathered} L = \lambda_0(u_1^2 + u_2^2 + u_3^2) + \lambda_1(\dot{x}_1 - x_2) + \\ + \lambda_2(\dot{x}_2 - 3x_1n^2 - 2x_4n - u_1) + \lambda_3(\dot{x}_3 - x_4) + \\ + \lambda_4(\dot{x}_4 + 2x_2n - u_2) + \lambda_5(\dot{x}_5 - x_6) + \\ + \lambda_6(\dot{x}_6 + x_5n^2 - u_3). \end{gathered} \tag{3}$$

Для задачи минимизации коэффициент Лагранжа $\lambda_0 = 1$. Расширенный вектор переменных имеет следующий вид: x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, λ_1, λ_2, λ_3, λ_4, λ_5, λ_6, u_1, u_2, u_3.

Система уравнений Эйлера—Лагранжа имеет вид

$$\begin{aligned} &\dot{x}_1 = x_2;\ \dot{x}_2 = 3n^2x_1 + 2nx_4 + u_1;\ \dot{x}_3 = x_4; \\ &\dot{x}_4 = -2nx_2 + u_2;\ \dot{x}_5 = x_6;\ \dot{x}_6 = -n^2x_5 + u_3; \\ &\dot{\lambda}_1 = -3\lambda_2n^2;\ \dot{\lambda}_2 = 2\lambda_4n - \lambda_1;\ \dot{\lambda}_3 = 0; \\ &\dot{\lambda}_4 = -2\lambda_2n - \lambda_3;\ \dot{\lambda}_5 = \lambda_6n^2;\ \dot{\lambda}_6 = -\lambda_5; \\ &-\lambda_2 + 2u_1 = 0;\ -\lambda_4 + 2u_2 = 0;\ -\lambda_6 + 2u_3 = 0. \end{aligned} \tag{4}$$

Управляющие ускорения, выраженные через неопределенные функции Лагранжа, можно записать в виде

$$u_1 = 0{,}5\lambda_2,\ u_2 = 0{,}5\lambda_4,\ u_3 = 0{,}5\lambda_6, \tag{5}$$

Необходимо решить следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2;\ \dot{x}_2 = 3n^2x_1 + 2nx_4 + 0{,}5\lambda_2;\ \dot{x}_3 = x_4; \\ \dot{x}_4 = -2nx_2 + 0{,}5\lambda_4;\ \dot{x}_5 = x_6;\ \dot{x}_6 = -n^2x_5 + 0{,}5\lambda_6; \\ \dot{\lambda}_1 = -3\lambda_2n^2;\ \dot{\lambda}_2 = 2\lambda_4n - \lambda_1;\ \dot{\lambda}_3 = 0; \\ \dot{\lambda}_4 = -2\lambda_2n - \lambda_3;\ \dot{\lambda}_5 = \lambda_6n^2;\ \dot{\lambda}_6 = -\lambda_5. \end{cases} \tag{6}$$

Вектор неопределенных функций Лагранжа $\boldsymbol{\lambda}$ имеет вид:

$$\begin{aligned} &\lambda_1 = -\frac{9}{4}(C_1\cos(nt) + C_2\sin(nt)) + 6n(C_3 + C_6t); \\ &\lambda_2 = -\frac{3}{4n}(C_1\sin(nt) - C_2\cos(nt)) - \frac{2}{n}C_6; \\ &\lambda_3 = C_6; \\ &\lambda_4 = -\frac{3}{2n}(C_1\cos(nt) + C_2\sin(nt)) + 3(C_3 + C_6t); \\ &\lambda_5 = -\frac{1}{2}(C_4\sin(nt) - C_5\cos(nt)); \\ &\lambda_6 = -\frac{1}{2n}(-C_4\cos(nt) + C_5\sin(nt)). \end{aligned} \tag{7}$$

Интегрирование системы (1) с учетом выражений (5) и (7) с граничными условиями $\mathbf{X}(0) = \mathbf{X}^0$ и $\mathbf{X}(t_1) = \mathbf{X}^{t_1}$ позволяет получить следующее аналитическое решение:

$$
\begin{aligned}
x_1 &= \frac{3C_6t^2}{2n} - \frac{64C_6 - 15C_2f_c + 24C_1f_s - 64C_{10}n^3 + 24C_8n^3f_c - 24C_9n^3f_s}{16n^3} + \frac{t(48C_3n^2 + 15C_1nf_c + 15C_2nf_s)}{16n^3};\\
x_2 &= \frac{3(16C_3n - 3C_1f_c + 8C_9n^3f_c + 8C_8n^3f_s + 16C_6nt + 5C_2ntf_c - 5C_1ntf_s)}{16n^2};\\
x_3 &= -\frac{1}{8n^3}(33C_1f_c - 48C_3n + 24C_2f_s + 48C_7n^4 - 24C_9n^3f_c - 24C_8n^3f_s) +\\
&+\frac{1}{8n^3}(18C_3n^3t^2 + 6C_6n^3t^3 - 64C_6nt + 48C_{10}n^4t - 15C_2ntf_c + 15C_1ntf_s);\\
x_4 &= -\frac{1}{8n^2}(9C_2f_c - 64C_6 - 18C_1f_s + 48C_{10}n^3 - 24C_8n^3f_c + 24C_9n^3f_s) -\\
&-\frac{1}{8n^2}(18C_6n^2t^2 + 36C_3n^2t + 15C_1ntf_c + 15C_2ntf_s);\\
x_5 &= -\frac{1}{16n^3}(C_4f_c + C_5f_s - 8C_{12}n^3f_c + 8C_{11}n^3f_s - 2C_5ntf_c + 2C_4ntf_s);\\
x_6 &= -\frac{1}{16n^2}(C_4f_s - C_5f_c + 8C_{11}n^3f_c + 8C_{12}n^3f_s + 2C_4ntf_c + 2C_5ntf_s);\\
u_1 &= \frac{1}{8n}(3C_2f_c - 3C_1f_s) - \frac{C_6}{n}, \quad u_2 = \frac{3C_3}{2} + \frac{3}{2}C_6t - \frac{3}{4n}(C_1f_c - C_2f_s),\\
u_3 &= -\frac{1}{4n}(C_4f_c + C_5f_s), \quad f_c = \cos(nt), \quad f_s = \sin(nt).
\end{aligned}
\tag{8}
$$

Постоянные интегрирования C_i могут быть найдены путем назначения граничных условий с последующим решением полученной системы уравнений.

Исследование аналитического решения

Исследование выполнено для аналитического решения (8) со следующими исходными данными: $\mu = 398\,600 \cdot 10^9$ м^3/с^2, высота круговой орбиты $a = 530$ км.

В качестве модельного примера рассматривается задача относительного перемещения управляемого КА на 2000 м по дистанции, относительной высоте, боковому отклонению:

$$\mathbf{X}^0 = (0,0,0,0,0,0)^{\mathrm{T}};$$

$$\mathbf{X}^{t_1} = (2000,0,2000,0,2000,0)^{\mathrm{T}}.$$

Для оценки влияния длительности маневра на относительное движение пары КА выполняется моделирование для четырех временных интервалов, равных половине витка, одному витку, двум и четырем виткам:

$$T_1 = \left\{t_1 : \ \frac{2\pi}{n}\cdot\frac{1}{2}, \ \frac{2\pi}{n}, \ 2\cdot\frac{2\pi}{n} \ \ 4\cdot\frac{2\pi}{n}\right\} \approx$$
$$\approx \{2834, \ 5668, \ 11336, \ 22672\}, \text{ с}.$$

На рис. 1—4 (см. третью сторону обложки) и рис. 5, 6 (см. четвертую сторону обложки) представлены результаты моделирования решения поставленной задачи для относительных расстояний по высоте, дистанции и фронту (x_1, x_3, x_5) и трех управляющих ускорений u_1, u_2, u_3, соответствующих нормальной, тангенциальной и бинормальной составляющим импульса тяги. Для практической реализации таких ускорений необходима двигательная установка, обеспечивающая независимое создание управляющих ускорений в трех плоскостях (например, ионные двигатели или реактивные двигатели с дросселируемой малой тягой).

На рис. 7 представлена зависимость оптимального значения критерия оптимальности (2) от длительности маневра t_1. С увеличением длительности маневра уменьшаются суммарные затраты управляющих ускорений.

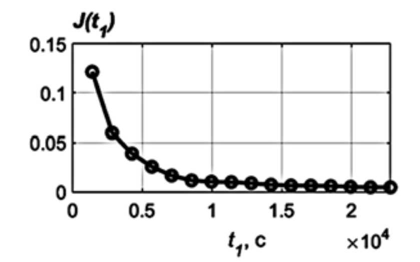

Рис. 7. Зависимость суммы квадратов ускорений от длительности маневра

Fig. 7. The dependence of the sum of the squares of accelerations on the duration of the maneuver

На рис. 8 (см. четвертую сторону обложки) представлена зависимость максимального значения управляющих ускорений u_1, u_2, u_3 от длительности маневра. Как видно, с увеличением длительности маневра уменьшается максимальное значение управляющих ускорений.

Особенностью траекторий, представленных на рис. 1—6 (см. третью и четвертую стороны обложки), является изменение оптимальных траекторий и, соответственно, программного закона управления с увеличением длительности маневра: происходит увеличение числа пересечений траекторий неуправляемого и управляемого КА. Это связано с особенностью динамики орбитального движения и рассматриваемой модели, основанной на уравнениях Клохесси—Уилтшира.

Преимуществом аналитического решения задачи оптимального управления перед методами параметрической оптимизации и численными методами решения краевых задач является его однозначность и низкая вычислительная сложность, которая сводится к вычислению значения функций при заданных граничных условиях. На основе аналитического решения может быть предложен алгоритм синтеза управляющих ускорений, включающий этапы: 1) определения начального относительного положения КА; 2) определение потребного относительного положения КА; 3) определение желаемой длительности маневра; 4) вычисление значений постоянных интегрирования с учетом начального и желаемого состояний и длительности маневра; 5) синтез оптимальных управляющих ускорений и траекторий с использованием полученного аналитического решения.

Заключение

Получено аналитическое решение задачи управления относительным движением пары КА, определяющее оптимальное управление по критерию минимизации расхода управляющих ускорений. Практической значимостью этой задачи является экономия рабочего тела двигательной установки при маневре КА. Решение применимо для группы двух и более управляемых КА.

Список литературы

1. **Воронов Е. М., Карпунин А. А., Палкин М. В.** и др. Формирование конфигурации группы спутников и многокритериальное управление по конфигурационной точности и расходу // Труды XXXVIII академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2014, под общей редакцией А. К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014. 418 с.
2. **Палкин М. В.** Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 3. С. 29—35.
3. **Титков И. П.** Алгоритм формирования оптимальных периодических структур по критерию безопасности и точности // Электронный журнал "Молодежный научно-технический вестник". 2015. № 12. 7 с. URL: http://sntbul.bmstu.ru/doc/825956.html.
4. **Палкин М. В., Титков И. П.** Управление маневрами космических аппаратов группового полета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2019. № 20(5). С. 308—313. DOI:10.17587/mau.20.308-313.
5. **Scharf D. P., Hadaegh F. Y., Ploen S. R.** A survey of spacecraft formation flying guidance and control. Part II: control // Proceedings of the 2004 American Control Conference, Boston, MA, USA. 2004. Vol. 4. P. 2976—2985.
6. **Аверкиев Н. Ф., Власов С. А., Житников Т. А. и др.** Формирование структуры баллистически связанной группы космических аппаратов дистанционного зондирования земли // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. 2016. Т. 8, № 4. С. 11—16.
7. **Назаров А. Е.** Управление относительным движением космических аппаратов при организации тандемной схемы полета // Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 19—29.
8. **Koenig A. D'Amico S.** Safe spacecraft swarm deployment and acquisition in perturbed near-circular orbits subject to operational constraints // Acta Astronautica. No. 153. 2018. DOI:10.1016/j.actaastro.2018.01.037.
9. **Schlanbusch R. Kristiansen R. Nicklasson P.** Spacecraft formation reconfiguration with collision avoidance // Automatica. No. 47. 2011. DOI:1443—1449. 10.1016/j.automatica.2011.02.014.
10. **Овчинников М. Ю**. Динамика и управление перспективными многоэлементными орбитальными системами // Вестник ННГУ. 2011. № 4-2. 3 с.
11. **Jianqiao Z., Ye D. Biggs J. Sun Z.** Finite-time relative orbit-attitude tracking control for multi-spacecraft with collision avoidance and changing network topologies // Advances in Space Research. 2018. N. 63. 21 p. DOI:10.1016/j.asr.2018.10.037.
12. **Mauro G. Di, Bevilacqua R., Spiller D., Sullivan J., D'Amico S.** Continuous maneuvers for spacecraft formation flying reconfiguration using relative orbit elements // Acta Astronautica. 2018. N. 153. P. 311—326. DOI:10.1016/j.actaastro.2018.01.043.
13. **Гончаревский В. С.** Оптимальное непрерывное управление взаимным маневром космических аппаратов без ограничений на вид траектории в орбитальной относительной системе координат // Информация и Космос. 2016. № 1. С. 143—147.
14. **Franzini G., Tannous M., Innocenti M.** Spacecraft relative motion control using the state-dependent Riccati equation technique. // 10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems. 29 May — 2 June 2018. Salzburg, Austria. 15 p.
15. **Yunjun X., Fitz-Coy N. G., Lind R., Tatsch A.** m Control for Satellites Formation Flying // Journal of Aerospace Engineering — J AEROSP ENG. 2007. N. 20. DOI:10.1061/(ASCE)0893-1321(2007)20:1(10).
16. **William Wiesel**. Optimal Impulsive Control of Relative Satellite Motion // Journal of Guidance Control and Dynamics. 2003. 26(1). P. 74—78. DOI: 10.2514/2.5016
17. **Ulybyshev Y.** Long-Term Formation Keeping of Satellite Constellation Using Linear-Quadratic Controller // Journal of Guidance Control and Dynamics. N. 21(1). P. 109—115. DOI: 10.2514/2.4204.
18. **Sedwick R. J., Miller D., Kong E.** Mitigation of Differential Perturbations in Clusters of Formation Flying Satellites // AIAA/AAS Space Flight Mechanics Conference. Breckenridge, Colorado. 1999. V. 102, Part. 1. AAS99—124. P. 323—342.
19. **Clohessy, W. H., Wiltshire, R. S.** Terminal Guidance for Satellite Rendezvous // J. Aerospace Sciences. 1960. Vol. 27, N. 9. P. 653—678.
20. **Иванов Н. М., Лысенко Л. Н.** Баллистика и навигация космических аппаратов. Изд. 3. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 528 с

Satellite Formation Flying Maneuver Optimal Control

E. M. Voronov[1], **A. A. Karpunin**[1], ksans@yandex.ru,
M. V. Palkin[2], Assistant General Director, mpalkin@vpk.npomash.ru, **I. P. Titkov**[1], titkov.ivan.bmstu@gmail.com,
[1]Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation,
[2]MIC "NPO Mashinostroyenia", 143966, Reutov, Russian Federation

Corresponding author: **Palkin Maksim V.**, Ph.D., Assistant General Director MIC "NPO Mashinostroyenia", Reutov, 143966, Russian Federation, e-mail: mpalkin@vpk.npomash.ru,

Accepted on April 20, 2020

Abstract

A task of a pair formation flying satellites optimal relative motion control is described. It is presented as a Lagrange problem of satellite relative motion by the criterion of the control acceleration minimization. The control acceleration term corresponds to the term of a fuel flow or a satellite specific impulse. On the basis of a Hill-Clohessy-Wiltshire equation a mathematical model of the relative motion of a pair of satellites is obtained. One satellite is controlled and another is noncontrolled. Analytical description of such relative motion is presented. The optimization criterion considers control acceleration minimization with fixed boundary conditions and a fixed time interval. The system of Euler-Lagrange equations is obtained as a necessary condition for the extremum existence. An analytical solution for the Lagrange problem is obtained. Relative motion simulation for given examples is performed. The example studies relative motion by distance, relative attitude and lateral deviation parametres and four time intervals, corresponding to half orbit length, one, two and four orbit length. The correlation of optimization criterion value and duration of the maneuver is determined. Direct dependence between duration of maneuvers, control acceleration magnitude and control acceleration costs is presented. Correlation between duration of maneuvers and shape of the optimal trajectory is studied. Practical application of this paper results is discussed. An algorithm of a formation flying relative motion control is provided. The algorithm includes stages of an initial relative position definition, the required relative position and duration of a maneuver definition, constants of integration evaluation, optimal control acceleration synthesis.

Keywords: *satellite, relative motion, optimal control, fuel minimization, analytical solution, Lagrange problem, formation flying*

For citation:

Voronov E. M, Karpunin A. A., Palkin M. V., Titkov I. P. Satellite Formation Flying Maneuver Optimal Control, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie,* 2020, vol. 21, no. 11, pp. 651—655.

DOI: 10.17587/mau.21.651-655

References

1. **Voronov E. M., Karpunin A. A., Palkin M. V.** Formation flying configuration design and multi-criteria control, *Proceedings of the XXXVIII academic conference on Cosmonautics*, Moscow, RAS Commission on the scientific heritage pioneers of space exploration, 2014, 418 p. (in Russian).
2. **Palkin M. V.** Questions of satellite formation flying design and control, *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 29—35 (in Russian).
3. **Titkov I. P.** Algorithm for the formation of optimal periodic structures by the criterion of safety and accuracy, *Youth Scientific and Technical Bulletin*, 2015, no. 12, 7 p., available at: http://sntbul.bmstu.ru/doc/825956.html (in Russian).
4. **Palkin M. V., Titkov I. P.** Satellite Formation Flying Maneuver Control, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 5, pp. 308—313 (in Russian), DOI:10.17587/mau.20.308-313.
5. **Scharf D. P., Hadaegh F. Y., Ploen S. R.** A survey of spacecraft formation flying guidance and control. Part II: control, *Proceedings of the 2004 American Control Conference*, Boston, MA, USA, 2004, vol. 4, pp. 2976—2985.
6. **Averkiev N. F., Vlasov S. A., Zhitnikov T. A. atd others.** Formation of structure ballistically linked group of remote sensing spacecrafts, *High tech in Earth Space Research*, 2016, vol. 8, no. 4, pp. 11—16 (in Russian).
7. **Nazarov A. E.** Control of apparent SC motion at Tandem Mission Profile, *Vestnil NPO imeni S. A. Lavochkina*, 2018, no. 1, pp. 19—29. (in Russian)
8. **Koenig A. D'Amico S.** Safe spacecraft swarm deployment and acquisition in perturbed near-circular orbits subject to operational constraints, *Acta Astronautica*, 2018, no. 153, DOI:10.1016/j.actaastro.2018.01.037.
9. **Schlanbusch R., Kristiansen R., Nicklasson P.** Spacecraft formation reconfiguration with collision avoidance, *Automatica*, 2011, no. 47, DOI:1443—1449. 10.1016/j.automatica.2011.02.014.
10. ***Ovchinnikov* M. Y**. Dynamics and control of promising single-element orbital systems, *Vestnik of Lobachevsky University of Nizhni Novgorod*, 2011, no. 4—2, 3 p. (in Russian).
11. **Jianqiao Z., Ye D. Biggs J. Sun Z.** Finite-time relative orbit-attitude tracking control for multi-spacecraft with collision avoidance and changing network topologies, *Advances in Space Research*, 2018, no. 63, 21 p, DOI:10.1016/j.asr.2018.10.037.
12. **Mauro G. Di, Bevilacqua R., Spiller D., Sullivan J., D'Amico S.** Continuous maneuvers for spacecraft formation flying reconfiguration using relative orbit elements, *Acta Astronautica*, 2018, no. 153, pp. 311—326, DOI:10.1016/j.actaastro.2018.01.043.
13. **Goncharevsky V.** Optimal continuous control of mutual spacecraft maneuvering without restrictions on type of trajectory in orbital relative coordinate system, *Information and Space*, 2016, no. 1, pp. 143—147 (in Russian).
14. **Franzini G., Tannous M., Innocenti M.** Spacecraft relative motion control using the state-dependent Riccati equation technique, *10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, 29 May — 2 June 2018, Salzburg, Austria, 15 p.
15. **Yunjun X., Fitz-Coy N. G., Lind R., Tatsch A.** m Control for Satellites Formation Flying, *Journal of Aerospace Engineering — J AEROSP ENG.*, 2007, no. 20, DOI:10.1061/(ASCE)0893-1321(2007)20:1(10).
16. **William Wiesel.** Optimal Impulsive Control of Relative Satellite Motion, *Journal of Guidance Control and Dynamics,* 2003, 26(1), pp. 74—78, DOI: 10.2514/2.5016.
17. **Ulybyshev Y.** Long-Term Formation Keeping of Satellite Constellation Using Linear-Quadratic Controller, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, no. 21(1), pp. 109—115, DOI: 10.2514/2.4204.
18. **Sedwick R. J., Miller D., Kong E.** Mitigation of Differential Perturbations in Clusters of Formation Flying Satellites, *AIAA/AAS Space Flight Mechanics Conference*, Breckenridge, Colorado, 1999, vol. 102, part. 1, AAS99—124, pp. 323—342.
19. **Clohessy W. H., Wiltshire R. S.** Terminal Guidance for Satellite Rendezvous, *J. Aerospace Sciences*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653—678.
20. **Ivanov N. M., Lysenko L. N.** Spacecraft ballistics and navigation. Ed. 3, Moscow, MSTU named after N. E. Bauman, 2016, 528 p. (in Russian).