

roduced to compensate errors of radio signal passed through the ionosphere. This makes it possible to solve the problem of precise estimation of object's location coordinates very effectively. It is actual to consider the location coordinates as the initial information in the construction of onboard navigation algorithms for estimating other parameters of the trajectory, among which the most important is the velocity vector of the object relative to the Earth surface. The article presents a mathematical model of the inverse trajectory problem, the purpose of which is to evaluate object's location coordinates derivatives, described the used technology, research is carried out and procedures are proposed to improve the solvability of the problem under conditions of finite accuracy of measurements and representation of numbers in a computing environment. To solve the problem, a neural-like algorithm of the Kalman type is proposed. The results of computational experiments are also presented.

Keywords: motion, velocity, inverse trajectory problem, model, neural-like algorithm, navigation satellite system, GLONASS

For citation:

Devyatisilny A. S., Shurygin A. V., Stotsenko A. K. Analytical Design and Numerical Research of Motion Detection Models Based on GLONASS Data, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 11, pp. 782–787.

DOI: 10.17587/mau.18.782-787

References

1. **Perov A. I., Harisov V. N.** *GLONASS. Principy postroeniya i funkcionirovaniya* (GLONASS. Principles of construction and operation), Moscow, Radiotekhnika, 2005, 688 p. (in Russian).

2. **Andreev V. D.** *Teoriya inercial'noj navigacii. Avtonomnye sistemy* (The theory of inertial navigation. Autonomous systems) Moscow, Nauka, 1966, 580 p. (in Russian).

3. **Devyatisilny A. S.** *Model' nejrosetevoj inercial'no-sputnikovoj navigacionnoj sistemy s funkciej ocenki gradienta napryazhennosti gravitacionnogo polya Zemli* (Model of the neural network inertial-satellite navigation system with the function of estimating the gradient of the Earth's gravitational field strength), *Zhurnal Tekhnicheskoy Nauki*, 2016, vol. 86, no. 9, pp. 20–23 (in Russian).

4. **Medich J.** *Statisticheskie optimal'nye linejnye ocenki i upravlenie* (Statistical optimal linear estimates and control), Moscow, Energiya, 1972, 440 p. (in Russian).

5. **Devyatisilny A. S., Stotsenko A. K.** *Issledovanie otositel'nogo prodol'nogo dvizheniya avtomobilej v sisteme "lider — vedomyj"* (Investigation of the relative longitudinal motion of cars in the "leader-driven" system), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 4, pp. 285–288 (in Russian).

УДК 519.6, 629.78

DOI: 10.17587/mau.18.787-792

И. А. Панкратов, канд. техн. наук, доц., науч. сотр., PankratovIA@info.sgu.ru,

Саратовский национальный исследовательский государственный университет

имени Н. Г. Чернышевского, г. Саратов, Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов

Эволюционный алгоритм минимизации затрат характеристической скорости на переориентацию орбиты космического аппарата

В кватернионной постановке рассмотрена задача оптимальной переориентации орбиты космического аппарата (КА). Рассмотрен актуальный частный случай задачи, когда орбита КА является круговой, а управление принимает свои максимальные по модулю значения на отдельных участках активного движения КА (при этом также присутствуют участки пассивного движения КА). Построен оригинальный эволюционный алгоритм нахождения оптимальных траекторий перелетов КА, в котором неизвестными величинами являются длительности участков движения КА. Приведены примеры численного решения задачи для случаев, когда отличие между начальной и конечной ориентациями орбиты КА составляет единицы (или десятки) градусов в угловой мере. Рассмотрен случай, когда конечная ориентация орбиты КА соответствует ориентации орбиты одного из спутников отечественной орбитальной группировки ГЛОНАСС. Построены графики изменения компонент кватерниона ориентации орбитальной системы координат, отклонения текущего положения орбиты КА от требуемого, оптимального управления. Установлены особенности и закономерности процесса оптимальной переориентации орбиты КА.

Ключевые слова: космический аппарат, орбита, кватернион, оптимизация, ген

1. Постановка задачи

Предположим, что вектор ускорения \mathbf{u} от тяги реактивного двигателя во все время управляемого движения КА направлен ортогонально плоскости его орбиты. Тогда орбита КА во время управляемого движения центра масс КА не меняет своей формы и размеров. Орбита КА поворачивается в пространстве под действием управления как неизменяемая (недеформируемая) фигура. Рассмотрим следующую задачу: пусть необходимо перевести

орбиту КА, движение центра масс которого описывается уравнениями [1]

$$2\lambda^{\bullet} = \lambda \circ \omega_{\eta},$$

$$\omega_{\eta} = (ur/c) \mathbf{i}_1 + (c/r^2) \mathbf{i}_3,$$

$$\varphi^{\bullet} = c/r^2,$$

$$r = p/(1 + e \cos \varphi),$$

$$c = \text{const}$$

из заданного начального состояния

$$t = t_0 = 0,$$

$$\varphi(0) = \varphi_0,$$

$$\lambda(0) = \lambda^{(0)} = \Lambda^0 \circ (\cos(\varphi_0/2) + \mathbf{i}_3 \sin(\varphi_0/2)) \quad (1)$$

в конечное состояние, принадлежащее многообразию

$$t = t^* = ? \text{ (время окончания управляемого процесса неизвестно),}$$

$$\varphi(t^*) = \varphi^*,$$

$$\text{vect}[\bar{\lambda}(t^*) \circ \Lambda^* \circ (\cos(\varphi^*/2) + \mathbf{i}_3 \sin(\varphi^*/2))] = \mathbf{0} \quad (2)$$

(черта над кватернионом — символ сопряжения), с помощью кусочно-постоянного управления

$$u(t) = (-1)^k u_{start} \text{ если } t_{2k} \leq t \leq t_{2k+1} \\ (k = 0, 1, \dots, \text{INT}(0,5(M-1)));$$

$$u(t) = 0, \text{ если } t_{2k-1} \leq t \leq t_{2k} \text{ (} k = 1, \dots, \text{INT}(0,5M)).$$

Здесь $\text{INT}(\dots)$ — целая часть числа в скобках, M — число участков движения КА.

При этом необходимо минимизировать затраты характеристической скорости [2] на переориентацию орбиты КА. Отметим, что число участков движения КА M полагается заданным. Известно, что в случае при минимализации затрат характеристической скорости оптимальное управление, которое находится с помощью принципа максимума Л. С. Понтрягина [3], имеет именно такой вид.

Здесь $\lambda = \lambda_0 + \lambda_1 \mathbf{i}_1 + \lambda_2 \mathbf{i}_2 + \lambda_3 \mathbf{i}_3$ — нормированный кватернион ориентации орбитальной системы координат η в инерциальной системе координат X (ось η_1 этой системы координат направлена вдоль радиуса-вектора r центра масс КА, а ось η_3 перпендикулярна плоскости орбиты); $\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$ — векторные мнимые единицы Гамильтона; \circ — символ кватернионного умножения, верхняя точка означает производную по времени t , дифференцирование выполняется в предположении неизменности величин $\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$; φ — истинная аномалия (угол между r и радиусом-вектором перицентра орбиты КА), эта переменная характеризует положение КА на орбите; $r = |r|$; p и e — параметр и эксцентриситет орбиты; $c = |r \times dr/dt|$ — постоянная площадей; u — алгебраическая величина реактивного ускорения; $\Lambda = \Lambda_0 + \Lambda_1 \mathbf{i}_1 + \Lambda_2 \mathbf{i}_2 + \Lambda_3 \mathbf{i}_3$ — кватернион ориентации орбиты КА; $u_{start} \in \{-u_{max}, u_{max}\}$ — значение управления на первом участке активного движения КА; $\Delta_k = t_k - t_{k-1}$ — искомые величины (длительности участков активного движения КА).

Известно, что кватернион Λ получается из кватерниона ориентации орбитальной системы координат с помощью поворота

$$\Lambda = \lambda \circ (\cos(\varphi^*/2) - \mathbf{i}_3 \sin(\varphi^*/2)).$$

В данной задаче известны c, p, e, φ_0 , а также начальное и конечное значения кватерниона ориентации орбиты КА. Необходимо найти длительности участков активного движения КА.

Введем безразмерные переменные по формулам $r = Rr^b, t = Tt^b, u = u_{max}u^b$. Здесь R — характерное расстояние (величина, близкая к длине большой полуоси орбиты управляемого КА); $T = R^2/c$ — характерное время. Компоненты кватерниона ориентации орбиты КА λ_j являются безразмерными. После элементарных преобразований система фазовых уравнений примет вид [4]

$$2\lambda^{\bullet} = \lambda \circ \omega^b;$$

$$\omega^b = (Nu^b r^b) \mathbf{i}_1 + \mathbf{i}_3; \quad (3)$$

$$\varphi^{\bullet} = (r^b)^{-2};$$

$$r^{\bullet b} = 1/(1 + e \cos \varphi).$$

Здесь $N = u_{max} R^3/c^2$ — характерный безразмерный параметр задачи.

Ограничение по управлению в безразмерном виде:

$$-1 \leq u^b \leq 1.$$

2. Алгоритм решения задачи

Ранее в работах [4, 5] поставленная задача решалась с помощью принципа максимума Л. С. Понтрягина. В результате применения принципа максимума была получена краевая задача с подвижным правым концом, которая решалась численно с помощью итерационного метода [6]. К сожалению, в этой задаче не найдены формулы для нахождения неизвестных начальных значений сопряженных переменных. При этом начальные приближения для значений сопряженных переменных плохо сходятся к тем значениям, которые доставляют нули функциям невязок. Итерационные методы постоянно попадают в локальные минимумы функций невязок. В настоящей статье построен эволюционный алгоритм решения этой задачи. При применении этого алгоритма не нужно искать начальные значения сопряженных переменных. Подобные методы, основанные на искусственном интеллекте и машинном обучении, рассмотрены, например, в работах [7, 8]. Опишем основные этапы эволюционного алгоритма, следуя книге [9].

Далее будем рассматривать случай, когда орбита КА является круговой, при этом $e = 0$, а $r^b = 1$. Отметим, что орбиты спутниковых группировок ГЛОНАСС и GPS близки к круговым.

Вначале необходимо случайным образом сгенерировать популяцию из N_{max} пробных решений (особей), каждое из которых представляет собой набор из M вещественных чисел. При этом вместо вещественного числа Δ_k в памяти хранится целое число u_k^{int} (ген), ($0 \leq u_k^{int} \leq 2^L - 1$). Связь между искомым вещественным числом и геном дается формулой

$$\Delta_k = \Delta T_{max} u_k^{int} / (2^L - 1),$$

где ΔT_{max} — заданная максимальная длительность активного участка движения КА.

На втором шаге алгоритма для каждой особи находится по известной формуле [10]

$$\lambda(t_k) = \lambda(t_{k-1}) \circ (\cos(0,5\omega\Delta_k) + \omega^{-1}\sin(0,5\omega\Delta_k)\omega^b); (4)$$

$$\omega^b = (Nu^b r^b)\mathbf{i}_1 + \mathbf{i}_3, \omega = |\omega^b|$$

значение кватерниона ориентации орбитальной системы координат при $t = t^* = t_M$ с начальными условиями (1) (управление задается выбранной хромосомой). В качестве значения функции приспособленности (целевой функции) берется модуль левой части соотношения (2). Как известно, принцип естественного отбора заключается в том, что в конкурентной борьбе выживает наиболее приспособленная особь. В нашем случае, чем меньше значение целевой функции, тем более приспособленной является особь, т. е. пробное решение, использовавшееся в качестве аргумента целевой функции. Если на этом шаге для некоторой особи значение целевой функции меньше наперед заданного малого числа ϵ , то выполнение алгоритма заканчивается, а управление, соответствующее данной особи, выдается в качестве решения задачи. Если же превышено максимальное число итераций N_{iter}^{max} , то в качестве решения задачи выдается управление, соответствующее особи с минимальным значением целевой функции.

На третьем шаге алгоритма отбрасывается половина особей, имеющих наибольшие (худшие) значения целевой функции (предполагается, что число особей N_{max} является четным). Затем проводится скрещивание особи с наименьшим значением целевой функции со всеми остальными, в том числе и с самой собой. В качестве оператора скрещивания был выбран метод промежуточной рекомбинации [9]. Потомки создаются по следующему правилу:

$$\text{Потомок} = \text{Родитель}_1 + \alpha(\text{Родитель}_2 - \text{Родитель}_1).$$

Здесь α — случайное число на отрезке $[-0,25; 1,25]$.

Для каждого гена создаваемого потомка выбирается отдельный множитель α . Полученные гены потомка округляются до ближайших целых чисел, лежащих на отрезке $[0; 2^L - 1]$. В результате получается новая популяция из N_{max} особей.

На четвертом шаге алгоритма вычисляется среднее значение целевой функции для популяции, полученной на третьем шаге. Если оно больше, чем среднее значение целевой функции, вычисленное на втором шаге, то осуществляется мутация особей в популяции. Для этого гены всех особей записываются в двоичном виде (на каждый ген отводится ровно L бит) и с вероятностью $p_{mut} \in (0; 1]$ проводится инвертирование случайным образом выбранного бита каждого гена. Затем осуществляется возврат ко второму шагу алгоритма.

Отметим, что описанный алгоритм необходимо применять неоднократно для разных начальных популяций. При этом будет получено несколько решений, из которых необходимо выбрать то, кото-

рое соответствует переориентации орбиты с меньшими затратами характеристической скорости.

3. Примеры численного решения задачи

Для численного решения поставленной задачи с помощью описанного выше алгоритма была составлена программа на языке Python.

Величины, характеризующие форму, размеры орбиты КА, начальное и конечное положения КА на орбите, начальную и конечную ориентации орбиты КА, полагались равными [11] (a_{or} — большая полуось орбиты):

$$a_{or} = 25\,500\,000 \text{ м}, u_{max} = 0,101907 \text{ м/с}^2,$$

$$N = 0,35, \varphi_0 = 3,940323 \text{ рад};$$

а) начальная ориентация орбиты КА:

$$\Lambda_0^0 = 0,679417, \Lambda_1^0 = -0,245862,$$

$$\Lambda_2^0 = -0,539909, \Lambda_3^0 = -0,353860;$$

$$\lambda_0^0 = 0,061834, \lambda_1^0 = -0,451574,$$

$$\lambda_2^0 = 0,457556, \lambda_3^0 = 0,763545;$$

конечная ориентация орбиты КА:

- вариант 1 (малое отличие в ориентациях орбит КА):

$$\Lambda_0^* = 0,678275, \Lambda_1^* = -0,268667,$$

$$\Lambda_2^* = -0,577802, \Lambda_3^* = -0,366116;$$

- вариант 2 (большое отличие в ориентациях орбит КА):

$$\Lambda_0^* = -0,440542, \Lambda_1^* = -0,522476,$$

$$\Lambda_2^* = -0,125336, \Lambda_3^* = -0,719189;$$

- вариант 3 (большое отличие в ориентациях орбит КА, ГЛОНАСС):

$$\Lambda_0^* = -0,255650, \Lambda_1^* = -0,162241,$$

$$\Lambda_2^* = 0,510674, \Lambda_3^* = 0,804694;$$

б) начальная ориентация орбиты КА:

$$\Lambda_0^0 = 0,235019, \Lambda_1^0 = -0,144020,$$

$$\Lambda_2^0 = -0,502258, \Lambda_3^0 = 0,819610;$$

$$\lambda_0^0 = -0,663730, \lambda_1^0 = 0,518734,$$

$$\lambda_2^0 = -0,062608, \lambda_3^0 = -0,535217;$$

конечная ориентация орбиты КА:

- вариант 4 (малое отличие в ориентациях орбит КА, ГЛОНАСС):

$$\Lambda_0^* = -0,255650, \Lambda_1^* = -0,162241,$$

$$\Lambda_2^* = 0,510674, \Lambda_3^* = 0,804694.$$

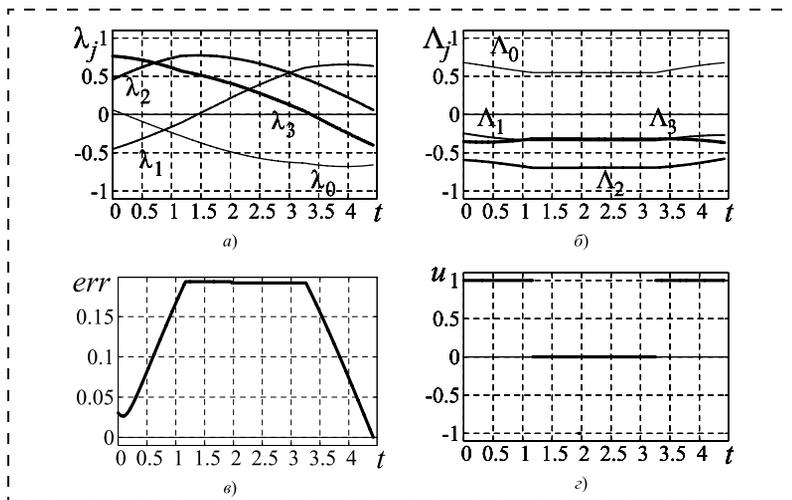


Рис. 1. Круговая орбита, вариант 1, $M = 5$:
a — компоненты кватерниона ориентации орбитальной системы координат;
b — компоненты кватерниона ориентации орбиты КА; *c* — отклонение ориентации орбиты от требуемой; *z* — оптимальное управление

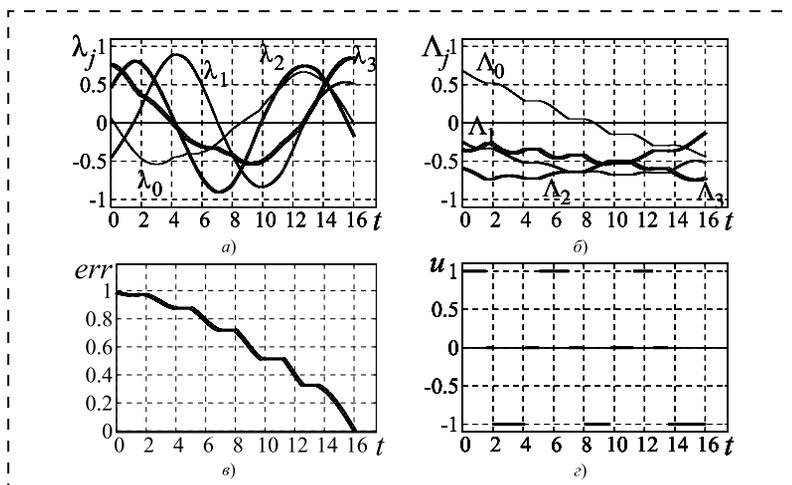


Рис. 2. Круговая орбита, вариант 2, $M = 11$:
a — компоненты кватерниона ориентации орбитальной системы координат;
b — компоненты кватерниона ориентации орбиты КА; *c* — отклонение ориентации орбиты от требуемой; *z* — оптимальное управление

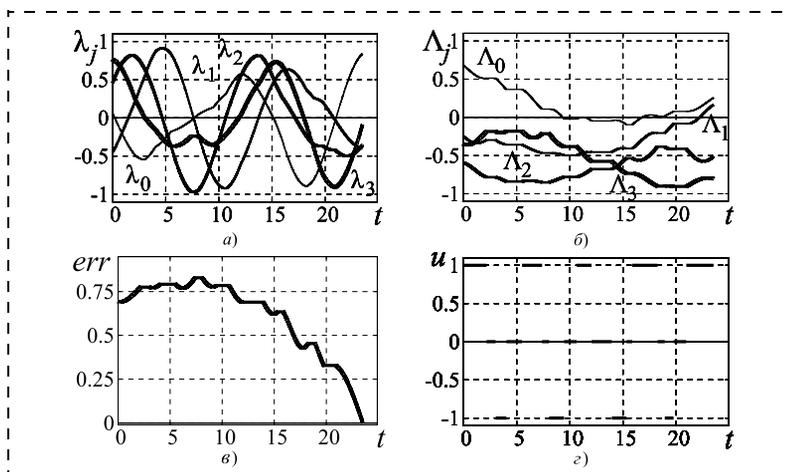


Рис. 3. Круговая орбита, вариант 3, $M = 17$:
a — компоненты кватерниона ориентации орбитальной системы координат;
b — компоненты кватерниона ориентации орбиты КА; *c* — отклонение ориентации орбиты от требуемой; *z* — оптимальное управление

Масштабирующие множители равны: $R = 26\,000\,000$ м, $T = 9449,714506$ с. Они соответствуют значениям декартовых координат и проекций вектора скорости центра масс КА, приведенным в книге [12].

Отметим, что в вариантах 1, 4 отличие ориентаций орбит по долготе восходящего узла, наклону, угловому расстоянию перицентра от узла составляет единицы градусов; а в вариантах 2, 3 — десятки градусов в угловой мере. В третьем и четвертом вариантах кватернион конечной ориентации орбиты КА соответствует ориентации орбиты одного из спутников отечественной орбитальной группировки ГЛОНАСС.

Параметры генетического алгоритма полагались равными:

$$L = 40, N_{\max} = 10\,000, p_{\text{mut}} = 0,9.$$

На рис. 1—4 приведены результаты решения задачи оптимальной переориентации круговой орбиты КА для вариантов 1—4. Здесь

$$\begin{aligned} \text{err} = \text{err}(t) = & \\ = |\text{vect}[\lambda(t^*) \circ \Lambda^* \circ (\cos((\varphi_0 + t)/2) + & \\ + \mathbf{i}_3 \sin((\varphi_0 + t)/2))]|. & \end{aligned}$$

В ходе численного решения задачи было установлено, что при смене знака управления на первом участке активного движения КА (а также при увеличении числа активных участков движения КА) затраты характеристической скорости на переориентацию орбиты КА увеличиваются. Отметим, что использование аналитических формул (4) вместо численного интегрирования уравнений (3) методом Рунге—Кутты позволяет значительно ускорить работу алгоритма. При сохранении приемлемой длительности работы программы становится возможным на несколько порядков увеличить число особей в популяции и быстрее найти решение задачи. Отметим также, что длительности второго и третьего участков движения КА в расчетах для варианта 4 на два порядка меньше длительностей остальных участков. В то же время получить решение задачи с меньшим числом участков движения КА не удалось. Также было установлено, что длительность переориентации орбиты КА для второго и третьего вариантов граничных условий больше, чем в случае малого отличия в ориентациях орбит КА. Более того, оказалось, что решить задачу с помощью предложенного алгоритма

проще в случае, когда начальная и конечная орбиты КА близки друг к другу.

В дальнейшем предполагается модифицировать описанный в статье эволюционный алгоритм так, чтобы оптимальное число участков движения КА определялось в ходе решения задачи.

Список литературы

1. **Челноков Ю. Н.** Применение кватернионов в задачах оптимального управления движением центра масс космического аппарата в ньютоновском гравитационном поле. I // Космические исследования. 2001. Т. 39. Вып. 5. С. 502—517.

2. **Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребенников Е. А.** и др. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976. 864 с.

3. **Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф.** Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

4. **Панкратов И. А., Сапунков Я. Г., Челноков Ю. Н.** Решение задачи оптимальной переориентации орбиты космического аппарата с использованием кватернионных уравнений ориентации орбитальной системы координат // Изв. Сарат. ун-та. Нов. сер. Сер. Математика. Механика. Информатика. 2013. Т. 13, вып. 1, ч. 1. С. 84—92.

5. **Панкратов И. А., Сапунков Я. Г., Челноков Ю. Н.** Численное исследование задачи переориентации орбиты космического аппарата с использованием орбитальной системы координат // Математика. Механика. 2012. Вып. 14. С. 132—136.

6. **Моисеев Н. Н.** Численные методы в теории оптимальных систем. М.: Наука, 1971. 424 с.

7. **Dachwald V.** Optimization of very-low-thrust trajectories using evolutionary neurocontrol // Acta Astronautica. 2005. Vol. 57, N. 2—8. P. 175—185.

8. **Coverstone-Carroll V., Hartmann J. W., Mason W. J.** Optimal multi-objective low-thrust spacecraft trajectories // Computer methods in applied mechanics and engineering. 2000. Vol. 186, N. 2—4. P. 387—402.

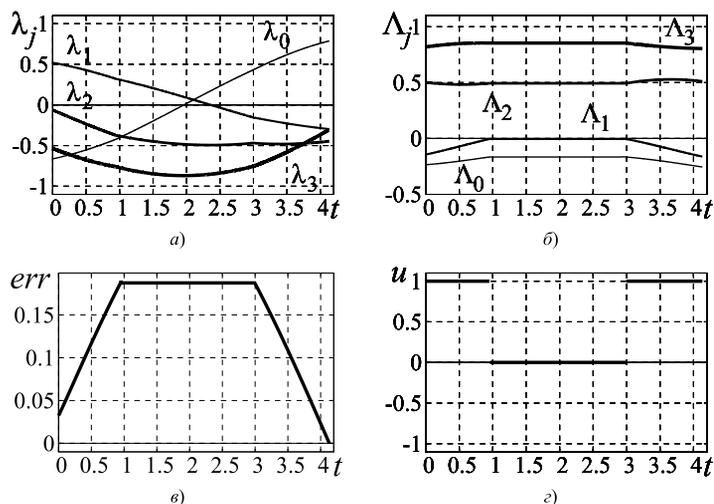


Рис. 4. Круговая орбита, вариант 4, $M = 5$:

a — компоненты кватерниона ориентации орбитальной системы координат; b — компоненты кватерниона ориентации орбиты КА; c — отклонение ориентации орбиты от требуемой; d — оптимальное управление

9. **Панченко Т. В.** Генетические алгоритмы. Астрахань: Издательский дом "Астраханский университет", 2007. 87 с.

10. **Панкратов И. А., Челноков Ю. Н.** Аналитическое решение дифференциальных уравнений ориентации круговой орбиты космического аппарата // Изв. Сарат. ун-та. Нов. сер. Сер. Математика. Механика. Информатика. 2011. Т. 11, Вып. 1. С. 84—89.

11. **Челноков Ю. Н.** Применение кватернионов в задачах оптимального управления движением центра масс космического аппарата в ньютоновском гравитационном поле. III // Космические исследования. 2003. Т. 41, Вып. 5. С. 488—505.

12. **Бордовицына Т. В.** Современные численные методы в задачах небесной механики. М.: Наука, 1984. 136 с.

Evolutionary Algorithm for Minimizing the Characteristic Velocity for the Reorientation of the Spacecraft Orbit

I. A. Pankratov, PankratovIA@info.sgu.ru✉, National Research Saratov State University, Precision Mechanics and Control Problems Institute of RAS, Saratov

Corresponding author: **Pankratov Ilya A.**, Ph. D., Associate Professor, Researcher, Department of Mathematic and Computer Modeling, National Research Saratov State University, Saratov, 410012, Russian Federation, Laboratory of Mechanics, Navigation and Motion Control, Precision Mechanics and Control Problems Institute, RAS, Saratov, 410028, Russian Federation e-mail: PankratovIA@info.sgu.ru

Accepted on August 17, 2017

The problem of optimal reorientation of spacecraft orbit is considered in quaternion formulation. Control (jet thrust vector orthogonal to the plane of the orbit) is limited in magnitude. It is necessary to minimize the costs of characteristic velocity for the process of reorientation of the spacecraft orbit. To describe the motion of the spacecraft center of mass quaternion differential equation of the orientation of the orbital coordinate system was used. The actual special case of the problem, when the spacecraft's orbit is circular and control equals to its maximum (in modulus) value on adjacent parts of active spacecraft motion (there are also parts of passive motion of the spacecraft), was considered. Various iterative methods (Newton's method, gradient descent method, etc.) are often used to solve boundary value problems obtained as a result of the maximum principle. There are no formulas for finding unknown initial values of conjugate variables. Original evolutionary algorithm for finding the trajectories of spacecraft fastest flights is built. In this case the lengths of the sections of the spacecraft motion are unknown. This method does not require any information about the unknown initial values of conjugate variables. The high speed of operation of the proposed evolutionary algorithm is achieved through the use of existing in this case, a known analytical solution of equations of the problem. Examples of numerical solution of the problem for the case when the difference between the initial and final orientations of the spacecraft's orbit equals to a few (or tens of) degrees in angular measure, are given. Also the case was

considered when the final orientation of the spacecraft's orbit corresponds to one of the satellites of Russian GLONASS orbital grouping. The graphs of components of the quaternion of orientation of the orbital coordinate system, the deviation of the current position of the spacecraft's orbit to the required and optimal control are drawn. Specific features and regularities of the process of optimum reorientation of the spacecraft's orbit are given.

Keywords: spacecraft, orbit, optimization, quaternion, gene

For citation:

Pankratov I. A. Evolutionary Algorithm for Minimizing the Characteristic Velocity for the Reorientation of the Spacecraft Orbit, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 11, pp. 787–792.

DOI: 10.17587/mau.18.787-792

References

1. **Chelnokov Yu. N.** The use of quaternions in the optimal control problems of motion of the center of mass of a spacecraft in a Newtonian gravitational field: I, *Cosmic Research*, 2001, vol. 39, no. 5, pp. 470–484 (in Russian).

2. **Abalakin V. K., Aksenov E. P., Grebennikov E. A.** i dr. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoi mekhanike i astrodinamike* (Reference guide to celestial mechanics and astrodynamics), Moscow, Nauka, 1976, 864 p. (in Russian).

3. **Pontriagin L. S., Boltianskii V. G., Gamkrelidze R. V., Mishchenko E. F.** *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* (Mathematical theory of optimal processes), Moscow, Nauka, 1983, 393 p. (in Russian).

4. **Pankratov I. A., Sapunkov Ya. G., Chelnokov Yu. N.** *Reshenie zadachi optimal'noi pereorientatsii orbity kosmicheskogo apparata s ispol'zovaniem kvaternionnykh uravnenii orientatsii orbital'noi sistemy koordinat* (Solution of a problem of spacecraft's orbit optimal reorientation using quaternion equations of orbital system of coordinates orientation), *Izv. Sarat. un-ta. Nov. ser. Ser. Matematika. Mekhanika. Informatika*, 2013, vol. 13, iss. 1, pt. 1, pp. 84–92 (in Russian).

5. **Pankratov I. A., Sapunkov Ya. G., Chelnokov Yu. N.** *Chislennoe issledovanie zadachi pereorientatsii orbity kosmicheskogo apparata*

s ispol'zovaniem orbital'noi sistemy (Numerical investigation of the task of reorientation of the spacecraft orbit using the orbital coordinate system), *Matematika. Mekhanika*, 2012, iss. 14, pp. 132–136 (in Russian).

6. **Moiseev N. N.** *Chislennyye metody v teorii optimal'nykh sistem* (Numerical methods in the theory of optimal systems), Moscow, Nauka, 1971, 424 p. (in Russian).

7. **Dachwald B.** Optimization of very-low-thrust trajectories using evolutionary neurocontrol, *Acta Astronautica*, 2005, vol. 57, no. 2–8, pp. 175–185.

8. **Coverstone-Carroll V., Hartmann J. W., Mason W. J.** Optimal multi-objective low-thrust spacecraft trajectories, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2000, vol. 186, no. 2–4, pp. 387–402.

9. **Panchenko T. V.** *Geneticheskie algoritmy* (Genetic algorithms), Astrakhan', Izdatel'skii dom "Astrakhanskii universitet", 2007, 87 p. (in Russian).

10. **Pankratov I. A., Chelnokov Yu. N.** *Analiticheskoe reshenie differentsial'nykh uravnenii orientatsii krugovoi orbity kosmicheskogo apparata* (Analytical solution of differential equations of circular spacecraft's orbit orientation), Publishing house of Sarat. university, *Nov. ser. Ser. Matematika. Mekhanika. Informatika*, 2011, vol. 11, iss. 1, p. 84–89 (in Russian).

11. **Chelnokov Yu. N.** The use of quaternions in the optimal control problems of motion of the center of mass of a spacecraft in a Newtonian gravitational field: III, *Cosmic Research*, 2003, vol. 41, no. 5, pp. 460–477 (in Russian).

12. **Bordovitsyna T. V.** *Sovremennyye chislennyye metody v zadachakh nebesnoi mekhaniki* (Modern numerical methods in the problems of celestial mechanics), Moscow, Nauka, 1984, 136 p. (in Russian).

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5397, тел./факс: (499) 269-5510

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *Е. В. Комиссарова*.

Сдано в набор 31.08.2017. Подписано в печать 11.10.2017. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН1117 Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.

Рисунки к статье Ю.В. Подураева
«ПОДХОД И ОПЫТ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МЕДИЦИНСКОЙ КОЛЛАБОРАТИВНОЙ РОБОТОТЕХНИКИ ДЛЯ ЛАЗЕРНОЙ ХИРУРГИИ И БИОПРИНТИНГА»

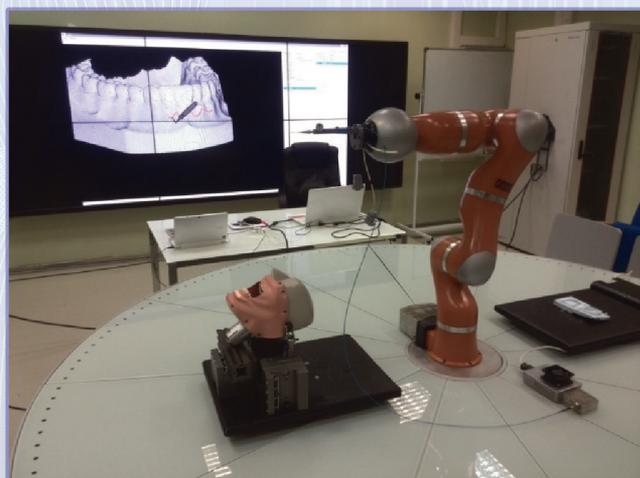


Рис. 1. Роботизированный multifunctional хирургический комплекс для лазерной челюстно-лицевой хирургии



Рис. 2. Экспериментальный стенд роботической биопечати эмали in situ

Рисунки к статье В. П. Андреева, В.Э. Тарасовой
«ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФОРМЫ ПРЕПЯТСТВИЙ МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ С ПОМОЩЬЮ СКАНИРУЮЩИХ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ УЛЬТРАЗВУКОВОГО ДАТЧИКА»



Рис. 1. Робот-гуманоид REEM



Рис. 2. Робот ROBOSEM

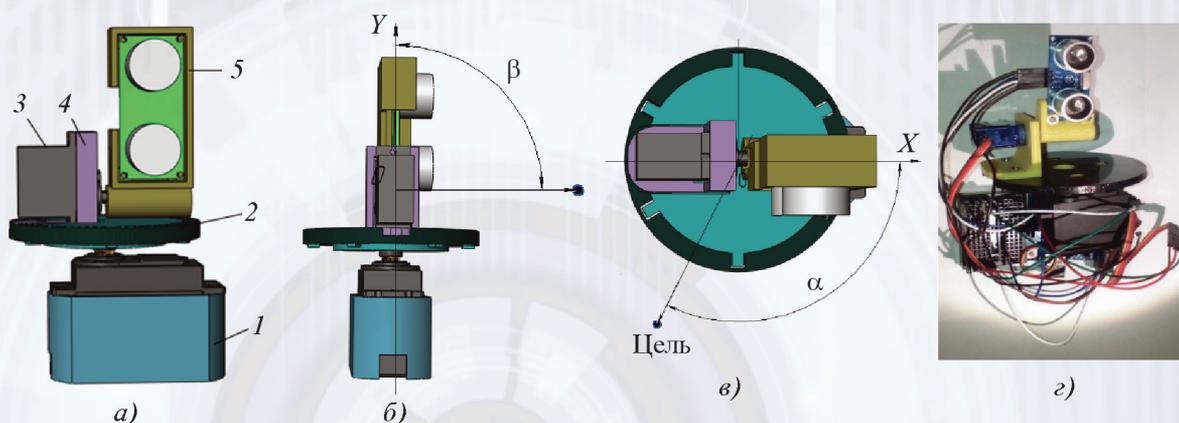


Рис. 4. Устройство с УЗ датчиком: а – вид спереди; б – вид сбоку; в – вид сверху; г – фотография устройства