

Поліграф», 2012. – 568с. **2.** *Алексишин В.Г.* Обеспечение навигационной безопасности плавания [Текст] / *В.Г. Алексишин, Л.А. Козир, С.В. Симоненко.* – Одесса: «Феникс», Москва: «ТрансЛит», 2009. – 517с. **3.** *Козырь Л.А.* Оценка точности места судна [Текст] / *Л.А.Козырь.* – Одесса, 1999. – 24с. **4.** *Стадниченко С.М.* Управление командой и ресурсами мостика [Текст] / *С.М. Стадниченко* – Одесса: «ТЭС», 2007. – 212 с. **5.** *Железный, Г. М.* Справочник капитана [Текст] / *Г.М. Железный, А.И. Задорожный.* – Одесса: «КП ОГТ», 2011. – 548 с.

Поступила в редколлегию 10.09.2013

УДК 656.61.052

Обеспечение навигационной безопасности плавания / Степаненко А. Г. // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. – Х: НТУ «ХПІ», – 2013. - № 56 (1029). – С.92-98. – Бібліогр.: 5 назв.

Приведені вимоги Кодекса Міжнародної Конвенції про підготовку і дипломування моряків та несення вахти (STCW-95) та Кодекса управління безпекою експлуатації суден і охорони морського середовища (ISM-92) для проведення попередньої підготовки до наступного плавання та крім підбору посібників і карт і виконання наступної прокладки вимагають аналізувати точність визначення місцеположення судна.

Ключові слова: судно, безпека, точність, стандарти точності, судноводіння, охорона морського середовища, аналіз.

Are the requirements of the Code of the International Convention on training, certification and Watchkeeping for seafarers (STCW-95) and the Code of safety management operation of ships and protection of the marine environment (ISM-92) for the preliminary preparation for the upcoming swimming and in addition to the selection of manuals and maps and the pre-strip require analyze the accuracy of determining the location of the vessel.

Keywords: ship security, accuracy, precision standard, navigation, protection of the marine environment analysis.

УДК 629.015

Н. В. КОЛОМИЕЦ, аспирант, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара

МАНЕВРЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ПЕРЕХОДОВ ГРУППЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАЛОЙ ТЯГИ

Рассмотрены модели маневров формирования и удержания групп космических аппаратов с двигателями малой тяги. Основной задачей является разработка программы управления двигателями, оптимизированной относительно минимальных затрат топлива. В работе рассмотрен метод построения оптимальных траекторий относительно орбит с высоким значением эксцентриситета. Для демонстрации решения данной задачи были взяты различные конфигурации маневров при формировании и удержании космических аппаратов.

Ключевые слова: малая тяга, оптимизация траектории, высокоэллиптическая орбита, линеаризация уравнений относительного движения, параметрическая задача оптимизации

Введение. Вопрос формирования различных спутниковых группировок является одним из самых актуальных для будущего развития космической деятельности. Использование, простых в построении, групп малых космических аппаратов (КА), сформированных в жесткую конструкцию, дает возможность отказаться от использования крупногабаритных систем используемых сейчас. Построение групп спутников существенно увеличивает эффективность использования интерферометрического оборудования, но из-за расположения

© Н. В. КОЛОМИЕЦ, 2013

целевых датчиков и средств обнаружения приводит к ограничению в построении более широких структур, в связи с ограничениями, связанными с технологической проблемой стабилизации общей структуры. Использование двигателя малой тяги на борту КА позволяет существенно сократить массогабаритные характеристики спутника, что в свою очередь снижает класс ракетоносителя при выведении [1].

В ходе выведения и эксплуатации производятся различные динамические операции - коррекция поддержания высоты орбиты (коррекция большой полуоси) и фазового положения (разведение КА), прохождения трассы (смещение фазы КА и долготы его трассы). Для выполнения перечисленных операций целесообразно использовать корректирующие двигательные установки малой тяги, так как они могут быть установлены на борту малых КА, обеспечивая при этом большой ресурс, высокий удельный импульс, надежность и точность отработки коррекции, отсутствие импульса последствия [2].

Для реализации многоцелевых миссий используют маневры формирования, которые требуют ввода или вывода спутников, относительно общей конфигурации построения. Влияния возмущающих сил учитывают программы маневров поддержания группировки на орбите с сохранением геометрии взаиморасположения спутников. Совокупность использования двух этих маневров с двигателем малой тяги представляет собой поставленную задачу построения оптимальных траекторий. Перегруппировка заключается в достижении каждым спутником новой, заданной позиции для формирования новой геометрии структуры построения, а маневр поддержания являет собой перемещение всех спутников группировки с сохранением предыдущей геометрии структуры построения.

Существует четыре типа оптимальных решений для переходов между близкими околокруговыми компланарными орбитами.

Одно из решений реализуется с помощью фиксированной ориентации двигательной установки (ДУ) по трансверсали в орбитальной системе координат; другое – при фиксированной ориентации ДУ в инерциальной системе координат. У третьего и четвертого типов решений ориентация ДУ изменяется в процес ее исполнения маневра.

Установлены области существования всех типов решений. Предложены алгоритмы для определения параметров этих маневров [3].

Цель статьи. В данной статье разработан метод, который позволил рассчитать последовательность оптимальных управляющих воздействий на основе дискретизации дифференциальных связей и параметризации элементов управления.

Методика экспериментов. Математическая модель движения спутника, составлена из дифференциальных связей в виде системы линейных, дифференциальных, зависящих от времени уравнений, описывающих относительное движение каждого спутника с учетом ярко-выраженной эллиптичности орбиты.

Основные результаты. Сложность дифференциальных связей и ограничений, накладываемых на оптимизацию движения, для каждого спутника, требует существенных вычислительных мощностей. Для сокращения параметров оптимизации, уравнения описывающие динамику процесса были подвержены дискретизации, используя переходную матрицу состояния и дискретную свертку, считая управление постоянным в течение одного шага дискретизации. В этом случае, дифференциальные уравнения приняли вид ограничений в виде системы уравнений, а пределы уровня тяги двигательной установки ввели ограничения на

параметры оптимизации. Для реализации проверки работы алгоритма управления используется полная нелинейная модель движения, учитывающая несимметричность гравитационного поля Земли и сопротивление атмосферы. Вместо контролирования траектории, используя классический принцип обратной связи, разработанная программа управления заключается в проверке того, что реальная траектория остается в непосредственной близости оптимальной, компьютерной. Когда ошибка становится больше установленного порога, проводится новая оптимизация, вычисляется новое оптимальное управление. Таким образом, окончательные маневры перегруппировки и поддержания составляют собой серию оптимальных траекторий.

Учитывая, что параметры орбит в оскулирующей форме группы спутников изменяются плавно, линеаризованная динамика движения описывает с хорошей точностью движение элемента в формировании. Кроме того, линеаризация уравнений так же позволяет снизить вычислительную мощность, требуемую для расчета траектории. Расположение центра системы координат может быть сосредоточено как относительно спутника, состоящего в группе, так и относительно виртуального спутника, который представляет собой центр масс всей группировки. Ось Ox совпадает с радиальным направлением (S), ось Oz – бинормальное направление (W), единичный вектор h^0 ($h=r \times v$), ось Oy – трансверсальное направление (T), дополняет ортогональную систему до правой. В общем случае эллиптической орбиты для выбранной системы координат, линеаризованные уравнения движения будут иметь вид:

$$\frac{d}{d\vartheta} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{3+e \cos \vartheta}{1+e \cos \vartheta} & \frac{2e \sin \vartheta}{1+e \cos \vartheta} & \frac{-2e \sin \vartheta}{1+e \cos \vartheta} & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{2e \sin \vartheta}{1+e \cos \vartheta} & -2 & \frac{e \cos \vartheta}{1+e \cos \vartheta} & \frac{2e \sin \vartheta}{1+e \cos \vartheta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{1+e \cos \vartheta} & \frac{2e \sin \vartheta}{1+e \cos \vartheta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix} + \frac{(1-e^2)^3}{(1+e \cos \vartheta)^4 n^2} \left(\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{bmatrix} \right) \quad (1)$$

где ϑ – истинная аномалия, e – эксцентриситет, $n = \sqrt{\mu/a^3}$ – тяговооруженность, a – большая полуось орбиты, μ – гравитационная постоянная, u и p – вектора управления и возмущений.

Формулу (1) можно также записать в более компактном виде как общий случай линейной нестационарной модели

$$\dot{x} = A(\vartheta)x(\vartheta) + B(\vartheta)u(\vartheta) + C(\vartheta)p(\vartheta)$$

где \mathbf{x} – вектор состояния, γ – приведенная величина времени. Есть два основных преимущества, которые мы получаем, используя линеаризованные уравнения динамики в случае эксцентрических орбит. Первым является то, что для опорной орбиты с малым эксцентриситетом эффекты от аппроксимации возмущений с помощью уравнений Хилла сопоставимы с теми, которые дают основные возмущающие силы (несимметричное гравитационное поле земли, сопротивление атмосферы). Вторым является то, что уравнение (1) позволяет рассмотреть вопрос формирования группы спутников на опорной орбите с эксцентриситетом $e=0,74$ «Молния». Чтобы свести задачу оптимизации к задаче параметрической оптимизации, уравнение (1) подвергается дискретизации, используя переходную матрицу состояния Φ для невозмущенного движения. В дискретной форме уравнение (1) примет вид

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \mathbf{x}_k + N_k \mathbf{u}_k + D_k \mathbf{p}_k \quad (2)$$

где интегралы (2) были рассчитаны автором [4] с использованием метода трапеций и предположением, о неизменных величинах управления и возмущений на каждом отрезке времени.

Чтобы использовать только управляющую составляющую как параметр оптимизации, проведена дискретная свертка выражения. Вектор состояния в любой момент времени может быть выражен как функция начального вектора состояния и управляющего воздействия [5]. Компактно это может быть записано в виде

$$\mathbf{x}_k = A_k \mathbf{u}_k + \mathbf{b}_k^* \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} A_k &= [\Phi^{(k-1,k)} N_0 \quad \Phi^{(k-2,k)} N_1 \quad \dots \quad \Phi^{(0,k)} N_{k-1}] \\ \mathbf{u}_k &= [u_0^T \quad u_1^T \quad \dots \quad u_{k-2}^T \quad u_{k-1}^T]^T \\ \mathbf{b}_k^* &= \Phi^{(k,k)} \mathbf{x}_0 \\ \Phi^{(j,k)} &= \begin{cases} \Phi^{(k)} \dots \Phi^{(k-1)} \Phi^{(k-j+1)}, & 2 \leq j \leq k \\ \Phi^{(k)}, & j = 1 \\ I, & j = 0 \end{cases} \quad \Phi^{(k)} = \Phi_{k,k-1}; \end{aligned}$$

если учесть влияние сил возмущений, то (3) примет вид

$$\mathbf{x}_k = A_k \mathbf{u}_k + \mathbf{b}_k^* + A_k \mathbf{p}_k$$

В случае рассмотрения возмущенной опорной орбиты, дискретной составляющая вектора \mathbf{p}_k представляет собой характерные возмущения, действующие на спутник. Что не было учтено при выводе формулы (3). Рассмотренная аппроксимация оправдывает себя только, когда речь идет о близкорасположенных формированиях спутников с малыми межугловыми расстояниями и аналогичными геометрическими и инерционными свойствами.

Задача оптимального управления представляет собой составление целевой функции, исследовании ее на экстремум и дальнейшей минимизации решения с учетом различных ограничений, заданных в виде уравнений и неравенств. В процессе перегруппировки, каждый спутник должен переходить из своего исходного состояния \mathbf{x}_0 в конечное \mathbf{x}_{fin} . Продолжительность маневра в этом случае определена и равна kT_s , где k это количество шагов дискретизации, требуемых для совершения маневра, а T_s период дискретизации. Вводя вспомогательный вектор \mathbf{b} , и опуская индекс k в уравнениях ограничений, относительно динамики движения, получим результат

$$b = x_{fin} - b_k^* - A_k p_k$$

$$Au = b$$

ограничения на режим работы двигательной установки малой тяги записываются в виде неравенств

$$-u_e \leq u \leq u_e$$

$$u_e = \left[(u_{max,x}, u_{max,y}, u_{max,z})^T \dots (u_{max,x}, u_{max,y}, u_{max,z})^T \right]$$

Целевая функция вводится с учетом оптимальных затрат топлива. Для маневров формирования, целевая функция запишется в виде нормированной суммы квадратов элементов управления [5]:

$$f = \frac{u^T u}{2u_e^T u_e^T} \quad (4)$$

Учитывая то, что в маневре используется не один спутник с соответствующим набором векторов u , b и матрицы A для уравнения (3), количество шагов дискретизации k , должно быть принято достаточно малым, чтобы гарантировать, что число параметров оптимизации согласуется с вычислительными требованиями работы алгоритма.

На каждом шаге дискретизации и для каждого спутника, погрешность в построении структуры выбирается относительно номинального значения, и определяет все возможные позиции для формирования группы. Когда спутник выходит из трубки допустимых значений, проводится оптимальный маневр, возвращающий величину погрешности в номинальное значение. Таким образом, оптимальная траектория может быть вычислена сразу после того, как выбрана длительность совершаемого маневра и определено конечное положение.

Следует так же отметить, что различие в некоторых результатах, может оказаться довольно ощутимым, если сравнивать результаты вычислений с учетом выше изложенных допущений с результатами более реалистичной модели. Учитывая то, что алгоритм программы управления должен обеспечивать высокую точность относительно взаимного расположения спутников, вместо расчета идеальной траектории была использована динамическая коррекция при расчете оптимальной траектории. Что позволило снизить уровень ошибки и достичь требуемой точности. Реальная траектория для каждого спутника может быть вычислена по следующей формуле

$$\ddot{r} = -\frac{\mu}{r^3} r + p + u$$

где p - это вектор всех возмущающих сил действующих на спутник, а u – вектор управления, результат решения оптимизационной задачи. В случае, когда разница между реальной и рассчитываемой траекториями становится выше допустимого значения, начинается процесс корректировки траектории. Процесс корректировки заключается в минимизации целевой функции (4).

Результирующей реальной траекторией, окажется результат от воздействия серии последовательных оптимальных управляющих воздействий. Кроме того, время, затрачиваемое на расчет оптимальной траектории с динамической коррекцией, всегда меньше времени для расчета оптимальной траектории в целом, а экономия топлива выше. В самом деле, использование полученной первоначальной оптимизированной траектории без последующей коррекции, потребует непрерывного вспомогательного управления соизмеримого с силами возмущений по величине.

Рассмотрены и проанализированы различные варианты маневров космических аппаратов на орбите, представляющие хорошую работоспособность представленного алгоритма оптимизации движения.

Для демонстрации работы алгоритма относительно маневра формирования группы космических аппаратов были выбраны следующие параметры опорных орбит для группы, состоящей из 3 спутников. Рассмотрены два варианта, маневр поднятия группировки на более высокую орбиту (с 200м на 600м в трансверсально-бинормальной плоскости), и вывод спутникового формирования с первоначальной опорной орбиты на высокоэллиптическую.

$$\begin{array}{llllll}
 a = 7178000 \text{ м}, & e = 0, & i = 90^\circ, & \Omega = 0, & \omega = 0, \\
 a = 26000000 \text{ м}, & e = 0,74, & i = 63^\circ, & \Omega = 0, & \omega = 0, \\
 m = 450 \text{ кг}, & n = 5 \cdot 10^{-4}, & I_s = 1500 \text{ с}, & & &
 \end{array}$$

Траектории, представляющие конфигурационные маневры представлены на рис.1. Суммарные импульсы скорости и время вычислений, затрачиваемые на совершение и расчет маневров представлены в табл.

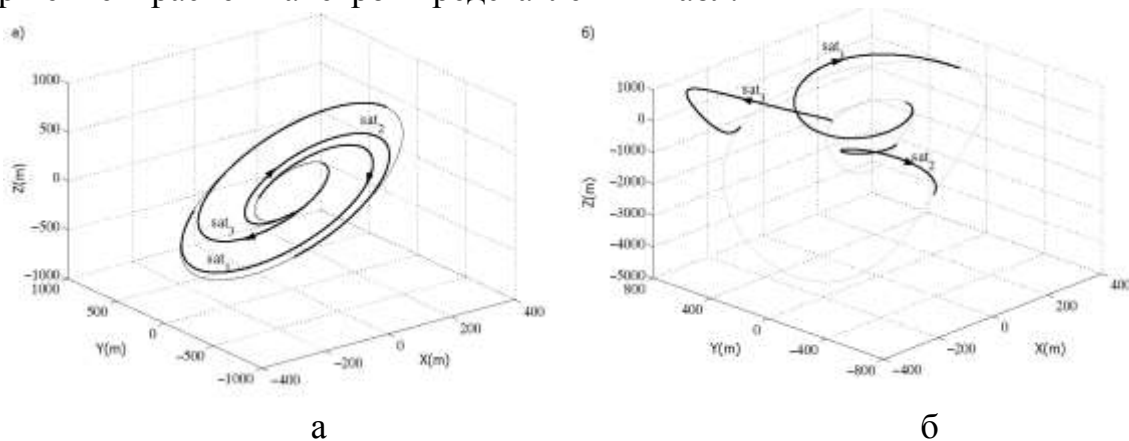


Рис. 1 – Маневр перегруппировки формирования из трех спутников: а – для опорной круговой орбит, б – для опорной орбиты «Молния»

Таблица – Характеристические скорости и время вычислений для двух рассмотренных вариантов, соответственно

	Δv (мм/с), варианта	Δv (мм/с), вариант б)
Спутник 1	510,1	823,8
Спутник 2	535,9	1294,1
Спутник 3	462,3	1635,9
Время вычислений, с	4,87	4,75

Цифры, отвечающие за время вычислений, были получены используя процессор IntelCore-i3 1.93 Ghz. Такой результат позволяет для тесно сгруппированных формирований спутников учитывать риск столкновения и рассчитывать маневры перегруппировки в реальном времени. Потому как в сравнении с шагом дискретизации вычислительное время, требуемое для расчета оптимальной траектории, значительно меньше.

Результаты поддержания на орбите спутниковой группировки для рассмотренных выше двух вариантов опорных орбит представлены на рис. 2. Условиями коррекции является выход из коробки значений $\pm 5\text{м}$ в радиальной плоскости и $\pm 10\text{м}$ в трансверсальной и бинормальной, что применимо при

использовании интерферометрических радиолокаторов с синтезированной апертурой для учета деформации Земли.

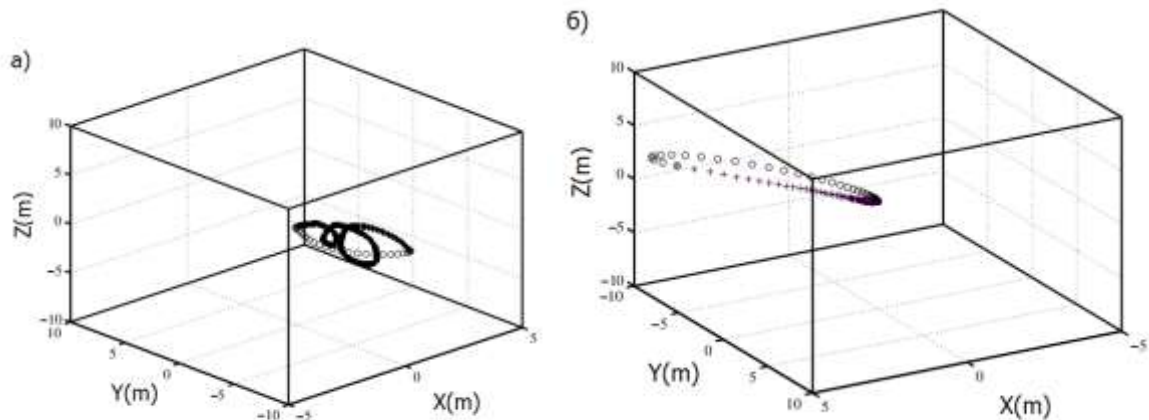


Рис. 2 – Маневры поддержания формирования: а – для круговой, б – высокоэллиптической опорных орбит

Из рис.2 можно сделать следующие выводы: в случае круговой орбиты, маневр поддержания осуществляется через каждые три оборота, длительность активного участка траектории составляет 4% периода обращения, характеристическая скорость для одного спутника 4,8 мм/с; в случае высокоэллиптической орбиты, маневр поддержания проводится на каждом витке, длительность составляет 52% периода обращения, характеристическая скорость для одного спутника 5,2 мм/с; символами «o» - обозначен активный участок траектории, а «+» - пассивный.

Выводы. В заключение можно отметить следующие результаты. Продемонстрирована работа разработанного алгоритма для различных вариантов формирования и поддержания групп спутников с учетом минимальных затрат топлива. Данный метод довольно общего характера, что позволяет внедрить в него дополнительные условия ограничений. Использование динамической корректировки позволяет существенно упростить и сократить расчеты оптимальной траектории при этом, поддерживая уровень точности позиционирования на удовлетворительном уровне. В данном алгоритме можно учитывать не только несимметричность гравитационного поля Земли и атмосферное сопротивление, но и другие влияния возмущающих сил путем добавления их в составляющую возмущающих ускорений. Время вычислений, предложенного алгоритма оптимизации во всех рассмотренных вариантах не превышало шага дискретизации. Исходя из линеаризации уравнений движения, данная методика справедлива в случае использования двигателей малой тяги, ввиду плавно изменяющихся параметров орбит. Кроме того, необходимость в прогнозировании в режиме реального времени подразумевает продолжительность маневра соизмеримого с периодом обращения на опорной орбите. Большая длительность маневра потребует большего числа узлов дискретизации следовательно, большего времени вычислений.

Список литературы: 1. Кондратьев А.И. Перспективы применения электроракетных двигателей на малых космических аппаратах. Сборник научных трудов / А.И.Кондратьев, А.В.Хитко, Н.М.Дронь. — Д.: Изд-во ДНУ, 2008. - №14. 2. Сытин О.Г. Проектные оценки параметров коррекции орбит космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с двигателями

малой тяги / *О. Г. Сытин, А. А. Чернов* // Космонавтика и ракетостроение. – 2009. – № 2 (55). – С. 22–35. **3.** *Баранов А.А.* Формирование и поддержание орбит КА с помощью двигателей малой тяги / *А. А.Баранов, В.Ю.Разумный* // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. – 2010. – № 52. – 32 с. **4.** *Inalhan G.* Relative Dynamics and Control of Spacecraft Formations in Eccentric Orbits / *G.Inalhan, J.P.How, M.Tilerson* // Journal of Guidance, Control and Dynamics. - Vol. 25. - № 1. - January-February 2002. **5.** *Лазарев Ю.Н.* Управление траекториями аэрокосмических аппаратов / *Ю. Н.Лазарев.* – Самара: Самар. науч. центр РАН, 2007. – 274 с

Поступила в редколлегию 20.09.2013

УДК 629.015

Маневры орбитальных переходов группы космических аппаратов с использованием малой тяги / Коломиец Н. В. // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. – Х: НТУ «ХПІ», – 2013. - № 56 (1029). – С. 98-105. – Бібліогр.: 5 назв.

Розглянуто моделі маневрів формування й утримання груп космічних апаратів з двигунами малої тяги. Основним завданням є розробка програми управління двигунами, оптимізованої щодо мінімальних витрат палива. У роботі розглянуто метод побудови оптимальних траєкторій щодо орбіт з високим значенням ексцентриситету. Для демонстрації рішення даної задачі були взяті різні конфігурації маневрів при формуванні та утриманні космічних апаратів.

Ключові слова: мала тяга, оптимізація траєкторії, високоеліптична орбіта, лінеаризація рівнянь відносного руху, параметрична задача оптимізації.

This article is dedicated about a problem of low-thrust formation and retention maneuvers for the formation flying in different conclusions including various cases within high elliptical and circular reference orbits. The thrust control, which is optimized for minimum cost of fuel was developed. To demonstrate the solution of this problem were taken different configurations maneuvers in the formation and retention of satellites.

Keywords: low thrust, trajectory optimization, high elliptical orbit, linearization equation system of relative movement, parametric optimal problem.

УДК 519.85:61

Д. І. КУНАШЕВ, аспірант, Київський національний університет ім. Тараса Шевченка

АВТОМАТИЗОВАНА КЛАСТЕРИЗАЦІЯ ЗОБРАЖЕНЬ КЛІТИН ПАЦІЄНТА З ВИКОРИСТАННЯМ ШТУЧНОГО ІНТЕЛЕКТУ

Обґрунтовано актуальність автоматизації процесів діагностики захворювань на основі аналізу зображень клітин пацієнтів з їх попередньою автоматизованою кластеризацією. Вказано перспективність використання штучного інтелекту, зокрема штучних нейронних мереж, які є сучасним, ефективним та потужним засобом автоматизації в умовах неповноти та зашумленості аналізованої інформації, наприклад, при цитологічних дослідженнях.

Ключові слова: автоматизована кластеризація, штучний інтелект, штучні нейронні мережі.

Вступ. Найважливішу роль в медицині відіграє діагностика і постановка діагнозу, що може проводитись на основі аналізу результатів цитологічних досліджень, зокрема зображень клітин пацієнта. Точність та швидкість, з якою його можна провести та поставити правильний діагноз залежать від дуже багатьох факторів в тому числі від застосування сучасних методів та засобів автоматизації розпізнавання зображень клітин та, відповідно до цього, діагностування клінічного стану пацієнта. Засобом встановлення зв'язку між зображенням клітин пацієнта та його клінічним станом є автоматизована кластеризація зображень клітин.

© Д. І. КУНАШЕВ, 2013