

Электронный научный журнал "Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках" <http://mathmod.esrae.ru/>

URL статьи: mathmod.esrae.ru/40-157

Ссылка для цитирования этой статьи:

Щербаков М.С., Медведев С.А. Исследование возможности применения оскулирующих эллипсов относительного движения в задаче инспекции // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2022. №4

Выполнено в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

УДК 629.78

DOI: 10.24412/2541-9269-2022-4-29-32

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ОСКУЛИРУЮЩИХ ЭЛЛИПСОВ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ В ЗАДАЧЕ ИНСПЕКЦИИ

Щербаков М.С.¹, Медведев С.А.¹

¹Самарский университет, Россия, Самара

STUDY OF THE POSSIBILITY OF APPLICATION OF OSCULATING ELLIPSES OF RELATIVE MOTION IN THE INSPECTION PROBLEM

Shcherbakov M.S.¹, Medvedev S.A.¹

¹Samara university, Russia, Samara

Аннотация. Рассматривается задача инспекционного движения маневрирующего космического аппарата относительно объекта инспекции. Исследуется возможность применения оскулирующих эллипсов в качестве номинальных инспекционных траекторий. Для поддержания инспекционного движения применяются одноимпульсные маневры, позволяющие сформировать обновленную инспекционную траекторию, которая в малой степени подвержена влиянию возмущений от нецентральной гравитационного поля.

Ключевые слова: космический аппарат, задача инспекции, оскулирующие эллипсы

Abstract. The problem of the inspection motion of a maneuvering spacecraft relative to the inspection object is considered. The possibility of using osculating ellipses as nominal inspection trajectories is being investigated. To maintain the inspection motion, single-impulse maneuvers are used, which allow the formation of an updated inspection trajectory, which is slightly affected by disturbances from the non-central gravity field.

Keywords: spacecraft, inspection task, osculating ellipses

Введение. В последние несколько лет увеличилась тенденция использования технологии группового полета в космических миссиях, при котором несколько космических аппаратов (КА) находятся в зоне геометрической видимости и решают совместную задачу. Частным случаем

группового полета является инспекционное движение, при котором КА совершает облет объекта инспекции (ОИ) для получения исходящей от него информации или визуального осмотра.

Предлагаемый доклад посвящен исследованию возможности применения оскулирующих эллипсов в качестве номинальных инспекционных траекторий.

Постановка задачи. Рассматривается инспекционное движение в орбитальной системе координат (ОСК) с началом в центре масс ОИ, оси которой направлены следующим образом: ось OX направлена от притягивающего центра по радиусу-вектору ОИ, ось OY лежит в плоскости орбиты ОИ и направлена в сторону его орбитального движения, ось OZ дополняет систему до правой. В качестве номинальной траектории выбран эллипс, который отвечает условию равенства орбитальных энергий КА и ОИ в центральном поле притяжения [1]:

$$E_{ОИ} - E_{КА} = 0 \quad (1)$$

где: $E_{ОИ}$ – орбитальная энергия ОИ; $E_{КА}$ – орбитальная энергия КА.

В центре эллипса расположен ОИ, а КА совершает движение по его дуге. Из-за воздействия возмущающих факторов инспекционная траектория начинает систематически смещаться, что может привести к столкновению КА и ОИ. Смещающаяся инспекционная траектория представлена на рисунке 1.

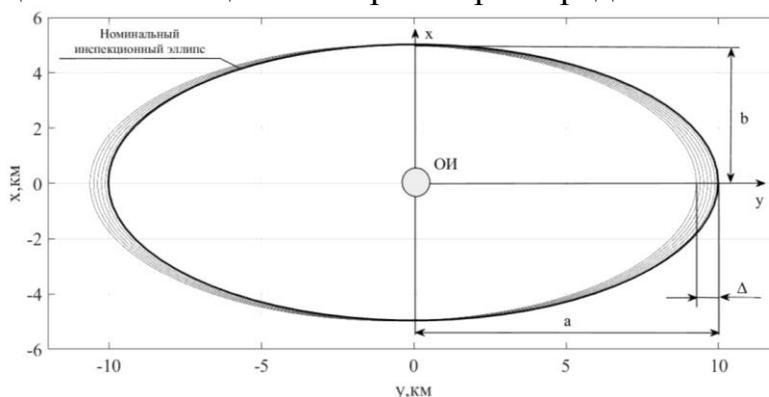


Рис.1. Инспекционная траектория в ОСК с учётом воздействия возмущающих факторов

В данной работе в качестве возмущающего фактора рассмотрено влияние нецентральности поля притяжения Земли, которое характеризуется второй зональной гармоникой разложения потенциала гравитационного поля Земли (J_2):

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 + J_2 \left(\frac{R_э}{r} \right)^2 \frac{1}{2} (3 \sin^2 \theta \sin^2 i - 1) \right], \quad (2)$$

где: U – потенциал гравитационного поля Земли; r – радиус-вектор; i – наклонение орбиты; θ – аргумент широты; $R_э = 6378,245$ км – экваториальный радиус Земли; $\mu = 398602$ км³/с² – гравитационный параметр Земли;

$J_2 = 1082,7 \cdot 10^{-6}$ – коэффициент второй зональной гармоники разложения потенциала гравитационного поля Земли;

Как видно из (2) возмущение от J_2 влияет на орбитальное движение циклично и зависит от наклона орбиты i и аргумента широты θ . Известно, что возмущение от J_2 приводит к вековому уходу двух орбитальных параметров: аргумента перицентра $\delta\omega$ и долготы восходящего узла $\delta\Omega$. Так как инспекционное движение реализуется в одной орбитальной плоскости, то $\delta\Omega$ не влияет на смещение инспекционной траектории. В свою очередь исключить вековой уход $\delta\omega$ можно с помощью выбора наклона орбиты, но в данной работе принимается, что оно может быть произвольным. Таким образом, разная скорость смещения аргументов перицентров орбит КА и ОИ приводит к смещению инспекционной траектории.

Равенство орбитальных энергий КА и ОИ (1) выполняется в случае, когда второе слагаемое гравитационного потенциала (2) равно нулю. При движении в нецентральной поле, такая ситуация возникает четыре раза за один виток орбитального движения, когда аргумент широты принимает следующие значения:

$$\theta_{opt} = \arcsin\left(\pm \frac{1}{\sqrt{3} \cdot \sin(i)}\right), \quad (3)$$

где: θ_{opt} – оптимальный аргумент широты ОИ;

При использовании начальных параметров движения КА, которые отвечают условию равенства орбитальных энергий (1) в момент времени, когда аргумент широты ОИ принимает оптимальное значение, инспекционная траектория смещается крайне медленно [2]. Это объясняется тем, что разница орбитальных энергий КА и ОИ обусловлена величиной возмущения от J_2 , влияющего только на КА в начальный момент времени, и которое при дальнейшем движении изменяться циклично и незначительно. В противном случае разница орбитальных энергий увеличивается, что приводит к разомкнутой инспекционной траектории, на которую оказывает воздействие не только циклическое возмущение от J_2 , но и возмущение от центрального слагаемого (2), которое смещает инспекционную траекторию систематически в одном направлении.

Как было показано в работе [3] даже небольшие погрешности в формировании начальных параметров движения приводят к деградации инспекционной траектории, для её поддержания требуется проводить корректирующие манёвры. В данной работе используется одноимпульсный маневр [3] при котором корректирующий импульс прикладывается в момент времени, когда аргумент широты ОИ принимает оптимальное значение (3). При этом КА переходит на новую инспекционную траекторию, которая в случае центрального поля притяжения была бы замкнутой. Такая траектория в дальнейшем будет называться оскулирующим инспекционным эллипсом. В

каждый момент времени возмущённого движения КА существует свой оскулирующий инспекционный эллипс, который может выступать в роли новой инспекционной траектории. Так как условие (3) выполняется несколько раз за один виток ОИ, то представляется возможным перевести КА на тот новый оскулирующий эллипс, движение по которому будет отвечать требованиям космической миссии.

Заключение. Использование оскулирующих эллипсов в качестве инспекционной траектории, на которую переходит КА после коррекции движения, позволяет поддерживать или изменять размер исходного инспекционного эллипса с помощью одноимпульсных маневров.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Литература

1. Белоконов И.В., Щербаков М.С. Формирование одноосного закона управления на базе SDRE -технологии в задаче инспекционного движения двух наноспутников // Сб. тр. XXVIII Санкт-петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. М., 2021. С. 25-29.
2. Белоконов И.В., Щербаков М.С. Выбор начальных условий движения, обеспечивающих техническую устойчивость группового полёта космических аппаратов // Сб. тр. XXVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. М., 2020. С. 130-134.
3. Белоконов И.В., Щербаков М.С., Халецкая Е.В. Стратегия импульсного маневрирования для поддержания квазипериодического инспекционного движения наноспутника. М.: Космонавтика и Ракетостроение, 2022. С. 112-124.