

ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ОБЛЕТА БАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЦЕЛЬЮ НАРУЖНОГО ОСМОТРА И ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА МАНЕВР ОБЛЕТА

В. И. Рубан, В. Н. Блинов, В. В. Косицын,
А. И. Лукьянчик, П. С. Ячменев, П. В. Степень

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

В работе представлена методика построения траектории облета базового космического аппарата с целью его инспектирования с помощью носимого на борту малого космического аппарата и оценка потребных запасов характеристической скорости на маневр облета. Использование методов приближенных вычислений позволило получить простейшие зависимости параметров траектории с высокой точностью. Методика позволяет не только оценить энергетические затраты на орбитальные маневры, но и позволяет рассчитать величины управляющих импульсов для реальной задачи управления движением малого космического аппарата относительно базового космического аппарата.

Ключевые слова: малый космический аппарат, базовый космический аппарат, траектория облета, орбита, маневр облета.

Введение

При эксплуатации больших космических аппаратов (КА) нередко возникает необходимость наружного осмотра внешней поверхности для контроля целостности видимых узлов и агрегатов и выявления повреждений и деградации аппаратуры и элементов конструкции [1–6]. Для этого на борту основного базового КА имеет смысл иметь малый спутник — малый космический аппарат (МКА), имеющий возможность облета основного базового КА с проведением визуального внешнего осмотра [7–8].

Актуальность этой задачи подтверждается хотя бы данными о повреждении внешней обшивки приборно-агрегатного отсека транспортно-пилотируемого корабля «Союз МС-22», которое произошло 15 декабря 2022 г. В этом случае космонавт Анна Кикина сфотографировала и сняла на видео корабль с помощью камеры на манипуляторе из состава внешнего оборудования Международной космической станции (МКС) [10]. Такой осмотр возможен только в случае наличия в составе базового корабля манипулятора, при этом доступной для осмотра будет не вся внешняя поверхность и управление манипулятором требует присутствия оператора, что на автоматических КА и, в отсутствие экипажа, на пилотируемых — невозможно.

Наличие на борту базового КА малого МКА, оснащенного двигательной установкой, обеспечивающей маневрирование, позволит осуществить облет базового КА с проведением внешнего осмотра и фиксации состояния наружной поверхности с контролем возможных повреждений [11–15].

Постановка задачи исследования

Целью настоящей работы является создание инженерной методики построения траектории облета базового КА с помощью носимого на борту КА малого МКА и оценка потребных запасов характеристической скорости на маневр облета. Будем рассматривать движение в плоскости орбиты и воспользуемся для построения траектории особенно центральными поля тяготения.

Теория

Будем считать, что базовый КА движется по круговой орбите. Представление реальной орбиты как круговой не противоречит действительности, так как эксцентриситет орбит низкоорбитальных КА, как правило, не превышает 0,001. Траектория облета МКА относительно базового КА может быть сформирована за счет перевода его на эллиптическую орбиту с периодом обращения, равным периоду базового КА.

Целью облета КА малым МКА является визуальный осмотр с помощью камер видимого и инфракрасного диапазона. Для проведения осмотра и выявления мелких деталей расстояние между КА и МКА при проведении осмотра с применением оптики высокого разрешения должно составлять от нескольких десятков до нескольких сотен метров в зависимости от размеров базового КА.

Будем основываться на основном предположении, что для перемещения МКА относительно базового КА по замкнутой траектории в течение нескольких витков необходимо равенство периодов

обращения. Радиус орбиты базового КА составит как минимум 6700 км. Поэтому параметры траектории относительного перемещения МКА являются заведомо малыми величинами по сравнению с орбитальными параметрами — $\Delta R \ll R_{КА}$, где ΔR — радиальное смещение МКА относительно КА.

Пусть базовый КА находится на круговой орбите радиуса $R_{КА}$, тогда период его обращения составит [16, 17]:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{R_{КА}^3}{\mu}}, \quad (1)$$

где $R_{КА}$ — радиус орбиты КА;

$\mu = 3,98614 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ — гравитационная постоянная Земли.

Период обращения МКА осмотра [16, 17]:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a_{МКА}^3}{\mu}}, \quad (2)$$

где $a_{МКА}$ — большая полуось орбиты МКА.

Из приведенных соотношений видно, что большая полуось орбиты КА осмотра должна быть равна радиусу орбиты базового КА — $a_{МКА} = R_{КА}$.

В апогее орбиты осмотра радиус МКА будет больше радиуса орбиты базового КА на малую величину ΔR и составит — $R_{МКА}^a = R_{КА} + \Delta R$, а в перигее орбиты — $R_{МКА}^n = R_{КА} - \Delta R$.

Для построения орбиты облета и осмотра базового КА с помощью имеющегося на борту МКА воспользуемся заведомо оптимальными кеплеровскими импульсными переходами с орбиты на орбиту.

Последовательность маневров формирования орбиты облета предполагается следующая:

- в одной из точек орбиты, выбранной из дополнительных условий, например, освещенности поверхности базового КА, МКА отделяется от КА, и к нему прикладывается импульс скорости по или против орбитальной скорости КА;

- в результате движения по переходной орбите через полвитка (половину периода обращения КА) МКА оказывается в апогее или перигее переходной орбиты;

- при достижении апсидной точки к МКА прикладывается импульс характеристической скорости против или по орбитальной скорости;

- в результате формируется орбита МКА, отличная от орбиты базового КА, период обращения которой строго равен периоду обращения базового КА — $T_{МКА} = T_{КА}$.

Точность формирования параметров орбиты и эллипса облета будем полагать инженерной, то есть не идеальной, а с вполне допустимыми отклонениями, которые на практике составят сотые доли процента от рассчитанных по классическим зависимостям значений.

Это позволит использовать для определения величин импульса характеристической скорости перехода с орбиты базового КА на орбиту облета МКА не строгие математические зависимости, а приближенные формулы.

Исходя из закона сохранения энергии, который для центрального поля тяготения выглядит следующим образом:

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{R} - \frac{1}{a} \right), \quad (3)$$

где R — радиус орбиты в любой расчетной точке, a — большая полуось эллипса орбиты.

Для определения значений скорости в точках орбиты МКА получим:

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{МКА}} - \frac{1}{a_{МКА}} \right)}. \quad (4)$$

Первым импульсом формируется переходная орбита с радиусом перигея $R_{МКА}^n = R_{КА}$ и апогеем $R_{МКА}^a = R_{КА} + \Delta R$, большая полуось которой равна $a_{МКА} = R_{КА} + \Delta R/2$, тогда величина импульса перехода определится как:

$$\Delta V_1 = V_{МКА}^n - V_{КА} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{МКА}} - \frac{1}{R_{КА} + \Delta R/2} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}}. \quad (5)$$

Освободимся под корнем от размерных величин безразмерными относительными путем замены $\delta = \Delta R/R_{КА}$ и получим:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \left(\sqrt{2 - \frac{1}{1 + \delta/2}} \right). \quad (6)$$

Воспользуемся зависимостями для приближенных вычислений. Если $\gamma \ll 1$, то для дроби имеем $1/(1 + \gamma) \cong 1 - \gamma$ (или $1/(1 - \gamma) \cong 1 + \gamma$) и для квадратного корня $\sqrt{1 + \gamma} \cong 1 + \gamma/2$ (или $\sqrt{1 - \gamma} \cong 1 - \gamma/2$) [18].

С учетом того, что величина δ много меньше единицы: $\delta \ll 1$ и, избавившись от дроби под корнем и в дальнейшем от самого квадратного корня, получим приближенное выражение для величины импульса перехода на переходную орбиту:

$$\Delta V_1 \cong \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \left(\sqrt{\frac{1 + \delta}{2}} - 1 \right) \cong \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \frac{\delta}{4}. \quad (7)$$

Уйдя от безразмерной относительной величины к размерным величинам и считая полученные значения достаточно точными, имеем величину первого импульса перехода в виде:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \frac{\Delta R}{4R_{КА}} = V_{КА} \frac{\Delta R}{4R_{КА}} = \omega_{КА} \frac{\Delta R}{4}, \quad (8)$$

где ω — угловая скорость КА.

Вторым импульсом в апогее переходной орбиты формируется орбита с периодом, равным периоду базового КА с большой полуосью, равной радиусу орбиты КА. Начальной орбитой для этого маневра является эллиптическая переходная орбита с большой полуосью, равной $a = R_{КА} + \Delta R/2$, и точка приложения импульса в апогее величиной радиуса $R_{МКА}^a = R_{КА} + \Delta R$. Конечная орбита МКА должна иметь период равный периоду КА. Большая полуось этой орбиты равна радиусу КА $a_{МКА} = R_{КА}$, и радиус перигея равен $R_{МКА}^n = R_{КА} - \Delta R$.

Для формирования новой орбиты следует изменить скорость в апогее переходной орбиты. Определим скорость в апогее переходной орбиты и перейдем к безразмерным отклонениям:

$$V_{пер}^a = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{КА} + \Delta R} - \frac{1}{R_{КА} + \frac{\Delta R}{2}} \right)} =$$

$$= \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \sqrt{\frac{2}{1+\delta} - \frac{1}{1+\frac{\delta}{2}}}. \quad (9)$$

Воспользуемся свойством малости величины δ и, как в предыдущем случае, используя свойства приближенных вычислений, имеем скорость в апогее переходной орбиты:

$$V_{пер}^{\alpha} \cong \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \left(1 - \frac{3\delta}{4}\right). \quad (10)$$

Формируемая новая орбита МКА с периодом, равным периоду базового КА с большой полуосью, равной радиусу орбиты КА, должна иметь в апогее скорость:

$$\begin{aligned} V_{нов}^{\alpha} &= \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{КА} + \Delta R} - \frac{1}{a_{МКА}} \right)} = \\ &= \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_{КА} + \Delta R} - \frac{1}{R_{КА}} \right)}. \end{aligned} \quad (11)$$

Переходя к безразмерным отклонениям и используя свойства приближенных вычислений, скорость в апогее новой орбиты получим в виде:

$$V_{нов}^{\alpha} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \sqrt{\frac{2}{1+\delta} - 1} \cong \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} (1 - \delta). \quad (12)$$

Определим величину импульса скорости маневра с переходной орбиты МКА на новую орбиту:

$$\begin{aligned} \Delta V_{нов}^{\alpha} &= V_{нов}^{\alpha} - V_{пер}^{\alpha} \cong \\ &\cong \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} (1 - \delta) - \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \left(1 - \frac{3\delta}{4}\right). \end{aligned} \quad (13)$$

Преобразуя полученное выражение, имеем:

$$\Delta V_{нов}^{\alpha} \cong \sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} (1 - \delta - 1 + \frac{3\delta}{4}) \cong -\sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \frac{\delta}{4}. \quad (14)$$

Уйдя от безразмерной относительной величины к размерным величинам и считая полученные значения достаточно точными, имеем величину первого импульса перехода в виде:

$$\begin{aligned} \Delta V_{нов}^{\alpha} &= -\sqrt{\frac{\mu}{R_{КА}}} \frac{\Delta R}{4R_{КА}} = \\ &= -V_{КА} \frac{\Delta R}{4R_{КА}} = -\omega_{КА} \frac{\Delta R}{4}. \end{aligned} \quad (15)$$

В результате сформирована новая орбита МКА, отличная от орбиты базового КА, но период которой равен периоду обращения КА — $T_{МКА} = T_{КА}$.

Сравнивая полученные зависимости $\Delta V_{нов}^{\alpha}$ и ΔV_1 , следует отметить их равенство по абсолютной величине и различие в знаках, которое определяется направлением отклонения радиуса орбиты МКА в противоположающей точке относительно центра тяготения, в данном случае апсидной (лежащей на линии, соединяющей апогей и перигей).

Период новой орбиты равен периоду обращения базового КА, но изменение большой полуоси приводит к перемещению МКА относительно КА не только по радиусу, что является целью манев-

ра, но и вдоль орбиты. Это перемещение приводит к смещению центра траектории облета, и КА окажется вне замкнутой траектории, описываемой точкой МКА относительно ее смещенного центра, что не позволит произвести осмотр КА в плоскости орбиты со всех сторон.

Определим смещение МКА относительно КА через полвитка в той точке, где предполагается приложение к МКА импульса перехода на орбиту осмотра. Для определения углового и линейного смещения МКА относительно КА по эллиптической орбите воспользуемся ее свойствами.

По любой эллиптической орбите, в том числе и переходной орбите, МКА движется с переменной угловой скоростью, но ее среднее значение, как и период обращения, определяются большой полуосью. Будем искать это смещение за полпериода обращения КА. Определим смещение как произведение половины периода КА на величину средней угловой скорости движения МКА по переходной орбите.

Среднюю угловую скорость эллиптической орбиты вычислим из периода обращения:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a_{МКА}^3}{\mu}}, \quad (16)$$

откуда имеем среднее значение угловой скорости КА:

$$\omega_{МКА}^{ср} = \sqrt{\frac{\mu}{a_{МКА}^3}}. \quad (17)$$

За полпериода обращения КА — $\frac{T_{КА}}{2} = \sqrt{\frac{R_{КА}^3}{\mu}}$

угловое смещение МКА относительно КА при движении МКА по переходной орбите будет равно:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{МКА} &= \pi \frac{T_{КА}}{2} \omega_{МКА}^{ср} - \pi = \\ &= \pi \left(\sqrt{\frac{R_{КА}^3}{\mu}} \sqrt{\frac{\mu}{a_{МКА}^3}} - 1 \right) = \pi \left(\sqrt{\frac{R_{КА}^3}{a_{МКА}^3}} - 1 \right). \end{aligned} \quad (18)$$

Подставим значение большой полуоси переходной орбиты МКА $a_{МКА}$, уйдем от размерных значений к безразмерным:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{МКА} &= \pi \sqrt{\frac{R_{КА}^3}{(R_{КА} + \frac{\Delta R}{2})^3}} - \pi = \\ &= \pi \left(\sqrt{\frac{1}{(1 + \frac{\delta}{2})^3}} - 1 \right). \end{aligned} \quad (19)$$

Представим куб суммы в виде отдельных слагаемых:

$$\varepsilon_{МКА} = \pi \left(\sqrt{\frac{1}{1 + 3\frac{\delta}{2} + 3\frac{\delta^2}{4} + \frac{\delta^3}{8}}} - 1 \right). \quad (20)$$

Отбросим величины выше второго порядка малости с учетом малости δ по сравнению с 1, избавимся от знаменателя и квадратного корня. В итоге имеем:

$$\varepsilon_{\text{МКА}} = -\frac{3\pi}{4}\delta = -\frac{3\pi}{4}\frac{\Delta R}{R_{\text{КА}}} \quad (21)$$

Ввиду малости ΔR по сравнению с $R_{\text{КА}}$ величину линейного смещения вдоль орбиты по прямой определим как произведение углового смещения на радиус орбиты КА:

$$\Delta L_{\text{МКА}}^{\text{пер}} = \varepsilon_{\text{МКА}} R_{\text{КА}} = -\frac{3\pi}{4}\Delta R = -2,356194\Delta R. \quad (22)$$

Из выражения для импульса скорости перехода на переходную орбиту $\Delta V_1 = \omega_{\text{КА}} \frac{\Delta R}{4}$ определим обратную зависимость: выразим ΔR через ΔV_1 и получим:

$$\Delta R = 4 \frac{\Delta V_1}{\omega_{\text{КА}}}. \quad (23)$$

Тогда угловое смещение через полвитка вдоль орбиты определится как:

$$\begin{aligned} \Delta L_{\text{МКА}}^{\text{пер}} &= -3 \frac{\pi}{\omega_{\text{КА}}} \Delta V_1 = \\ &= -3 \frac{T_{\text{КА}}}{2} \Delta V_1 = -\frac{3}{2} T_{\text{КА}} \Delta V_1. \end{aligned} \quad (24)$$

Для компенсации полученного углового смещения МКА относительно КА необходимо ввести дополнительный виток орбиты фазирования. Для этого следует перевести МКА не сразу на орбиту осмотра, а импульс $\Delta V_{\text{нов}}$ заменить на $\Delta V_2 = \Delta V_{\text{нов}} - 1/2\Delta V_1 = -3/2\Delta V_1$, и за счет фазирования смещение будет:

$$\Delta L_{\text{МКА}}^{\text{фаз}} = -3T_{\text{КА}} \left(-\frac{\Delta V_1}{2} \right) = \frac{3}{2} T_{\text{КА}} \Delta V_1. \quad (25)$$

Суммарное смещение МКА вдоль орбиты относительно КА в апогее за счет движения по переходной орбите и орбите фазирования составит:

$$\begin{aligned} \Delta_{\Sigma} &= \Delta L_{\text{МКА}}^{\text{пер}} + \Delta L_{\text{МКА}}^{\text{фаз}} = \\ &= -3 \frac{T_{\text{КА}}}{2} \Delta V_1 + \frac{3}{2} T_{\text{КА}} \Delta V_1 = 0. \end{aligned} \quad (26)$$

Последним, третьим, импульсом после витка на орбите фазирования будет импульс перехода на орбиту осмотра $\Delta V_3 = 1/2\Delta V_1$, потребный для перехода с орбиты фазирования на орбиту осмотра.

Таким маневром за счет трех импульсов МКА переводится на замкнутую траекторию движения относительно базового КА. Суммарные затраты характеристической скорости переходя МКА на орбиту осмотра составят:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\Sigma} &= |\Delta V_1| + |\Delta V_2| + |\Delta V_3| = \\ &= |\Delta V_1| \left(1 + \frac{3}{2} + \frac{1}{2} \right) = \frac{3}{4} \omega_{\text{КА}} \Delta R. \end{aligned} \quad (27)$$

С учетом требования возврата МКА на борт базового КА эти энергетические затраты удваиваются и составят:

$$\Delta V_{\Sigma}^{\text{возр}} = \frac{3}{2} \omega_{\text{КА}} \Delta R. \quad (28)$$

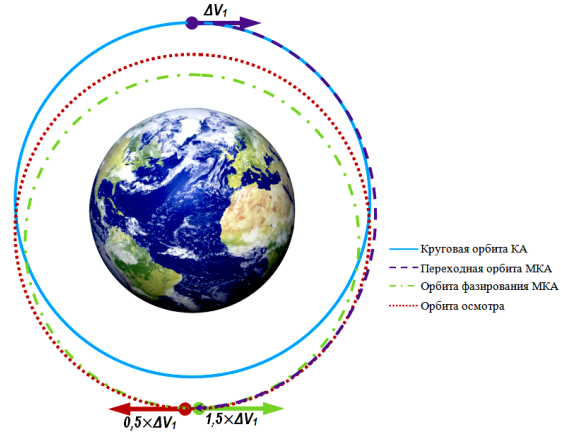


Рис. 1. Схема формирования траектории осмотра с внутренним фазированием (движение КА и МКА по часовой стрелке)
Fig. 1. Scheme for forming an inspection trajectory with internal phasing (motion of the spacecraft and small spacecraft clockwise)

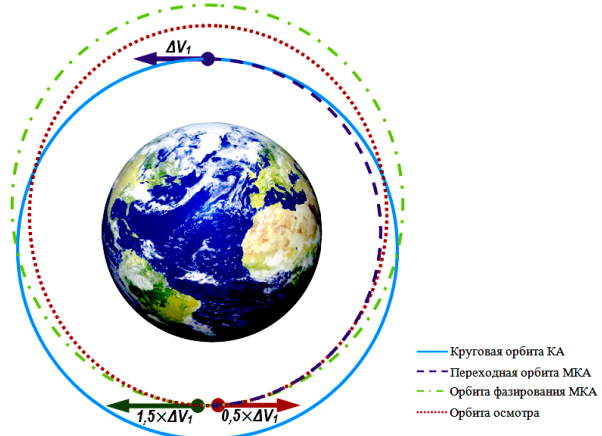


Рис. 2. Схема формирования траектории осмотра с внешним фазированием (движение КА и МКА по часовой стрелке)
Fig. 2. Scheme for forming an inspection trajectory with external phasing (motion of the spacecraft and small spacecraft clockwise)

Так, для проведения наружного осмотра базового КА с учетом последующего возврата МКА на борт КА для высоты орбиты 400 км, что примерно соответствует высоте орбиты МКС, требуемые бортовые запасы характеристической скорости должны составлять всего $\Delta V_{\Sigma}^{\text{возр}} = 0,170$ м/с.

Траектория облета и осмотра базового КА малым МКА может быть сформирована в зависимости от конкретных условий двумя способами с внутренним (рис. 1) и внешним (рис. 2) фазированием. При этом расчет энергетических затрат и величин управляющих импульсов остается неизменным, меняется лишь последовательность и направление этих импульсов.

При внутреннем фазировании (рис. 1) первый импульс ΔV_1 направлен по орбитальной скорости МКА, и формируется переходная орбита. Второй импульс $\Delta V_2 = 1,5\Delta V_1$ выдается через полвитка в окрестности апогейной точки против орбитальной скорости, и формируется орбита фазирования. Третий импульс $\Delta V_3 = 0,5\Delta V_1$ выдается через виток после второго при втором проходе в окрестности

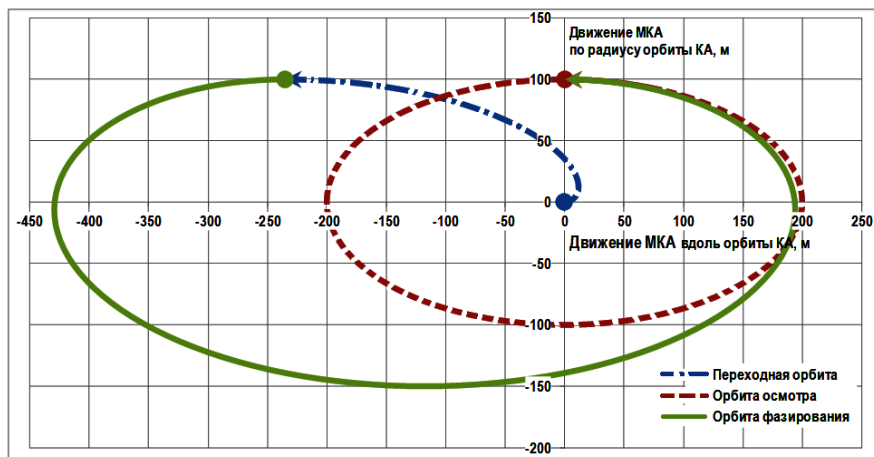


Рис. 3. Портрет облета. Траектория осмотра (облета) МКА относительно КА в подвижной, связанной с КА системе координат
 Fig. 3. Portrait of flyby. Trajectory of inspection (flyby) of the small spacecraft relative to the spacecraft in a moving coordinate system associated with the spacecraft

апогейной точки по орбитальной скорости и формируется орбита осмотра.

При внешнем фазировании (рис. 2) первый импульс ΔV_1 направлен против орбитальной скорости МКА, и формируется переходная орбита. Вторым импульс $\Delta V_2 = 1,5\Delta V_1$ выдается через полвитка в окрестности перигейной точки по орбитальной скорости, и формируется орбита фазирования. Третий импульс $\Delta V_3 = 0,5\Delta V_1$ выдается через виток при втором проходе в окрестности перигейной точки против орбитальной скорости, и формируется орбита осмотра.

Результаты исследований

На основании проведенных выкладок были проведены поверочные расчеты траектории движения МКА относительно базового КА. Предполагается, что базовый КА движется по круговой орбите в центральном поле тяготения Земли на высоте 400 км. Малую полуось эллипса облета МКА вокруг базового КА (увеличение высоты в апогее орбиты МКА по сравнению с радиусом орбиты КА) положим равной $\Delta R = 100$ м. В качестве начальных условий при переходе с круговой орбиты КА на орбиту облета МКА приращение скорости для всех трех импульсов были рассчитаны по предложенной методике:

— первый импульс — импульс разгона во время начала маневра $\Delta V_1 = 0,0283276$ м/с;

— второй импульс — импульс торможения через полпериода КА ($T_{КА}/2$) после первого для перехода на орбиту фазирования $\Delta V_2 = 1,5\Delta V_1 = 0,0424914$ м/с;

— третий импульс — импульс разгонный через период КА ($T_{КА}$) после второго для перехода на орбиту фазирования $\Delta V_3 = 0,5\Delta V_1 = 0,0141638$ м/с.

Расчет был проведен по алгоритму, описывающему одновременное движение КА и МКА в центральном поле Земли. Ввиду относительно малого расстояния между объектами движения нецентральностью поля тяготения Земли пренебрегаем. Интегрирование уравнений движения проводилось апробированным методом Рунге–Кутты четвертого порядка. Алгоритм реализован на языке Pascal. Ошибка в расчетах по предложенной приближенной методике составляет менее 0,01 % — несовпа-

дение наблюдается только в четвертой или пятой значащих цифрах.

Результаты расчета приведены на рис. 3.

На рис. 3 отчетливо видно, что при выходе МКА в точку апогея переходной орбиту через полвитка, по времени через полпериода КА, смещение вдоль орбиты составит $\Delta L_{МКА}^{пер} = -2,356194\Delta R = -235,6194$ м. Это еще раз подчеркивает необходимость фазирования движения МКА. За счет фазирования движения МКА базовый КА становится в центре траектории кругового осмотра.

Перемещение МКА относительно базового КА на орбите осмотра будет выполняться по эллипсу. Малая ось эллипса будет располагаться по радиусу-вектору КА, и ее полуось будет равна величине ΔR , а большая ось будет перпендикулярна радиусу-вектору КА и совпадать с траекторией орбиты КА, и ее полуось будет равна величине $2 \times \Delta R$.

Саму процедуру осмотра базового КА с помощью МКА предполагается проводить за счетное количество витков, как правило, не более 5... 10 витков. Началом осмотра считаем выход МКА на орбиту осмотра после третьего импульса разведения МКА. Сразу следует отметить, что высокой оперативностью такой способ облета базового КА не отличается, так как для выхода на орбиту выполнения целевой задачи требуется значительное время — полтора периода обращения КА. Однако из-за принятой схемы маневров обеспечивается заведомо оптимальное решение задачи с минимально возможными затратами характеристической скорости бортовой двигательной установкой.

Выводы и заключения

Полученные зависимости можно использовать не только для строго круговых орбит, но и для практически круговых с малым эксцентриситетом. В этом случае необходимо с высокой точностью знать угловую скорость движения базового КА по орбите.

Следует отметить, что предложенный способ построения траектории облета базового КА стартующим с его борта МКА можно провести в любом центральном поле тяготения не только на орбите Земли, но и на орбите Луны, Марса и прочее. Понятно, что для КА с большими периодами обраще-

ния, например, на высоких околоземных орбитах, этот способ вряд ли будет применим, что не сужает круг возможных областей его применения.

Применение методов приближенных вычислений к орбитальным расчетам в этой частной задаче позволило наглядно получить простейшие зависимости параметров траектории с высокой инженерной точностью, не хуже сотых долей процента от номинальных значений. Это позволяет не только оценить энергетические затраты на орбитальные маневры без проведения длительных и громоздких вычислений, но и позволяет рассчитать величины управляющих импульсов для реальной задачи управления движением МКА относительно базового КА.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Омского государственного технического университета, внутренняя НИР № 23090В «Теоретические и экспериментальные исследования опытных образцов импульсных двигательных установок для наноспутников» в рамках программы развития «Приоритет-2030».

Список источников

1. Каткалов В. Б. Космические услуги и операции: состояние и перспективы // Воздушно-космическая сфера. 2020. № 2 (103). С. 72–80. DOI: 10.30981/2587-7992-2020-103-2-72-80.
2. Гнездова Е. К. Баллистический анализ методик планирования полета космического аппарата, осуществляющего инспекцию группы объектов на геостационарной орбите // Политехнический молодежный журнал. 2018. № 11. С. 1–9. DOI: 10.18698/2541-8009-2018-11-404. EDN: YPVEYR.
3. Hastings D. E., Putbrese B. L., La Tour P. A. When will on-orbit servicing be part of the space enterprise? // Acta Astronautica. 2016. Vol. 127. P. 655666. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.07.007.
4. Razoumny Y., Razoumny V., Kozlov P. [et al.]. Method of optimization of the servicing space-based system orbits and detached units maneuvers parameters in the problem of on-orbit-servicing of the given multi-satellite space infrastructure // Making Space Accessible and Affordable to all Countries, Guadalajara. 2016. EDN: YVLZHL.
5. Поздняков А. Ю., Скопинцева Л. М., Гнездова Е. К. [и др.]. Аналитические исследования вариантов организации инспекции космических аппаратов в области ГСО // Актуальные вопросы развития вооружения, военной и специальной техники войск противовоздушной и противоракетной обороны, космических войск воздушно-космических сил: материалы науч.-метод. тр. II Всерос. науч.-практ. конф., Москва, 21 апреля 2017. Москва: Издат. дом Акад. имени Н. Е. Жуковского, 2017. С. 291–297. EDN: YPIKRX.
6. Сачук Д. В., Уперчук Р. А. Расчет баллистических характеристик орбитального движения аппарата-инспектора // Приоритетные направления инновационной деятельности в промышленности: сб. науч. ст. по итогам 11 Международ. науч. конф., Казань, 29–30 ноября 2020. Казань: ООО «КОН-ВЕРТ», 2020. Т. 1. С. 236–237. EDN: RFSFTF.
7. Аверьянов А. В. Аналитический метод расчета движения малого космического аппарата, связанного с базовым космическим аппаратом // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 4. С. 75–77. EDN: KLRWTZ.
8. Егоров Ю. Г., Кургузов А. В., Чернышов А. Н. О групповом полете МКА в ходе космического эксперимента «Инспектор-МКА» // Научное наследие и развитие идей К. Э. Циолковского: материалы 54-х науч. чтений памяти К. Э. Циолковского. Калуга, 17–19 сентября 2019. Калуга: АКФ Политоп, 2019. Т. 1. С. 93–94. EDN: AGDILD.

9. Radhakrishnan R., Edmonson W., Afghah F. [et al.]. Survey of inter-satellite communication for small satellite systems: Physical layer to network layer view // IEEE Communications Surveys & Tutorials. 2016. Vol. 18, no. 4. P. 2442–2473. DOI: 10.1109/COMST.2016.2564990.

10. «Роскосмос»: На МКС произошло повреждение обшивки космического корабля «Союз МС-22» // Военное обозрение. URL: <https://topwar.ru/206856-roskosmos-na-mks-proizoshlo-povrezhdenie-obshivki-kosmicheskogo-korablja-sojuzms-22.html> (дата обращения: 20.10.2023).

11. Блинов В. Н., Шалай В. В., Зубарев С. И. [и др.]. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов: моногр. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. 263 с. ISBN 978-5-8149-1710-2.

12. Анищук Е. К., Гематудинов Р. А. Маневрирование космических аппаратов // E-Scio. 2021. № 3 (54). С. 112–120. EDN: QEFOGN.

13. Lev D. Heated Gas Propulsion System Conceptual Design for the SAMSON Nano-Satellite (Propulsion) // Journal of Small Satellites. 2017. Vol. 6, no. 1. P. 551–564.

14. Lemmer K. Propulsion for CubeSats // Acta Astronautica. 2017. Vol. 134. P. 231–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048.

15. Газовые двигатели. URL: <https://spacepi.space/wiki/article/gazovye-dvigateli> (дата обращения: 28.10.2023).

16. ГОСТ 25645.301-83. Расчеты баллистические искусственных спутников Земли. Методика расчета затрат топлива на маневр. Введ. 1995–01–01. Москва: Изд-во стандартов, 1984. 148 с.

17. Нариманова Г. С., Тихонравова М. К. Основы теории полета космических аппаратов. Москва: Машиностроение, 1972. 608 с.

18. Корн Г., Корн Т. Справочник по высшей математике для научных работников и инженеров. Москва: Наука, 1973. 832 с.

РУБАН Виктор Иванович, старший научный сотрудник НИИ «Двигательные установки микротяги малых космических аппаратов» Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.

SPIN-код: 9889-2810

AuthorID (РИНЦ): 723703

AuthorID (SCOPUS): 56503331600

Адрес для переписки: rubanvictor@rambler.ru

БЛИНОВ Виктор Николаевич, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 8934-4313

AuthorID (РИНЦ): 530029

AuthorID (SCOPUS): 56503115200

ORCID: 0000-0002-9309-4610

Адрес для переписки: blinovvictor@yandex.ru

КОСИЦЫН Валерий Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 8766-8891

AuthorID (РИНЦ): 723680

AuthorID (SCOPUS): 56503934600

Адрес для переписки: valera_kositsin@mail.ru

ЛУКЬЯНЧИК Антон Игоревич, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 2378-9723

AuthorID (РИНЦ): 798228

AuthorID (SCOPUS): 57189506536

ORCID: 0000-0002-3309-4125

ResearcherID: O-8722-2016

Адрес для переписки: lukyanchik1991@mail.ru



ЯЧМЕНЕВ Павел Сергеевич, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 4744-0940

AuthorID (РИНЦ): 812493

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

Адрес для переписки: yachmenev-pavel@mail.ru

СТЕПЕНЬ Павел Валерьевич, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 4322-5980

AuthorID (РИНЦ): 1004744

AuthorID (SCOPUS): 57222345428

Адрес для переписки: stepen2@mail.ru

Для цитирования

Рубан В. И., Блинов В. Н., Косицын В. В., Лукьянчик А. И., Ячменев П. С., Степень П. В. Построение траектории малого космического аппарата для облета базового космического аппарата с целью наружного осмотра и оценка энергетических затрат на маневр облета // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2023. Т. 7, № 4. С. 56–64. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-4-56-64.

Статья поступила в редакцию 13.10.2023 г.

© В. И. Рубан, В. Н. Блинов,

В. В. Косицын, А. И. Лукьянчик,

П. С. Ячменев, П. В. Степень

CONSTRUCTING THE TRAJECTORY OF A SMALL SPACECRAFT FOR FLYING AROUND THE BASE SPACECRAFT FOR THE PURPOSE OF EXTERNAL INSPECTION AND ESTIMATING THE ENERGY COSTS FOR THE FLYBY MANEUVER

V. I. Ruban, V. N. Blinov, V. V. Kositsyn, A. I. Lukyanchik,
P. S. Yachmenev, P. V. Stepen

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The paper presents a methodology for constructing a flyby trajectory of a base spacecraft for the purpose of inspecting it using a small spacecraft carried on board and estimating the required characteristic velocity reserves for the flyby maneuver. The use of approximate calculation methods made it possible to obtain the simplest dependences of trajectory parameters with high accuracy. The technique allows not only to estimate the energy costs for orbital maneuvers, but also allows one to calculate the values of control impulses for the real problem of controlling the motion of a small spacecraft relative to the base spacecraft.

Keywords: small spacecraft, basic spacecraft, flyby trajectory, orbit, flyby maneuver.

Acknowledgments

The work is carried out with the financial support of Omsk State Technical University, internal research work No. 23090B «Theoretical and experimental studies of prototypes of pulse propulsion systems for nanosatellites» within the framework of the Priority-2030 development program.

References

1. Katkalov V. B. Kosmicheskiye uslugi i operatsii: sostoyaniye i perspektivy [Space services and operations. State and prospects] // *Vozdushno-Kosmicheskaya Sfera. Aerospace Sphere Journal*. 2020. No. 2 (103). P. 72–80. DOI: 10.30981/2587-7992-2020-103-2-72-80. (In Russ.).
2. Gnezdova E. K. Ballisticheskiy analiz metodik planirovaniya poleta kosmicheskogo apparata, osushchestvlyayushchego inspektsiyu gruppy ob'yektov na geostatsionarnoy orbite [Ballistic analysis of flight planning techniques of a spacecraft carrying out an inspection of a group of objects in geostationary orbit] // *Politekhnicheskiy Molodezhnyy Zhurnal. Politechnical Student Journal*. 2018. No. 11. P. 1–9. DOI: 10.18698/2541-8009-2018-11-404. EDN: YPVEYP. (In Russ.).
3. Hastings D. E., Putbrese B. L., La Tour P. A. When will on-orbit servicing be part of the space enterprise? // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 127. P. 655666. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.07.007. (In Engl.).
4. Razoumny Y., Razoumny V., Kozlov P. [et al.]. Method of optimization of the servicing space-based system orbits and detached units maneuveres parameters in the problem of on-orbit-servicing of the given multi-satellite space infrastructure // *Making Space Accessible and Affordable to all Countries, Guadalajara*. 2016. EDN: YVLZHL. (In Engl.).
5. Pozdnyakov A. Yu., Skopintseva L. M., Gnezdova E. K. [et al.]. Analiticheskiye issledovaniya variantov organizatsii inspektsii kosmicheskikh apparatov v oblasti GSO [Analytical studies of options for organizing the inspection of spacecraft in the field of GSO] // *Aktual'nyye Voprosy Razvitiya Vooruzheniya,*

Voyennoy i Spetsial'noy Tekhniki Voysk Protivovozdushnoy i Protivoraketnoy Oborony, Kosmicheskikh Voysk Vozdushno-Kosmicheskikh Sil. Current Issues in the Development of Weapons, Military and Special Equipment of the Air and Missile Defense Forces, Space Forces of the Aerospace Forces. Moscow, 2017. P. 291–297. EDN: YPIKRX. (In Russ.).

6. Sachuk D. V., Uperchuk R. A. Raschet ballisticheskikh kharakteristik orbital'nogo dvizheniya apparata-inspektora [Calculation of ballistic characteristics of the orbital motion of the inspector vehicle] // *Prioritetnyye Napravleniya Innovatsionnoy Deyatel'nosti v Promyshlennosti. Priority Areas of Innovation in Industry*. 2020. Vol. 52, no. 4. P. 236–237. EDN: RFSFTF. (In Russ.).

7. Averianov A. V. Analiticheskiy metod rascheta dvizheniya malogo kosmicheskogo apparata, svyazannogo s bazovym kosmicheskim apparatom [Analytical method for calculating the motion of a small spacecraft associated with a basic spacecraft] // *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Priborostroyeniye. Journal of Instrument Engineering*. 2009. Vol. 52, no. 4. P. 75–77. EDN: KLRWTZ. (In Russ.).

8. Egorov Yu. G., Kurguzov A. V., Chernyshov A. N. O gruppovom polete MKA v khode kosmicheskogo eksperimenta «Inspektor-MKA» [About the group flight of the MKA during the space experiment «Inspector-MKA»] // *Nauchnoye Naslediye i Razvitiye Idey K. E. Tsiolkovskogo. Scientific Heritage and Development of Ideas of K. E. Tsiolkovsky*. 2019. Vol. 1. P. 93–94. EDN: AGDILD. (In Russ.).

9. Radhakrishnan R., Edmonson W., Afghah F. [et al.]. Survey of inter-satellite communication for small satellite systems: Physical layer to network layer view // *IEEE Communications Surveys & Tutorials*. 2016. Vol. 18, no. 4. P. 2442–2473. DOI: 10.1109/COMST.2016.2564990. (In Engl.).

10. «Roskosmos»: Na MKS proizoshlo povrezhdeniye obshivki kosmicheskogo korablya «Soyuz MS-22» [Roscosmos: Damage to the skin of the Soyuz MS-22 spacecraft occurred on the ISS] // *Voyennoye obozreniye. Top War*. URL: <https://topwar.ru/206856-roskosmos-na-mks-proizoshlo-povrezhdenie-obshivki-kosmicheskogo-korablja-sojuz-ms-22.html> (accessed: 20.10.2023). (In Russ.).

11. Blinov V. N., Shalay V. V., Zubarev S. I. [et al.]. Issledovaniya elektrottermicheskikh mikrodvigateley korrektruyushchikh dvigatel'nykh ustanovok manevriruyushchikh malykh kosmicheskikh apparatov [Research of electrothermal micromotors for corrective propulsion systems of maneuvering small spacecraft]. Omsk, 2014. 263 p. ISBN 978-5-8149-1710-2. (In Russ.).

12. Anishchuk E. K., Gematudinov R. A. Manevrirovaniye kosmicheskikh apparatov [Maneuvering spacecraft] // *E-Scio. E-Scio*. 2021. No. 3 (54). P. 112–120. EDN: QEFOGN. (In Russ.).

13. Lev D. Heated Gas Propulsion System Conceptual Design for the SAMSON Nano-Satellite (Propulsion) // *Journal of Small Satellites*. 2017. Vol. 6, no. 1. P. 551–564. (In Engl.).

14. Lemmer K. Propulsion for CubeSats // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 134. P. 231–243. DOI: 10.1016/J.ACTAASTRO.2017.01.048. (In Engl.).

15. Gazovyye dvigateli [Gas engine]. URL: <https://spacepi.space/wiki/article/gazovye-dvigateli> (accessed: 28.10.2023). (In Russ.).

16. GOST 25645.301-83. Raschety ballisticheskoye iskusstvennykh sputnikov Zemli. Metodika rascheta zatrat topliva na manevr [Ballistic calculations of artificial Earth satellites. Methodology for calculating fuel costs for a maneuver]. Moscow, 1984. 148 p. (In Russ.).

17. Narimanova G. S., Tikhonravova M. K. Osnovy teorii poleta kosmicheskikh apparatov [Fundamentals of spacecraft flight theory]. Moscow, 1972. 608 p. (In Russ.).

18. Korn G., Korn T. Spravochnik po vysshey matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov [Handbook of Higher Mathematics for researchers and engineers]. Moscow, 1973. 832 p. (In Russ.).

RUBAN Victor Ivanovich, Senior Researcher at Small Spacecraft Microthrusters Research Laboratory, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.
SPIN-code: 9889-2810

AuthorID (RSCI): 723703

AuthorID (SCOPUS): 56503331600

Correspondence address: rubanvictor@rambler.ru

BLINOV Viktor Nikolayevich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 8934-4313

AuthorID (RSCI): 530029

AuthorID (SCOPUS): 56503115200

ORCID: 0000-0002-9309-4610

Correspondence address: blinovvictor@yandex.ru

KOSITSIN Valeriy Vladimirovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 8766-8891

AuthorID (RSCI): 723680

AuthorID (SCOPUS): 56503934600

Correspondence address: valera_kositsin@mail.ru

LUKYANCHIK Anton Igorevich, Senior Lecturer of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2378-9723

AuthorID (RSCI): 798228

AuthorID (SCOPUS): 57189506536

ORCID: 0000-0002-3309-4125

ResearcherID: O-8722-2016

Correspondence address: lukyanchik1991@mail.ru

YACHMENEV Pavel Sergeevich, Senior Lecturer of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 4744-0940

AuthorID (RSCI): 812493

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ORCID: 0000-0003-3483-4321

ResearcherID: P-5381-2016

Correspondence address: yachmenev-pavel@mail.ru

STEPEN Pavel Valer'yevich, Senior Lecturer of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 4322-5980

AuthorID (RSCI): 1004744

AuthorID (SCOPUS): 57222345428

Correspondence address: stepen2@mail.ru

For citations

Ruban V. I., Blinov V. N., Kositsyn V. V., Lukyanchik A. I., Yachmenev P. S., Stepen P. V. Constructing the trajectory of a small spacecraft for flying around the base spacecraft for the purpose of external inspection and estimating the energy costs for the flyby maneuver // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2023. Vol. 7, no. 4. P. 56–64. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-4-56-64.

Received October 13, 2023.

© V. I. Ruban, V. N. Blinov, V. V. Kositsyn, A. I. Lukyanchik, P. S. Yachmenev, P. V. Stepen