

УДК 681.5.015:629.7.05

Меланченко А.Г.

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля».
Украина, Днепропетровск

КОНЦЕПЦИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КЛАСТЕРА АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Одним из эффективных способов наблюдения Земли из космоса является использование автоматических космических аппаратов (АКА), оснащенных бортовыми радиолокационными станциями с синтезированием апертуры (РСА). Такие системы на сегодняшний день обеспечивают разрешение, сравнимое с оптическими системами наблюдения, и при этом в состоянии вести наблюдение в любое время суток вне зависимости от состояния облачного покрова над районом наблюдения. Перспективным является метод интерферометрической съемки (ИРСА), когда выполняются две (или более) съемки одного и того же района. Для реализации системы ИРСА высокого разрешения предлагается использование кластера из двух малых АКА. Предложена концепция построения и поддержания кластера, обеспечивающая требуемые величины интерферометрической базы и сводящая к минимуму риск столкновения АКА в процессе эксплуатации системы.

Ключевые слова: радар с синтезированием апертуры, автоматический космический аппарат, наблюдение Земли, элементы относительной орбиты, дифференциальные возмущения.

Введение

Технология ИРСА на сегодняшний день является весьма перспективной для решения ряда научных и хозяйственных задач, требующих проведения распределенных в пространстве радиолокационных съемок поверхности Земли с высоким разрешением. Основой технологии ИРСА является стереоскопический эффект, получаемый при совместной обработке двух или нескольких радиолокационных изображений, полученных из различных орбитальных позиций при близких условиях наблюдения, определяемых интерферометрической базой (ИБ). При ориентации ИБ поперек траектории полета появляется возможность измерения возвышения объектов на местности, на основе которых могут быть построены цифровые модели рельефа. При ориентации ИБ вдоль траектории полета появляется возможность измерения скорости движения наземных объектов, используемые для решения задач космической разведки, мониторинга движения ледников и т.д. Точность существующих космических систем ИРСА, использующих один АКА, существенно ограничена временной декорреляцией снимков, выполняемых на различных витках.

Указанные ограничения могут быть преодолены при использовании кластера из двух АКА, ведущих синхронные наблюдения. В последнее десятилетие космическим проектам на основе кластеров уделяется достаточно большое внимание, однако практические результаты в области эксплуатации КА на

малых (порядка единиц километров) расстояниях ограничиваются задачами сближения и стыковки, преимущественно в пилотируемых программах. Такие задачи являются разовыми и требуют для своего решения интенсивной работы наземных средств и персонала измерительных пунктов и Центра управления полетом. Такой подход, очевидно, не может считаться приемлемым для эксплуатации системы ИРСА в течение нескольких лет.

В 2011 году ГП «КБ «Южное» был разработан концептуальный проект малого АКА с бортовым РСА [2], на базе которого может быть создана система ИРСА. Ключевыми требованиями к кластеру системы ИРСА является обеспечение требуемой величины интерферометрической базы (порядка 1 км) и безопасности эксплуатации АКА кластера на столь малом удалении в течение всего срока службы (5–7 лет) системы. Для выполнения этих, по сути своей противоречивых, требований предлагается использовать известную концепцию пространственного разнесения векторов эксцентриситета (e) и наклона (i) орбиты АКА, которая применяется при решении задач размещения нескольких спутников связи в одной орбитальной позиции на геостационарной орбите [6]. Для исключения опасности столкновения АКА, с учетом неопределенности их положения вдоль орбиты, необходимо обеспечить надлежащее разведение АКА как по высоте, так и по боковому направлению. Это подразумевает согласованный выбор параметров орбиты АКА, который обеспечит относительно эллиптическое движение одного АКА в

плоскости, перпендикулярной направлению полета другого АКА. В статье приведено описание принятой математической модели относительного движения АКА. В частности, для анализа движения АКА на малых удалениях и решения задач коррекции орбиты АКА предложено вместо традиционного описания модели в прямоугольных координатах использовать разности кеплеровых элементов орбиты.

После выбора номинальных параметров орбит АКА кластера необходимо определить стратегию их поддержания в процессе эксплуатации системы, что подразумевает анализ устойчивости относительного движения АКА. Для этого в статье приведен перечень возмущающих факторов и результаты анализа их влияния на относительное движение АКА кластера. Для АКА, находящихся на малом удалении, периодическими возмущениями элементов орбиты можно пренебречь, однако вековые возмущения относительных векторов e и i приводят к изменению номинальной конфигурации кластера. Предложена стратегия поддержания орбит АКА кластера, обеспечивающая его безопасную эксплуатацию при обеспечении приемлемого количества сеансов коррекции орбиты и расхода рабочего тела двигательной установки (ДУ).

Предполагается, что номинальные орбиты АКА кластера будут изомаршрутными, что позволит, наряду с синхронными интерферометрическими съемками, обеспечить независимую работу каждого АКА в режиме многопроходной интерферометрии. В этом случае один АКА кластера с точки зрения поддержания его конфигурации является пассивным, и коррекция его орбиты проводится только с целью поддержания ее изомаршрутности. Для второго АКА также необходимы аналогичные маневры поддержания изомаршрутности орбиты и, кроме того, маневры поддержания конфигурации кластера, сводящиеся к поддержанию номинального положения векторов e и i .

1. Динамика полета компактного кластера

Для точного прогнозирования относительного движения двух космических объектов традиционно используется метод численного интегрирования уравнений движения с учетом всех возмущающих факторов [3]. При этом параметры относительного движения могут быть определены путем проецирования разностей абсолютных траекторий объектов, определенных в одни и те же моменты времени, на оси подвижной системы координат, связанной с одним из них. Такой подход является весьма ресурсоемким. Однако для задачи двух тел уравнения относительного движения могут быть непосредственно получены в виде разностей кеплеровых элементов орбит объектов. Для компактного кла-

стера в предположении малости эксцентриситета орбит АКА известны уравнения относительного движения в замкнутой форме [5]. Однако аналитическое решение этих уравнений в прямоугольных координатах не совсем удобно для анализа относительного движения АКА на малом удалении, более предпочтительным является решение, выраженное в разностях кеплеровых элементов орбиты. В этой связи в настоящей статье рассматривается постановка задачи с использованием относительных векторов эксцентриситета и наклона орбиты, более пригодная для анализа относительного движения АКА в составе низкоорбитального кластера.

1.1. Линеаризованная модель относительного движения АКА в кластере

Рассмотрим кластер в составе двух АКА ($k = 1, 2$), орбиты которых определяются кеплеровыми элементами:

- большая полуось орбиты a_k ,
- эксцентриситет e_k ,
- наклонение плоскости орбиты i_k ,
- прямое восхождение восходящего узла орбиты Ω_k ,
- аргумент перигея ω_k и
- средняя аномалия M_k .

Введем далее следующие определения относительных векторов эксцентриситета Δe и наклона плоскости орбиты Δi :

$$\Delta e = e_2 \begin{pmatrix} \cos \omega_2 \\ \sin \omega_2 \end{pmatrix} - e_1 \begin{pmatrix} \cos \omega_1 \\ \sin \omega_1 \end{pmatrix},$$

$$\Delta i = \begin{pmatrix} i_2 - i_1 \\ (\Omega_2 - \Omega_1) \sin i_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta i \\ \Delta \Omega \sin i_1 \end{pmatrix}.$$

Выразим эти относительные вектора в прямоугольных и полярных координатах:

$$\Delta e = \begin{pmatrix} \Delta e_x \\ \Delta e_y \end{pmatrix} = \delta_e \begin{pmatrix} \cos \varphi \\ \sin \varphi \end{pmatrix},$$

$$\Delta i = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{pmatrix} = \delta_i \begin{pmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \end{pmatrix}.$$

Полагая остальные элементы орбиты обоих АКА одинаковыми, выделение вектора эксцентриситета дает орбиту АКА₂ относительно АКА₁, которая представляет собой эллипс, малая полуось $a\delta e$ которого направлена по радиус-вектору АКА₁ в сторону от Земли, а большая полуось $2a\delta e$ – по касательной к траектории АКА₁ в сторону его движения. Аналогично выделение вектора наклона приводит к гармоническим колебаниям АКА₂ относительно АКА₁ с амплитудой $a\delta i$ в направлении нормали к плоскости орбиты АКА₁. Таким образом, величины δe и δi определяют амплитуду движения АКА₂ относительно АКА₁ в плоскости орбиты по-

следнего и в боковом направлении, а мгновенная фаза этого движения определяется полярными углами φ и θ относительных векторов эксцентриситета Δe и наклоения плоскости орбиты Δi (рис. 1). Угол φ представляет собой апоцентр относительной орбиты – максимальное удаление АКА₂ от АКА₁ в радиальном направлении соответствует случаю равенства среднего аргумента широты АКА₂ $u_2 = \omega_2 + M_2$ углу φ . В свою очередь угол θ представляет собой прямое восхождение восходящего узла относительной орбиты, и соответствует аргументу широты, при котором АКА₂ пересекает плоскость орбиты АКА₁. Помимо разности векторов эксцентриситета и наклоения плоскости орбиты, на относительное движение АКА в кластере влияют разности больших полуосей их орбит $\Delta a = a_2 - a_1$ и аргументов широты $\Delta u = u_2 - u_1$. Это влияние проявляется в систематическом смещении величины Δa в радиальном направлении и ее дрейфе на величину $-3\pi\Delta a$ за виток, и в систематическом смещении величины $a_1\Delta u$ вдоль траектории полета АКА₁.

Таким образом, радиус-вектор Δr положения АКА₂ относительно АКА₁ в локально горизонтальной системе координат, начало которой находится в центре масс АКА₁, а ориентация осей задается ортами, ориентированными по его радиус-вектору (e_p), трансверсали (e_T) и нормали к плоскости орбиты (e_H), может быть определен следующим линеаризованным уравнением:

$$\begin{pmatrix} \Delta r_{p/a} \\ \Delta r_{T/a} \\ \Delta r_{H/a} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta a/a & 0 & -\Delta e_x & -\Delta e_y \\ \Delta u & -3\Delta a/2a & -2\Delta e_y & 2\Delta e_x \\ 0 & 0 & -\Delta i_y & -\Delta i_x \end{bmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ u-u_0 \\ \cos u \\ \sin u \end{pmatrix},$$

где $u \equiv u_2$ – независимая переменная, $u_0 = u(t = t_0)$, а $a \equiv a_1$. Дифференцируя это уравнение по времени,

получим выражение для вектора скорости движения Δv АКА₂ относительно АКА₁:

$$\begin{pmatrix} \Delta v_{p/v} \\ \Delta v_{T/v} \\ \Delta v_{H/v} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\Delta e_y & \Delta e_x \\ -3\Delta a/2a & 0 & 2\Delta e_x & 2\Delta e_y \\ 0 & 0 & \Delta i_x & \Delta i_y \end{bmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ u-u_0 \\ \cos u \\ \sin u \end{pmatrix},$$

где v – орбитальная скорость при движении по круговой орбите радиусом a .

1.2. Возмущения элементов орбиты АКА, обусловленные сжатием Земли

Нецентральность гравитационного поля Земли приводит к возникновению различных короткопериодических, длиннопериодических и вековых возмущений элементов орбиты АКА на низкой околоземной орбите. Для рассматриваемого кластера в силу малого расстояния между АКА периодическими возмущениями можно пренебречь, и рассматривать только вековые изменения относительных векторов эксцентриситета и наклоения плоскости орбиты. Относительный вектор эксцентриситета

$$\Delta e = \begin{pmatrix} \cos(\varphi_0 - \dot{\varphi}t) \\ \sin(\varphi_0 - \dot{\varphi}t) \end{pmatrix}$$

движется с угловой скоростью $\dot{\varphi}$, описывая окружность радиусом δe с центром, совпадающим с началом описанной выше системы координат. Период вращения этого вектора равен

$$T_s = \frac{2\pi}{\dot{\varphi}} \approx \frac{4}{3} T \frac{a^2}{R_E^2 J_2} \frac{1}{|5\cos^2 i - 1|}$$

и определяется зональной гармоникой второго порядка J_2 и экваториальным радиусом Земли R_E , а

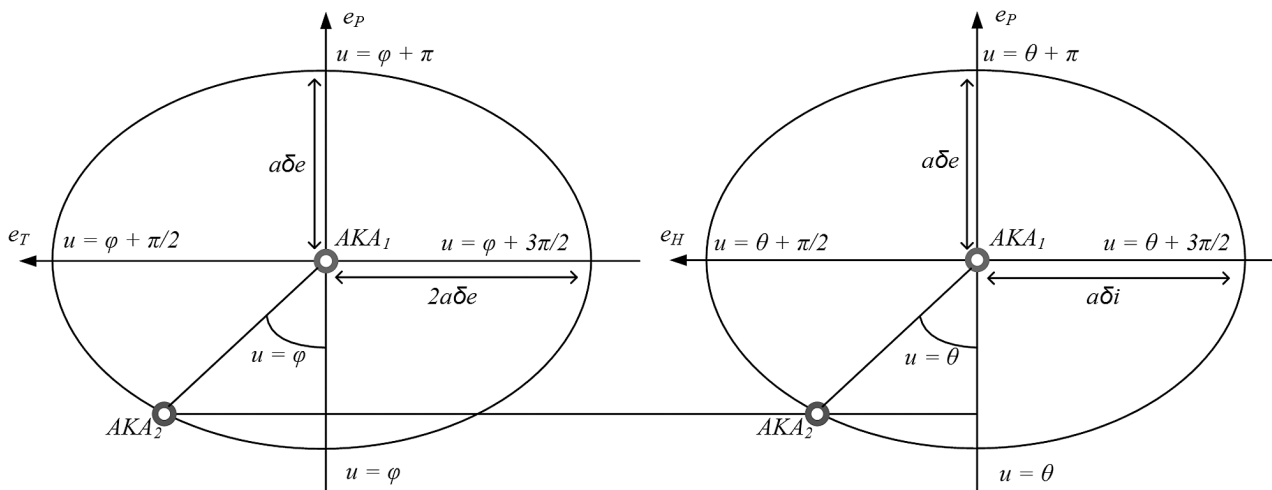


Рис. 1. Относительное движение АКА в кластере, обусловленное векторами Δe и Δi

также параметрами орбиты АКА кластера. Для солнечно-синхронной орбиты АКА высотой порядка 500 км наклонение i примерно равно 97° , а период обращения АКА вокруг Земли $T \approx 95$ минут, тогда период вращения относительного вектора эксцентриситета составит примерно сто суток. Относительный вектор наклоения

$$\Delta i = \left(\begin{array}{c} \Delta i \\ \Delta \Omega \sin i - \frac{3\pi}{T} J_2 \frac{R_E^2}{a^2} \sin^2 i \cdot \Delta i \end{array} \right)$$

также подвержен возмущениям, обусловленным зональной гармоникой второго порядка J_2 , что приводит к вековому сдвигу орбитальных плоскостей и, таким образом, к линейному смещению компонента Δi_V этого вектора. Скорость указанного смещения зависит от разности наклоений орбит АКА кластера. Поскольку вековое движение относительных векторов эксцентриситета и наклоения, обусловленное сжатием Земли, приводит к нарушению исходной конфигурации кластера, необходимо проведение маневров коррекции орбиты АКА.

1.3. Возмущения элементов орбиты АКА, обусловленные разностью аэродинамического сопротивления

Пренебрегая вариациями плотности верхней атмосферы на расстояниях, характерных для рассматриваемого кластера (единицы километров), можно описать дифференциальное ускорение АКА кластера, обусловленное аэродинамическим сопротивлением, соотношением вида

$$\Delta a = \frac{1}{2} (S_{b1} - S_{b2}) \rho v_a^2,$$

где ρ – плотность атмосферы, v_a – скорость АКА относительно атмосферы, S_{bk} , $k = 1, 2$ – баллистический коэффициент АКА. Исходя из того, что оба АКА кластера являются идентичными, можно предполагать, что в начале орбитального полета кластера

$$\epsilon = \frac{|S_{b1} - S_{b2}|}{S_{b1}} \leq 1\%.$$

В соответствии с концептуальным проектом [2], масса рабочего тела бортовой двигательной установки АКА составляет примерно 8% от его полной массы. Разные алгоритмы коррекции орбиты для АКА₁ и АКА₂ приведут к неравномерному расходу рабочего тела, за счет чего возникнет дополнительная разность баллистических коэффициентов АКА₁ и АКА₂, которая также оценивается на уровне 1%. В процессе полета ориентация АКА поддерживается с высокой точностью, поэтому ее влиянием на разность баллистических коэффициентов АКА кластера можно пренебречь. Таким образом можно утверждать, что нормированная разность ϵ баллистических коэффициентов АКА₁ и АКА₂ в те-

чение всего срока эксплуатации системы не превысит 2%.

Согласно [1] плотность атмосферы на высоте полета АКА кластера при среднем уровне солнечной активности составляет примерно 1 г/км^3 , тогда дифференциальное ускорение Δa будет на уровне $3 \times 10^{-9} \text{ м/с}^2$. Это приведет к изменению расстояния между АКА кластера на 0,05 м за виток и на 10 м за сутки полета. Даже если допустить, что в результате солнечных вспышек и магнитных бурь эти величины возрастут в десять раз, при штатной работе АКА влияние аэродинамического сопротивления на конфигурацию кластера можно считать пренебрежимо малым. Однако если вследствие нештатных ситуаций один из АКА будет переведен в режим функциональных проверок, когда управление ориентацией не осуществляется, этот вывод будет неверен, поскольку в этом случае площадь мишеля неориентируемого АКА может возрасти примерно втрое, что приведет к возрастанию дифференциального ускорения Δa на два порядка величины. При этом расстояние между АКА кластера вдоль орбиты может за сутки полета измениться на несколько километров, что необходимо учитывать для исключения столкновения между АКА. Номинальная конфигурация кластера должна допускать как большие погрешности прогнозирования, так и существенные изменения расстояния между АКА в описанном случае без возникновения опасности столкновения. После вывода АКА из режима функциональных проверок номинальная конфигурация кластера может быть восстановлена путем выполнения серии маневров коррекции орбиты.

2. Пространственное разнесение векторов эксцентриситета и наклоения плоскости орбиты АКА

В настоящем разделе описана методика выбора параметров орбиты АКА кластера, обеспечивающих исключением возможности столкновения АКА в процессе полета и необходимую величину ИБ.

2.1. Исключение возможности столкновения АКА

Концепция пространственного разнесения векторов эксцентриситета и наклоения плоскости орбиты АКА, разработанная первоначально для решения задачи размещения нескольких спутников связи в одной орбитальной позиции на геостационарной орбите, базируется на том, что погрешность прогнозирования расстояния между двумя АКА кластера вдоль орбиты, как правило, существенно выше, чем по высоте и в боковом направлении. Поскольку период обращения зависит от величины большой полуоси орбиты, малые погрешности начальных условий по координатам и скорости

АКА приводят к постепенному нарастанию погрешности знания положения АКА вдоль орбиты. Поэтому источниками погрешностей прогнозирования относительного движения АКА кластера являются ошибки определения элементов орбиты и ошибки выполнения маневров ее коррекции.

Для исключения опасности столкновения АКА при наличии погрешности знания их положения вдоль орбиты необходимо надлежащим образом развести АКА по высоте и боковому направлению. Это достигается при условии параллельности относительных векторов эксцентриситета Δe и наклона плоскости орбиты Δi АКА.

Параллельность векторов Δe и Δi подразумевает равенство фазовых углов φ и θ , или, другими словами, совпадение относительного перицентра (максимальное расстояние между АКА в радиальном направлении) и относительного аргумента широты (пересечение траекторий АКА в боковом направлении). В противном случае, то есть при условии ортогональности относительных векторов эксцентриситета Δe и наклона плоскости орбиты Δi АКА, пересечение траекторий АКА происходит в направлении движения АКА, что при существенной погрешности знания их положения вдоль орбиты приводит к риску столкновения АКА (рис. 2).

Расстояние между АКА всегда, даже при нулевом их разведении вдоль орбиты, должно быть больше, чем величина $\min(a\delta e, a\delta i)$. Если же существует небольшое смещение в радиальном направлении (большая полуось относительной орбиты a не равна нулю), оно может быть скомпенсировано подбором соответствующей разницы эксцентриситетов орбит АКА кластера.

2.2. Номинальная относительная орбита АКА

Целью определения параметров траектории движения АКА₂ относительно АКА₁ в рассматри-

ваемом кластере является обеспечение условий ИРСА при выполнении ограничений на расход рабочего тела при поддержании структуры кластера в процессе его эксплуатации. Точность определения высоты объектов на поверхности Земли по интерферометрическим снимкам определяется так называемой эффективной ИБ [4]. Эффективная ИБ (ЭИБ) в данном случае представляет собой расстояние между плоскостями, содержащими направление полета и направление на объект наблюдения для каждого АКА кластера. Увеличение ЭИБ повышает точность определения высоты объектов, а ее уменьшение – однозначное восстановление информации о высоте с успешным развертыванием фазы. Таким образом, номинальная структура кластера ИРСА должна обеспечить получение интерферометрических данных с большой и малой ЭИБ при фиксированном их отношении.

Как было показано выше, одновременное выполнение требований по качеству ИРСА и безопасности эксплуатации кластера достигается при обеспечении параллельности векторов Δe и Δi . Для исключения векового смещения вектора относительного наклона абсолютные значения наклона плоскости орбиты для обоих АКА кластера должны быть одинаковыми ($i_1 = i_2$). При этом разведение двух орбитальных плоскостей на угол δi может быть обеспечено путем введения небольшой разницы $\Delta\Omega$ между значениями прямого восхождения восходящих узлов орбит АКА₁ и АКА₂. В результате фазовый угол θ вектора Δi должен быть равен $\pm \pi/2$; для вектора Δe фазовый угол φ должен быть таким же или противоположным: $\Delta e = (0 \pm \delta e)^T$; $\Delta i = (0 \pm \delta i)^T$.

На экваторе расстояние между АКА кластера максимально, а смещение вдоль орбиты практически отсутствует; вблизи полюсов, где плоскости орбит АКА₁ и АКА₂ пересекаются, максимума достигает расстояние между АКА в радиальном

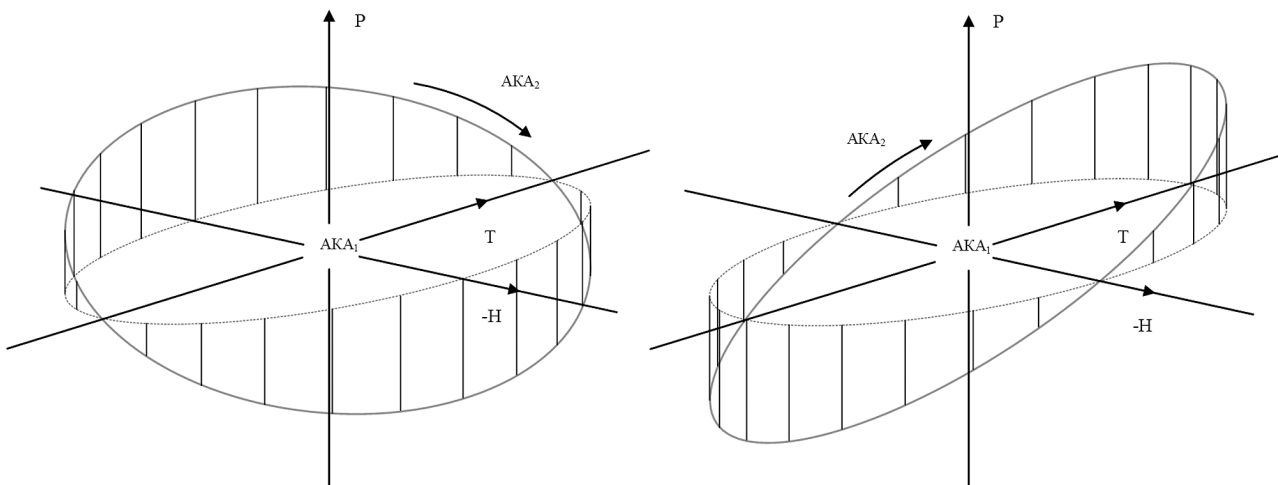


Рис. 2. Движение АКА₂ относительно АКА₁ для случаев ортогональности (слева) и параллельности (справа) векторов Δe и Δi

направлении (рис. 1). Номинальное значение большой полуоси относительной орбиты Δa равно нулю. В процессе эксплуатации кластера эта величина должна поддерживаться на минимальном уровне для предотвращения изменения расстояния между АКА кластера вдоль орбиты. Наконец, номинальное значение среднего аргумента широты относительной орбиты Δi также равно нулю и ограничивается в процессе эксплуатации максимально допустимым расстоянием между АКА кластера вдоль орбиты. Для обеспечения нулевого расстояния между АКА кластера вдоль орбиты при заданном значении аргумента широты величина Δi может быть выбрана ненулевой.

3. Поддержание относительной орбиты

Для поддержания номинальной структуры кластера ИРСА в заданных пределах в процессе его эксплуатации необходимо проведение маневров коррекции орбиты АКА₂. Для оценки изменения скорости Δv АКА кластера примем, что коррекция орбиты выполняется по релейному алгоритму. Примем также, что количество маневров должно быть минимальным, что позволит увеличить время, доступное для работы РСА.

Маневры коррекции орбиты АКА₂ должны планироваться для решения следующих задач:

- компенсация изменений относительной орбиты, вызванные проведением маневров поддержания орбиты АКА₁ и влиянием нецентральности гравитационного поля Земли;
- плановые изменения самой относительной орбиты, например, для получения различных значений ЭИБ;
- восстановление номинальной конфигурации кластера после возникновения нештатных ситуаций.

Маневры поддержания орбиты АКА₁ проводятся с целью обеспечения стабильности изомаршрутной орбиты с допустимым отклонением по высоте или боковому направлению не более 250 м. При этом обеспечивается компенсация изменения большой полуоси орбиты АКА₁ под действием аэродинамического торможения и стабилизация вектора эксцентриситета. В зависимости от индекса солнечной активности частота проведения маневров может варьироваться от одного раза в неделю до одного раза в сутки, а приращение скорости Δv_1 в результате проведения одного маневра – 0,01 м/с до 0,05 м/с.

Приращение скорости Δv_1 на уровне 0,05 м/с изменит большую полуось орбиты АКА₁ примерно на 100 м, в результате чего расстояние между АКА в кластере будет увеличиваться на 1 км за виток, то есть на 15 км в сутки. Отсюда следует, что для поддержания геометрии кластера необходимо, чтобы АКА₂ выполнял маневры поддержания орбиты,

аналогичные маневрам АКА₁, что позволит исключить влияние этих маневров на элементы относительной орбиты.

Помимо повторения маневров АКА₁, АКА₂ должен выполнять маневры коррекции орбиты для поддержания вектора относительного эксцентриситета. Как было показано выше, вектор скорости изменения относительного эксцентриситета всегда направлен перпендикулярно самому вектору относительного эксцентриситета. Если номинальный фазовый угол $\varphi = \pi/2$, то направление вектора Δe всегда совпадает с положительным направлением оси e_x . Для парирования указанного эффекта маневры коррекции следует проводить в окрестности восходящего или нисходящего узла орбиты. При периоде вращения вектора относительного эксцентриситета T_e , обусловленным влиянием второй зональной гармоники J_2 и равном 100 суткам, суточное смещение указанного вектора составит примерно $0,06 \times \delta e$. Величина относительного эксцентриситета $a \delta e$ ограничивается снизу минимально необходимым с точки зрения безопасности эксплуатации кластера расстоянием между АКА в радиальном направлении, а сверху – максимально допустимым с точки зрения требований ИРСА расстоянием вдоль орбиты. Величина относительного наклона $a \delta i$ определяется из аналогичных соображений. Так, при номинальном значении величины $a \delta e$, равном 300 м, поддержание номинального значения фазового угла $\varphi = \pi/2$ потребует ежедневного проведения маневров коррекции орбиты АКА₂ с приращением скорости Δv_2 на уровне 0,01 м/с. Для исключения результирующего изменения большой полуоси орбиты АКА₂ необходимо чередовать эти маневры, планируя их в восходящем (против вектора скорости) и нисходящем (по вектору скорости) узлах орбиты. При проведении двух маневров через половину периода обращения с приращением скорости Δv_2 в каждом из них, равном 0,005 м/с, временное увеличение большой полуоси орбиты АКА₂ составит 10 м, что приведет к смещению АКА₂ вдоль орбиты примерно на 50 м. Это представляется вполне приемлемым. Как вариант, возможно проведение большего количества маневров с малым приращением скорости (например, 0,0003 м/с в каждом узле орбиты АКА₂), что позволит минимизировать влияние маневров поддержания относительного эксцентриситета на расстояние между АКА кластера вдоль орбиты.

4. Результаты моделирования динамики кластера

Моделирование динамики полета рассматриваемого кластера проводилось с использованием пакета Systems Tool Kit (STK) с учетом воздействия основных возмущающих факторов – гравитационного поля Земли, Солнца и Луны, аэродинамиче-

ского сопротивления и солнечного давления. Было проведено два цикла модельных исследований. В первом цикле моделировалось изменение динамики полета кластера в течение двадцати пяти суток без учета и с учетом проведения маневров коррекции орбиты. Во втором цикле интервал моделирования был увеличен до девяноста суток, что примерно равно периоду вращения вектора относительного эксцентриситета.

4.1. Моделирование на коротком временном интервале

Для проведения первого цикла моделирования использовались следующие начальные условия: $\Delta a = \Delta u = 0$; $a\Delta e = (0 \ 300)^T$; $a\Delta i = (0 \ 600)^T$ (размерность последних двух векторов – метры). На рис. 3 показано неуправляемое относительное движение АКА кластера в плоскости, перпендикулярной направлению полета (плоскость Р-Н), в течение первых суток моделирования. Конфигурация кластера на этом интервале сохраняет стабильность без проведения маневров коррекции. Однако в дальнейшем вековые возмущения, обусловленные влиянием второй зональной гармоники гравитационного поля Земли, приводят к изменению положения вектора относительного эксцентриситета, тогда как положение вектора относительного наклона сохраняется стабильным.

На рис. 4 показано изменение относительного движения АКА кластера в плоскости Р-Н и изменение взаимного положения векторов относительно

го эксцентриситета Δe и Δi наклона в течение 25 суток полета без проведения маневров коррекции орбиты. Как и следовало ожидать, вектор за 25 суток делает примерно четверть полного оборота (то есть период $T_e \approx 100$ суток), в результате чего к исходу сеанса моделирования вектора Δe и Δi становятся практически ортогональными, что повышает риск столкновения АКА, особенно с учетом неопределенности их положения вдоль орбиты.

4.2. Моделирование на длинном временном интервале

Целью второго цикла моделирования была оценка эффективности предлагаемой стратегии коррекции относительной орбиты и величины требуемого приращения скорости АКА. Пороговое значение рассогласования векторов относительного эксцентриситета и наклона было принято равным 7 градусам. При достижении этого значения выполнялось два маневра, разнесенных на половину периода, причем в обоих случаях импульс прикладывался вдоль орбиты АКА. Величина приращения скорости и средний аргумент широты для обоих АКА при проведении маневра были заданы следующими соотношениями:

$$\Delta v_1 = \frac{v}{4} \left(\left\| \Delta e^3 \right\| + \frac{\Delta a^3}{a} \right); \quad \Delta v_2 = -\frac{v}{4} \left(\left\| \Delta e^3 \right\| - \frac{\Delta a^3}{a} \right);$$

$$u_1 = \arctg \left(\frac{\Delta e_y^3}{\Delta e_x^3} \right); \quad u_2 = u_1 + \pi$$

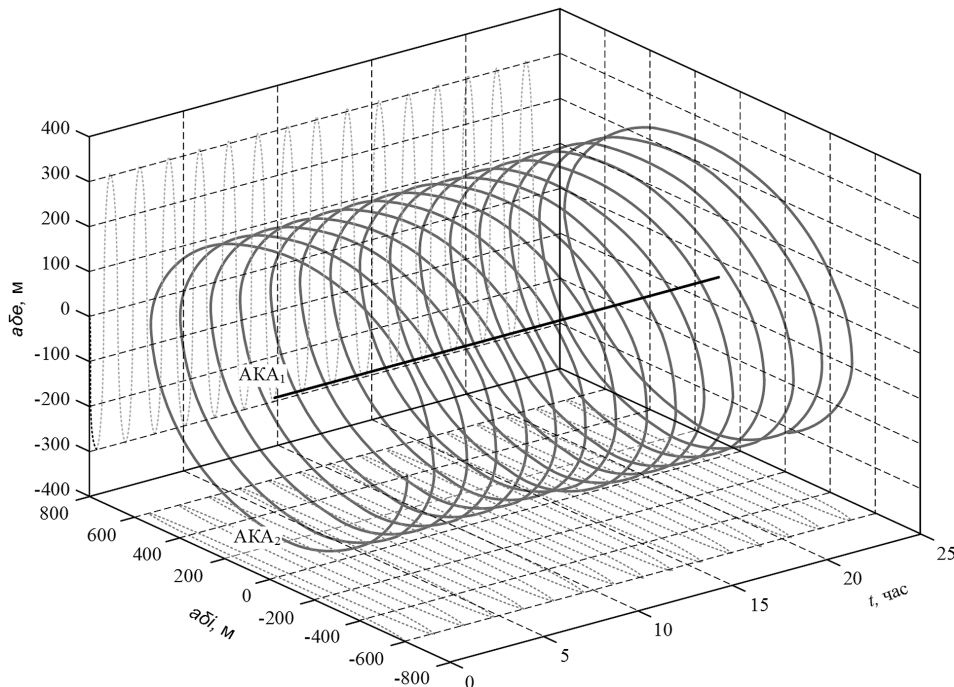


Рис. 3. Движение АКА₂ относительно АКА₁ в плоскости, перпендикулярной направлению полета, за первые 24 часа

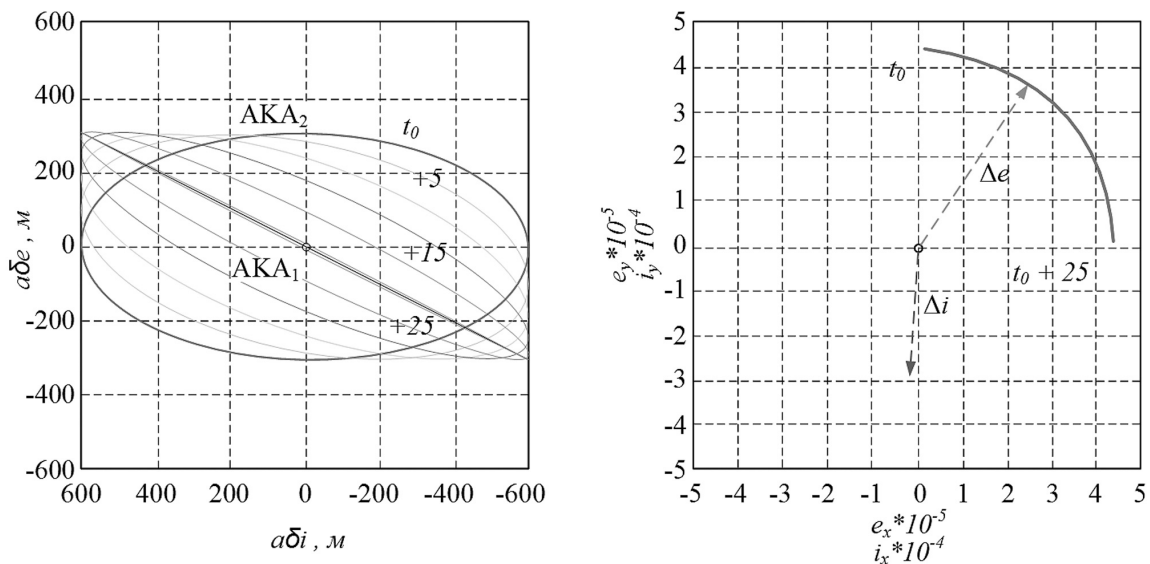


Рис. 4. Некорректируемое движение АКА₂ относительно АКА₁ в плоскости, перпендикулярной направлению полета (слева, шаг кривых – 5 суток); изменение взаимного положения векторов относительного эксцентриситета и наклона (справа)

(индексом «з» обозначенные заданные (расчетные) значения элементов относительной орбиты, которые должны быть достигнуты в результате выполнения маневра). Маневры также должны были компенсировать изменение расстояния между АКА кластера вдоль орбиты, обусловленное аэродинамическим сопротивлением при расчетной нормированной разности баллистических коэффициентов АКА $\epsilon = 2\%$. Для этого в формулу расчета приращения скорости было введено второе слагаемое $\left(\frac{\Delta a^3}{a}\right)$, что позволило ограничить изменение среднего аргумента широты на уровне ± 60 м.

На рис. 5 показаны результаты моделирования движения АКА₂ относительно АКА₁ в плоскости, перпендикулярной направлению полета, с учетом проведения маневров коррекции относительной орбиты. Проводимые маневры позволили поддерживать номинальную конфигурацию кластера в течение трех месяцев, при этом угол между векторами относительного эксцентриситета и наклона изменялся в диапазоне $0^\circ \dots 7^\circ$ с периодом двое суток. Суточное приращение скорости АКА при проведении маневров поддержания относительной орбиты составило примерно $0,01$ м/с (рис. 6).

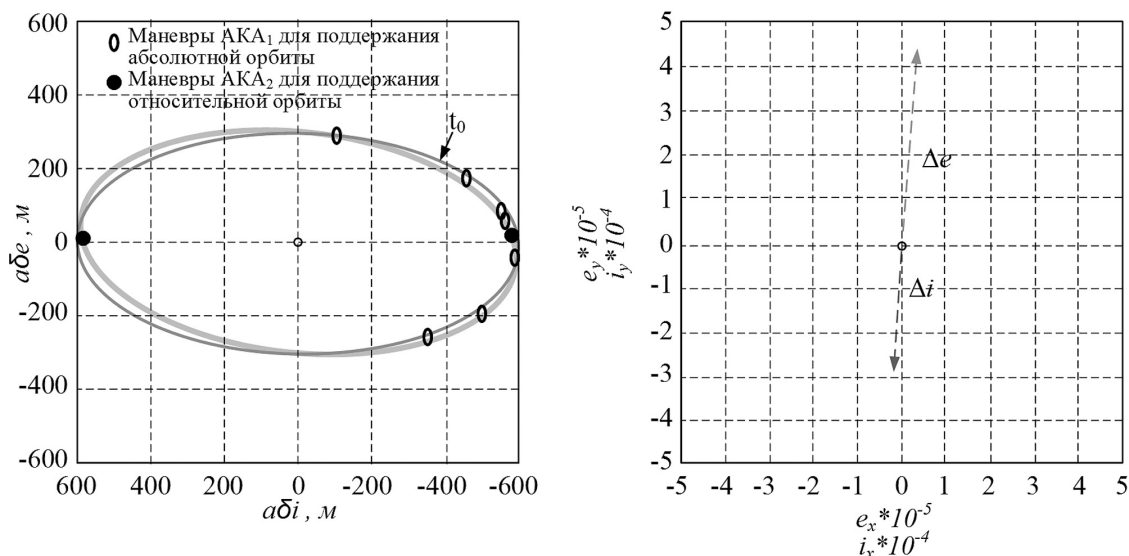


Рис. 5. Корректируемое движение АКА₂ относительно АКА₁ в плоскости, перпендикулярной направлению полета (слева); изменение взаимного положения векторов относительного эксцентриситета и наклона (справа)

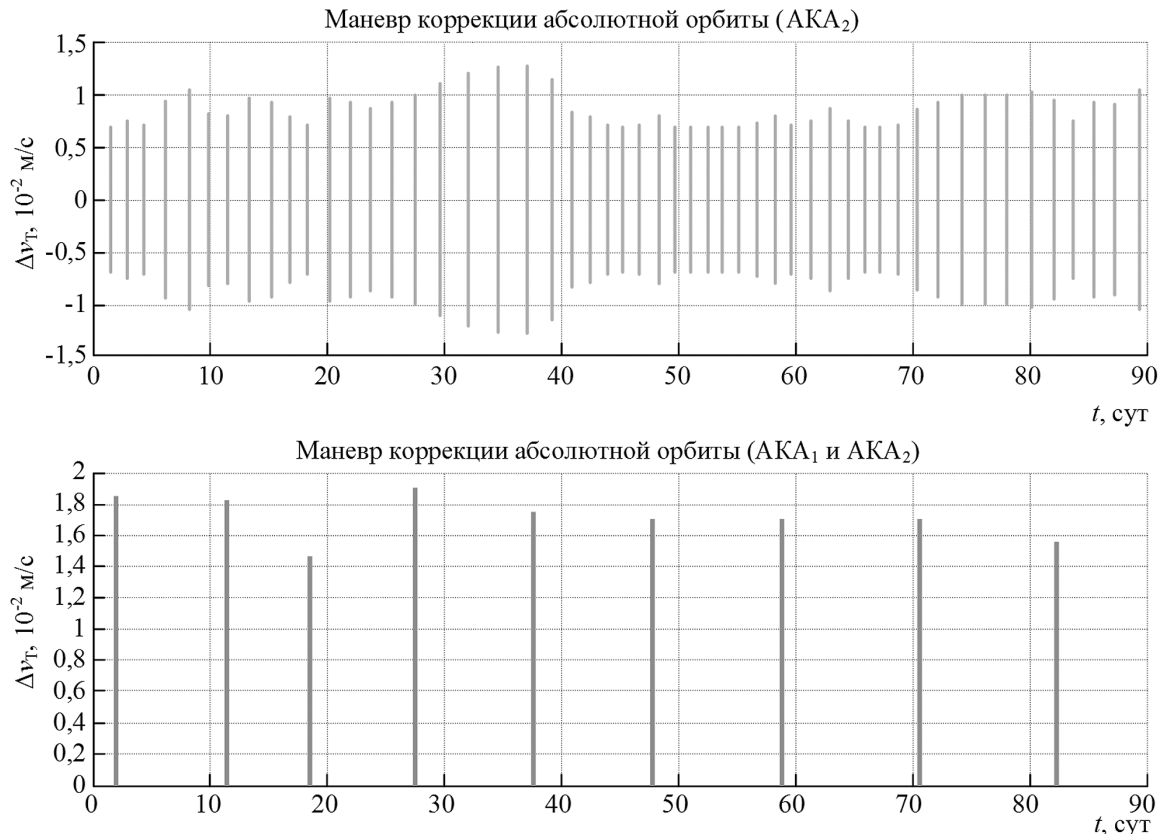


Рис. 6. Маневры коррекции орбиты АКА кластера

Заключение

Предложенный метод пространственного разнесения векторов относительного эксцентриситета Δe и Δi наклонения плоскости орбиты является эффективным средством проектирования и анализа функционирования кластера АКА, обеспечивающего решение задач ИРСА. Проведенные исследования показали возможность применения линеаризованных уравнений относительного движения АКА, выраженных в разностях кеплеровых элементов орбиты, как для синтеза конфигурации кластера, так и для проектирования алгоритмов управления движением АКА, обеспечивающих коррекцию взаимного положения АКА в кластере. Проведенное моделирование подтвердило результаты аналитических оценок и показало, что с помощью предложенных, достаточно простых методов возможно обеспечить поддержание номинальной конфигурации кластера в течение длительного времени.

Полученные результаты в части требуемой периодичности проведения маневров поддержания относительной орбиты АКА в составе кластера ставят под сомнение возможность управления кластером в рамках существующей технологии с опорой на средства наземного комплекса управления. Поэтому настоящие исследования необходимо про-

должить в направлении разработки концепции автономного управления кластером, как в части поддержания орбиты, так и, в перспективе, в части управления работой полезной нагрузки.

Литература

- [1] ГОСТ 25645.101. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли.
- [2] Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля». «Спутник с РСА. Проектные исследования и отчет системного уровня. Промежуточный отчет по спутнику с РСА», 2011.
- [3] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: 2004. – 544 с.
- [4] Моисеенко А.Е. Современное состояние и перспективы использования средств дистанционного зондирования Земли из космоса в целях изучения природных ресурсов и экологии. Обзор. М.: 1994. – 103 с.
- [5] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, Vol. 27, p.p. 653–658.
- [6] O. Montenbruck, E. Gill, “Satellite Orbits – Models, Methods, and Applications”, Springer Verlag, Heidelberg, 2000, 369 p.



Melanchenko A.G.

Yuzhnoye, State-owned Design Office named after M. K. Yangel. Ukraine, Dnepropetrovsk

CONCEPT OF EARTH RADAR OBSERVATION BY CLUSTER OF UNMANNED SPACECRAFTS

Unmanned spacecraft (USC) with on-board synthetic aperture radar (SAR) is one of effective techniques for Earth observation. Nowadays such systems provide resolution comparable with optical ones and at that the systems can perform observation around the clock regardless of the presence of clouds above a survey region. SAR interferometry method (ISAR) based on two (or more) imaging of the same region is a prospective one. A cluster consists of two small USC is proposed to implement ISAR system with high resolution. Strategy of the cluster's configuration creation and keeping is proposed which provides desired interferometry baseline and minimizes risk of USK collision during the system's operation.

Keywords: synthetic aperture radar, unmanned spacecraft, Earth observation, relative orbit elements, differential perturbations.

References

- [1] GOST 25645.101. Atmosfera Zemli verkhniaya. Model' plotnosti dlia proektnykh ballisticheskikh raschetov iskusstvennykh sputnikov Zemli.
- [2] Gosudarstvennoye predpriyatiye "Konstruktorskoye byuro "Yuzhnoye" im. M.K. Yangelya". "Sputnik s RSA. Proektnyye issledovaniya y otchet sistemnogo urovnya. Promezhutochyj otchet po sputniku s RSA", 2011.
- [3] Ivanov L.M., Lysenko L.N. Ballistika y navigatsiya kosmicheskikh apparatov. M.: 2004. – 544 p.p.
- [4] Moiseyenko A.E. Sovremennoye sostoyaniye y perspektivy ispol'zovaniya sredstv distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa v tseliakh izucheniya prirodnykh resursov y ekologii. Obzor. M.: 1994 – 103 p.p.
- [5] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. Journal of the Aerospace Sciences, 1960, Vol. 27, p.p. 653–658.
- [6] O. Montenbruck, E. Gill, "Satellite Orbits – Models, Methods, and Applications", Springer Verlag, Heidelberg, 2000, 369 p.