

Космическая радиолокационная съемка рельефа и совместный полет пары космических аппаратов

© В.Г. Поль, А.В. Симонов

АО «НПО Лавочкина», Химки, 141402, Россия

Рассмотрена концепция комплекса космического радиолокационного мониторинга. Комплекс предназначен для наблюдения Земли, проводимого по технологии синтезированной апертуры двумя космическими аппаратами в интерферометрической схеме, благодаря чему получают глобальную высокоточную цифровую модель рельефа Земли. Представлена простая оценка потенциальной точности измерения высот и условия ее реализации, предъявляемые к структурной схеме космической интерферометрии. Показано, что проблемы создания комплекса космического радиолокационного мониторинга системно взаимосвязаны и для выбора принципиальных решений оптимизации такого комплекса в целом необходимо одновременно также учитывать и междисциплинарное согласование технических требований. Предложена методика предпроектной оценки результатов, поступающих от орбитальной группировки. Эта методика наглядно представляет все связи между частными характеристиками ключевых проблемных частей комплекса и выходными целевыми показателями его работы. Рассмотрены характеристики пассивного полета пары космических аппаратов и условия выполнения качественных интерферометрических измерений. Эти условия обеспечиваются лишь на некоторой части витка орбиты, в результате чего эффективность использования полетного времени орбитальной группировки снижается, и глобальная съемка рельефа планеты занимает около года. В связи с этим представлена возможность применения малой радиальной тяги, прилагаемой в течение достаточно длительного времени, превышающего сутки. В результате условия измерений стабилизируются, продолжительность глобальной съемки рельефа планеты сокращается до нескольких месяцев. Кроме того, эффективность использования полетного времени орбитальной группировки повышается, что позволяет выполнять зондирование Земли по другим возможным программам.

Ключевые слова: космическое дистанционное зондирование Земли, орбиты спутников Земли, радиолокация с синтезированной апертурой, радиолокационный интерферометр, цифровая модель рельефа Земли

Введение. Радиолокационное наблюдение Земли с помощью космического радиолокатора (РЛС), в котором используют технологию радиолокационной синтезированной апертуры (РСА), сегодня — это эффективный метод дистанционного мониторинга, позволяющий получать высокоинформативные двумерные радиолокационные изображения (РЛИ) поверхности Земли в любое время суток и независимо от метеоусловий [1]. При дополнении таких РЛИ третьей координатой существенно расширяются возможности мониторинга, и получаемое трехмерное изображение рельефа наблюдаемой поверхности Земли находит применение в широком спектре прикладных задач. Радиолока-

ционное измерение рельефа представляет собой пример объединения технологически различных областей техники в единый сложный инженерный комплекс.

Для определения высот используются измерения фаз несущей радиолокационных сигналов, принятых от элементов разрешения (пикселов) РЛИ [2, 3]. Третья координата (высоты пикселов) определяется относительно опорной поверхности Земли. Для вычисления высоты пиксела необходима пара независимых фазовых измерений наклонной дальности до одного и того же пиксела РЛИ, полученных от двух РЛС. Места размещения РЛС должны быть разнесены в пространстве и представлять собой геометрическую базу интерферометрических измерений.

Система космического мониторинга, с помощью которой решается задача измерения рельефа наблюдаемой поверхности Земли, имеет комплексный характер. Поэтому требуется, чтобы разработчики системы обладали знаниями нескольких различных технических дисциплин и технологий. В подобной системе, получив пару независимых фазовых измерений дальностей, необходимо далее решить две задачи, относящиеся к различным технологиям.

Первая задача — разработать собственно общий алгоритм определения высоты текущего пиксела РЛИ по разности двух космических фазовых измерений его наклонной дальности, полученных для пары разнесенных в пространстве точек общего положения. Координаты этих точек, составляющих базу фазовых измерений, и точки привязки наблюдаемого пиксела к опорной поверхности Земли, задаются в геоцентрической системе координат, связанной с Землей.

Вторая задача — выбрать наилучший вариант реализации пары орбит околоземных космических аппаратов (КА), которым предстоит формировать базу космической интерферометрической съемки рельефа, и оценить получаемые для нее потенциальные возможности измерений высот рельефа Земли с заданной точностью.

Решение этих задач позволяет перейти к дальнейшей практической реализации схемы полета КА-носителей РЛС, удовлетворяющей алгоритму определения высоты пикселов РЛИ наблюдаемого рельефа с требуемыми ошибками.

Первая задача является вариантом угломерных интерферометрических измерений, давно известных в радиотехнике. Она существенно отличается от них в данном случае тем, что для околоземной космической радиолокационной съемки координаты всех точек излучения, привязки основания определяемой высоты и приема сигналов можно считать известными.

Использование этого нового обстоятельства позволяет получить ясное описание геометрии радиолокационных интерферометрических измерений как непосредственное измерение самой высоты текущего

пиксела РЛИ над его точкой привязки к опорной поверхности Земли. Такое описание использует разности пар фазовых определений наклонной дальности и выполняется в шкале расстояний, а не угловых координат. Оно позволяет составить линейное уравнение относительно высоты наблюдаемого пиксела и получить общее решение задачи определения рельефа с необходимой точностью [4].

Вторая задача — новая для околоземной прикладной космонавтики, ее специфику требуется пояснить. В практике обычных радиотехнических интерферометрических измерений база приема сигналов является фиксированной пространственной геометрической структурой. В космическом варианте база измерений формируется совместно двумя носителями РЛС, совершающими полет по своим близким орбитам. Поэтому база интерферометра будет непрерывно изменять свою ориентацию и положение в пространстве. Но при этом кинематика совместного орбитального полета пары КА обязана обеспечивать базу и ее ориентацию в определенных пределах, устанавливаемым алгоритмом высокоточных фазовых интерферометрических определений высот.

Для традиционной прикладной космонавтики специфика реализации схемы интерферометра в космическом варианте применения радиолокационной технологии РСА является комплексной задачей, которая еще недостаточно представлена в литературе. Поэтому требуется дополнительное специальное рассмотрение, как организовать совместный согласованный полет двух КА в схеме радиолокационного определения рельефа земной поверхности.

В связи с изложенным в настоящей статье сначала рассмотрена схема космического радиолокационного определения рельефа и ее основные параметры, обеспечивающие измерения с необходимой точностью. Затем показана специфика полета КА и сформулированы условия, которым должна удовлетворять баллистическая схема согласованного полета двух КА, выполняющих интерферометрические измерения высот. Далее представлены варианты баллистического построения совместного полета пары КА, ведущих съемку рельефа, и приведены примеры возможных практических решений.

При изложении материала статьи принят методологический подход, что должно облегчить междисциплинарное общение различных специалистов и имеющих опыт в специфических и достаточно отличающихся областях техники. При создании сложных комплексных систем от таких специалистов требуется не только совместная работа, но и взаимопонимание при обсуждении специфики различных технологий. Авторы настоящей статьи надеются, что, ознакомившись с публикацией, специалисты смогут лучше ориентироваться в совместном решении комплекса разнородных задач, возникающих при эскизном проектировании комплекса топографической съемки поверхности Земли.

Радиолокационная интерферометрия и определение высот.

Положим, что проекция пиксела наблюдаемого рельефа P_h местной вертикалью на поверхность относимости дает точку привязки P_0 . Тогда искомая высота h может быть представлена вектором, построенным на точках P_0 и P_h . Для определения высоты h необходимо использовать два измерения наклонных дальностей R_1, R_2 , выполненных по фазе несущей радиосигнала и полученных от двух РЛС до одной и той же точки рельефа P_h . Такая пара РЛС образует второй вектор базы радиолокационных интерферометрических измерений. Она определена текущими координатами обоих космических аппаратов. Поскольку точку привязки P_0 всегда определяют по данным навигационного обеспечения полета обоих КА [5], дополнительно можно получить расчетные значения наклонных дальностей R_{01}, R_{02} от пары РЛС до точки P_0 . Эти данные, представленные в геоцентрической системе координат XYZ , необходимы и достаточны для измерения высоты h [5]. Пример схемы таких измерений, обсуждаемой в [2], показан на рис. 1, а. Однако везде она дана в плоскости двух измерений, что слишком упрощает на деле пространственную интерференционную схему измерения рельефа, не учитывает сферичность Земли и часто содержит много деталей, не существенных для решаемой задачи.

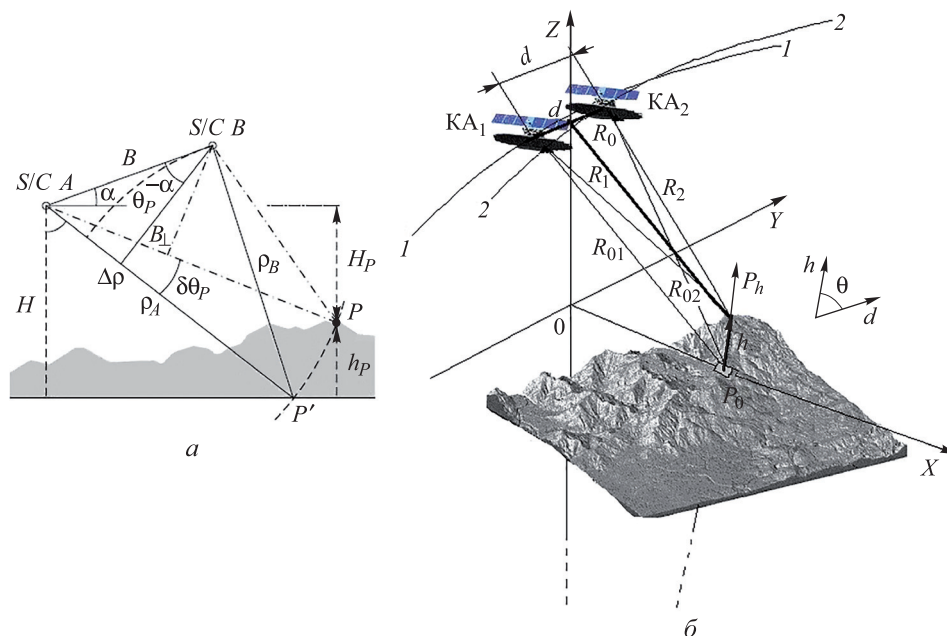


Рис. 1. Схемы интерферометрического измерения высоты h :
 а — схема, приводимая в [2]; б — рассматриваемая в данной статье схема

Схема в таком виде не позволяет оценить все возможности определения высоты h . Поэтому следует рассматривать лишь данные, действительно необходимые для измерений, и представлять их прозрачной схемой, выполненной в реальном трехмерном пространстве.

На рис. 1, б изображены два находящиеся на орбитах 1, 2 космических аппарата КА₁ и КА₂, отстоящих друг от друга на расстоянии d . База интерферометрических измерений есть расстояние между центрами масс КА, представляющее собой вектор в пространстве. Его определяют известными текущими координатами спутников, чей модуль — расстояние d . Наблюдаемая точка рельефа P_h спроектирована местной вертикалью на поверхность относимости, формируя точку P_0 . Отрезок вертикали, ограниченный точками P_0 и P_h , образует вектор высоты, модуль которого — это высота h точки P_h над поверхностью относимости в точке P_0 . Векторы базы и высоты лежат на скрещивающихся прямых (не имеющих общей точки). Их взаимная ориентация характеризуется пространственным углом θ , определяемым скалярным произведением этих векторов.

Анализ схемы измерений высоты (см. рис. 1, б), проведенный в [5], показал, что интерферометрическое радиолокационное определение высоты рельефа h следует интерпретировать как измерительный дальномерный прибор с периодической шкалой измерений высот, основную характеристику которого — период однозначности $h_{2\pi}$ — можно вычислить по формуле

$$h_{2\pi} = \lambda R_0 / d \cos \theta = \lambda (R_0 / d_{\text{эф}}), \quad (1)$$

где λ — длина волны несущей сигнала РЛС; R_0 — наклонная дальность, определяемая от центра базы до наблюдаемой точки P_h ; d — модуль вектора геометрической базы, образованного парой КА; $\cos \theta$ — коэффициент, определяемый текущим углом взаимной ориентации векторов измеряемой высоты и геометрической базы; $d_{\text{эф}}$ — эффективная база.

В выражении (1) значения λ определяются технологией РСА. Разработчики радиолокаторов используют диапазон длин волн λ , лежащих в пределах 3...9 см. Величина наклонной дальности R_0 для космических радиолокационных наблюдений участков Земли составляет 500...800 км. Следовательно, вариации возможных значений произведения λR_0 в сравнении с величиной знаменателя выражения (1) невелики и мало влияют на основную характеристику измерителя — величину $h_{2\pi}$, вычисляемую по формуле (1).

Это обстоятельство, как следует из формулы (1), показывает, что период однозначности измерений $h_{2\pi}$ в основном рассчитывается произведением двух величин $d \cos \theta$, определяемым как эффективная база $d_{\text{эф}}$ измерений высот рельефа h , выражаемая в единицах длины.

Поэтому задача определения третьей координаты РЛИ в конечном счете сводится к измерению высот h с требуемой точностью в периодической шкале измерений расстояний с периодом $h_{2\pi}$. Следует отметить, что в случае космических измерений высот их шкалу вычисляют с помощью эффективной базы.

Специфика космических измерений рельефа. Рассмотрим величину шкалы периодических измерений $h_{2\pi}$, взяв абсолютные ошибки определения высоты dh . Согласно выражению (1), переписанному в безразмерном виде

$$h_{2\pi} / \lambda = R_0 / d_{\text{эф}},$$

ясно, что, во-первых, радиолокационные измерения высот должны быть выражены в относительных единицах длин волн несущей частоты. Во-вторых, измерения расстояний необходимо проводить безразмерным фазовым методом, при котором измерения фазы несущей проводятся лишь в интервале $0 \dots 2\pi$. Практика измерения фазы несущей радиолокационных сигналов дает типичные среднеквадратичные ошибки, лежащие в пределах $1 \dots 10$ % от цикла фазы.

Пусть абсолютные ошибки определения высоты составляют величину dh . Тогда, поделив их на величину $h_{2\pi}$, получим относительную ошибку $dh/h_{2\pi}$, составляющую лишь часть всего периода измерений $h_{2\pi}$. Поэтому имеющаяся точность измерений фазы как периодической величины и, следовательно, порядок реально существующих относительных ошибок $dh/h_{2\pi}$ измерения высот представляют значения абсолютных ошибок dh определения самой высоты h при ее измерениях в периодической шкале с величиной периода однозначности $h_{2\pi}$.

Таким образом, требуемая величина абсолютных ошибок измерения высоты dh вследствие разброса возможных относительных ошибок измерителя $dh/h_{2\pi}$ сразу определяет необходимое значение периода однозначности измерений высот $h_{2\pi}$ в единицах dh как точной шкалы измерителя, обеспечивающего именно эти величины относительных ошибок. Поэтому в задаче измерений высот рельефа Земли оказывается, что значение периода $h_{2\pi}$ приходится выбирать лежащим в пределах $(10 \dots 100)dh$. Так, для высокоточных измерений высот с абсолютными ошибками, не превосходящих значений $dh \approx 1$ м, период $h_{2\pi}$ практически должен находиться в диапазоне значений $30 \dots 50$ м.

В свою очередь, выбранный период $h_{2\pi}$ также непосредственно определяет значения эффективной базы $d_{\text{эф}}$. Так, используя выражение (1) и типичные значения параметров радиолокационных измерений $\lambda = 3$ см, $R_0 = 700 \dots 900$ км вместе с оценкой необходимой величины периода измерений $h_{2\pi}$, получим, что оценка размера соответствующей эффективной базы лежит в диапазоне $d_{\text{эф}} \approx (0,25 \dots 0,75)$ км. Таким образом, для точных космических изме-

рений высот с ошибками порядка нескольких метров размеры эффективной базы должны лежать в пределах нескольких сотен метров.

Согласно выражению (1), эффективная база $d_{эф}$ — это проекция вектора геометрической базы на вектор высоты точки рельефа P_h . Так как во время полета текущие координаты обоих КА и наблюдаемой точки рельефа на протяжении витков их орбит непрерывно изменяют ориентацию геометрической базы d в пространстве, величина эффективной базы $d_{эф}$ также оказывается переменной величиной. Характер и пределы изменения эффективной базы $d_{эф}$ зависят от параметров орбит пары КА и являются баллистической характеристикой этой конкретной пары, представляющей собой элемент комплекса определения наблюдаемого рельефа.

Следовательно, согласованный полет двух РЛС должен создавать эффективную базу $d_{эф}$ определенных размеров, что обеспечивает периода $h_{2\pi}$, также лежащий в оцененных выше пределах. При этом текущие значения $d_{эф}$ и периода однозначности $h_{2\pi}$ в любой момент времени по ходу космической съемки высот рельефа можно считать известными, так как они определяются всегда имеющимися в наличии данными баллистического обеспечения полета КА.

Все изложенное выше позволяет поставить задачу формирования пары КА с такой эффективной базой $d_{эф}$, которая обеспечивает период измерений $h_{2\pi}$ с заданной точностью, определяемой ошибкой измерений высот точек рельефа. Эта задача заключается в поиске и выборе таких двух орбит КА, которые обладают по ходу полета на витках орбиты определенными приемлемыми комбинациями текущих значений вектора геометрической базы d и его ориентации относительно местной вертикали, проведенной через наблюдаемый пиксел, т. е. угла θ .

Условия космического определения высот рельефа. На основании изложенного выше можем сформулировать основные требования к баллистическому обеспечению космической съемки рельефа. Необходимо сформировать пару таких орбит околоземных КА, используемых для измерения высот рельефа с требуемыми ошибками. Выбранная пара орбит должна удовлетворять следующим трем условиям.

Во-первых, главное, эти два КА должны обеспечивать величину периода однозначности $h_{2\pi}$, лежащего в пределах нескольких десятков метров. Эквивалентным условием этого служит также реализация величины эффективной базы $d_{эф}$, лежащей в пределах нескольких сотен метров. Кроме того, необходимо ограничивать колебания этих величин в указанных выше пределах в течение всей планируемой съемки рельефа. Эти границы должны уточняться и выбираться проектантом РСА в зависимости от величин допустимых относительных

ошибок $dh/h_{2\pi}$, принятых в технологии РСА для фазометрических измерений. В итоге выбранное значение относительных ошибок измерений высот $dh/h_{2\pi}$ полностью определит как величину периода однозначности $h_{2\pi}$, подлежащего реализации в орбитальной группировке, так и потенциальные (максимально возможные в принципе) абсолютные ошибки определения высот текущих пикселей РЛИ.

Во-вторых, пара сигналов, представляющих пару синтезированных РЛИ и используемых для измерения разностей фаз с допустимыми абсолютными ошибками (и ошибками высот рельефа), должна удовлетворять условию когерентности. Поэтому необходимо ввести максимальный размер геометрической базы d_{\max} , не превышающий половину длины L_c траекторного сигнала. Величину L_c самого траекторного сигнала в технологии РСА рассчитывают по формуле [1]

$$L_c = \lambda R_0 / 2\tau_{\text{аз}},$$

где $\tau_{\text{аз}}$ — максимальная разрешающая способность пикселя РЛИ по азимуту, принятому при съемках рельефа,

Тогда, полагая, например, максимальное азимутальное разрешение $\tau_{\text{аз}} = 1$ м при $\lambda = 3$ см, получаем оценку для максимального значения геометрической базы: $d_{\max} \leq 11,5$ км.

В-третьих, минимальная геометрическая база d всегда должна быть ограничена снизу некоторой величиной d_{\min} , чтобы гарантировать отсутствие столкновений летящих рядом КА. Можно принять, например, $d_{\min} \geq 0,15$ км, и это значение должно быть обеспечено в течение всего периода съемок, выполняемых проектируемой космической системой мониторинга. Такое условие является обязательной характеристикой орбитальной группировки.

Следует помнить, что перечисленные три условия должны выполняться при достаточно точном поддержании равенства периодов обращения обоих КА. Таким образом, все три условия определяют набор величин ($h_{2\pi}$, $d_{\text{эф}}$, d_{\max} , d_{\min}), представляющий основные целевые параметры системы космической съемки рельефа. При проектировании такой системы разработчику необходимо оптимизировать этот набор по многопараметрическому критерию. Составляющие критерия должны определяться, с одной стороны, радиотехникой, представляющей технологию РСА, и присущими ей ограничениями. С другой стороны, критерий оптимизации равным образом должен охватывать и те составляющие, которые определяются баллистико-навигационным обеспечением согласованного полета пары КА. Это демонстрирует неразрывную связь радиотехнической и космической технологий, благодаря оптимизации которой возможна успешная разработка космической системы измерения рельефа.

Полет пары космических аппаратов в ходе интерферометрической съемки. Из предыдущего рассмотрения специфики радиолокационного космического измерения высот следует, что совместный полет двух КА прежде всего должен обеспечивать формирование периода однозначности $h_{2\pi}$, составляющего несколько десятков метров. При этом значение периода $h_{2\pi}$ может определяться с ошибками порядка нескольких метров на протяжении всех сеансов планируемых съемок. Идеально было бы, если бы на протяжении всего процесса съемки рельефа планеты величина периода однозначности оставалась постоянной. Однако специфика кинематики пассивного полета КА позволяет реализовать необходимое постоянство лишь приближенно, к тому же на относительно малых интервалах времени и участках траектории полета КА [2]. Это обстоятельство ограничивает эффективность системы съемок рельефа, и поэтому ему нужно уделить особое внимание.

Отметим, что в литературе [1, 2] этот вопрос освещен недостаточно. Более того, в специализированных работах [6, 7], посвященных баллистическому формированию пары орбит, задача поддержания постоянства периода однозначности $h_{2\pi}$ как необходимого условия измерения высот вообще не рассмотрена. В них просто предложено для измерений высот использовать те условия, которые предоставлены парами орбит пассивного полета КА, выбранных в одностороннем порядке баллистиками. Однако в рамках проектируемой системы в целом такое решение не может дать наилучших результатов. Поэтому в ходе практического проектирования системы космического мониторинга необходимо опережающее проведение дополнительных исследований совместного полета пары КА. Эти исследования должны дать оценку возможностей управления относительным движением КА в целях наиболее эффективного решения целевой задачи — измерений высот рельефа.

Полет пары космических аппаратов в ходе интерферометрической съемки. Обычно предполагается, что полет околоземного КА будет пассивным, а сама траектория — кеплеровой и эллиптической [6, 7]. Эти же предпосылки закладывают в основу описания относительного движения пары КА. Напомним, что основная характеристика схемы измерения рельефа, т. е. период однозначности $h_{2\pi}$, должен оставаться в пределах нескольких десятков метров, и следовательно, ошибки ее реализации не должны превышать нескольких метров. Однако в случае измерения рельефа кеплерова орбита околоземных КА оказывается слишком грубым приближением к реальной траектории. Поэтому необходимо провести особый детальный анализ полета КА и, как следствие, поиск способов точного и специального управления уже некеплеровой траекторией относительного движения двух

аппаратов. Далее приведен пример такой попытки, предпринятой применительно к случаю солнечно-синхронных орбит, так как другие орбиты в системах радиолокационного мониторинга практически не используются.

Известные исследования [8, 9] показывают, что периодическую траекторию полета низковысотного околоземного КА в пассивном полете и приемлемом плоском приближении можно представить в виде окружности, которая суммируется с двумя гармоническими колебаниями пространственных координат. В пределах одного витка в плоскости орбиты они характеризуются основной и двойной частотой обращения КА. Амплитуды всех этих колебаний по отношению к средней высоте полета весьма невелики, а относительное движение пары КА, составляющих базу, определяют как разность текущих пространственных координат этих аппаратов.

Колебания второй гармоники повторяют полярное сжатие Земли, фиксированы и привязаны к земной системе координат. Поэтому в связанном близком полете для пары КА, составляющих геометрическую базу d , они оказываются практически равными. Следовательно, при интерферометрии в разностях наклонных дальностей они практически обнуляются, и их влияние можно не учитывать. Напротив, амплитуды и фазы колебаний с основной частотой для каждого КА могут быть различными и определяются начальными условиями вывода на орбиту. При этом в тех же разностях колебаний остается результирующая основная гармоника со своей величиной и фазой, которые могут дополнительно изменяться в широком диапазоне с помощью разовых импульсных коррекций вектора скорости одного из пары КА, выполняемых в определенных точках траекторий [10, 11]. Это обстоятельство позволяет получить управляемое относительное пассивное движение двух КА. Кроме того, можно рассматривать использование длительно создаваемой малой тяги управляющего двигателя. Объединение этих двух видов управления траекторией движения КА позволяет получить комбинированное управление полетом одного КА относительно другого. При этом конечной целью управления должна являться максимально возможная стабилизация величины периода $h_{2\pi}$, повышающая эффективность работы схемы съемки рельефа

Оценка характеристик совместного полета пары космических аппаратов. Выбирая тот или иной способ управления и моделируя полет пары КА по двум близким орбитам, можно оценить потенциальные возможности в части измерений рельефа, определяя характеристики их относительного движения. Подобный полет двух КА получают, используя траекторию одного КА (ведущего) как базовую, управляя затем относительной траекторией второго аппарата

(ведомого) с помощью малых импульсных коррекций скорости. Для управления ведомым КА рекомендуется использовать также элементы активного полета аппарата, прилагая, в частности, к нему малую непрерывную тягу [10, 11].

Таким образом, взяв различные пары реально сформированных орбит КА различного вида и типа, рассчитав для них текущие значения $h_{2\pi}$, получим оценку вариантов орбитальных группировок потенциально достижимых возможных ошибок измерения рельефа.

Выражение (1) для периода однозначности измерений $h_{2\pi}$ показывает, что для таких оценок на стадии предпроектных исследований целесообразно использовать способ прямого моделирования полета пары КА. Этот способ представляет собой численный расчет целевых параметров схемы измерения рельефа по известным траекторным данным обоих КА, получаемых численным прогнозом точного полета околоземных КА. Действительно, несложно получить текущие прогнозируемые геоцентрические координаты двух КА и пиксела РЛИ, определенные в единой шкале времени на витках орбиты. Тогда не составит труда дополнительным расчетом по элементарной программе, реализующей выражение (1), найти по текущим координатам КА и наблюдаемого пиксела показатели целевого набора параметров схемы определения рельефа (d , d_{\max} и d_{\min} и $d_{\text{эф}}$) для пары КА, составляющей орбитальную группировку, а в заключение вычислить и основную характеристику измерения рельефа — текущий период однозначности $h_{2\pi}$.

Действуя таким образом, можно получить быстрое и практически полное представление о потенциальных характеристиках качества измерения высоты на протяжении всего витка или их последовательности. Такая предлагаемая методика предпроектной оценки качества целевых параметров системы мониторинга $d_{\text{эф}}$ и $h_{2\pi}$ может оказаться полезной при организации интерактивного взаимодействия специалистов различного профиля. Предполагается, что подобное взаимодействие разработчиков в процессе поиска оптимального решения общей задачи создания космического комплекса мониторинга безусловно необходимо.

Примеры оценки качества для различных орбит космических аппаратов. В XXI в. специалисты предлагали использовать системы космического мониторинга и измерения высот, в которых участвуют группировки, состоящие из нескольких спутников. Последние были расположены на низковысотных орбитах и решали те или иные задачи наблюдений, например, радиолокационной съемки рельефа местности, которые предлагалось решать с помощью различных схем орбитальных группировок (ОГ) и измерений. Однако пока из них реализована лишь одна система — «TanDEM-X-миссия» (TanDEM-X-Mission, TerraSAR-X add-on for Digital Elevation Measurement) [12],

выполнившая панорамную глобальную съемку поверхности Земли, совмещенную с радиолокационным интерферометрическим определением ее рельефа.

В состав ОГ упомянутой миссии вошли два КА: TerraSAR-X (Synthetic Aperture Radar X-band satellite) и TanDEM-X, совершивших пассивный полет по двум близким орбитам с использованием так называемой спиральной схемы полета одного из пары КА. Обе орбиты принадлежали к классу солнечно-синхронных орбит (ССО) радиолокационного наблюдения Земли с наклоном $i \sim 97,6^\circ$, часто используемым как дополнение к космическому оптическому мониторингу. Период такой орбиты довольно стабилен сам по себе, его реализация и поддержание в космической баллистике давно освоены.

В упомянутой миссии КА TerraSAR-X был ведущим, траектория аппарата TanDEM-X повторяла орбиту первого КА, но с несколько измененными элементами. Последние представляли собой аргумент широты u , измененный на малую величину du , и эксцентриситет e , отличавшийся на величину de . В этой схеме разнос орбит двух КА по аргументу широты u предотвращал столкновение аппаратов и гарантировал минимальное расстояние d_{\min} , разность эксцентриситетов формировала текущую геометрическую базу d . Проекция последней на вектор измеряемой высоты h определяла для данной пары КА текущие размер эффективной базы $d_{\text{эф}}$ и величину периода однозначности $h_{2\pi}$. Кроме того, в начале проектирования миссии предполагалось использование дополнительной расстройки орбиты ведомого КА по параметру наклона орбиты i на величину di [13–15].

На рис. 2, *а* показана пара КА TanDEM-X в полете на своих несколько отличающихся орбитах. По законам небесной механики вследствие разницы орбит ориентация геометрической базы d непрерывно изменяет свое положение на витке, вращаясь и описывая спираль в пространстве (рис. 2, *б*).

Используя пример данной миссии (рис. 2), рассмотрим последовательность оценки потенциальных возможностей аналогичной ОГ пары КА на модельном примере.

Исходя из значений выбранных элементов u , e , i орбиты ведущего КА, зададим набор их разностей (du , de и di) в качестве поправок элементов орбиты ведомого КА. Затем найдем прогнозируемые текущие координаты пары этих аппаратов. Эти координаты рассчитывают численным интегрированием на нужном числе витков орбит для обоих КА, выполненном в едином масштабе времени. Затем по ним определяют текущую геометрическую базу d . Одновременно с этим выбирают наблюдаемый текущий траверсный пиксел РЛИ и, задав его углом визирования, находят координаты привязки основания вектора высоты к общеземному эллипсоиду по компонентам текущего вектора состояния КА [4].

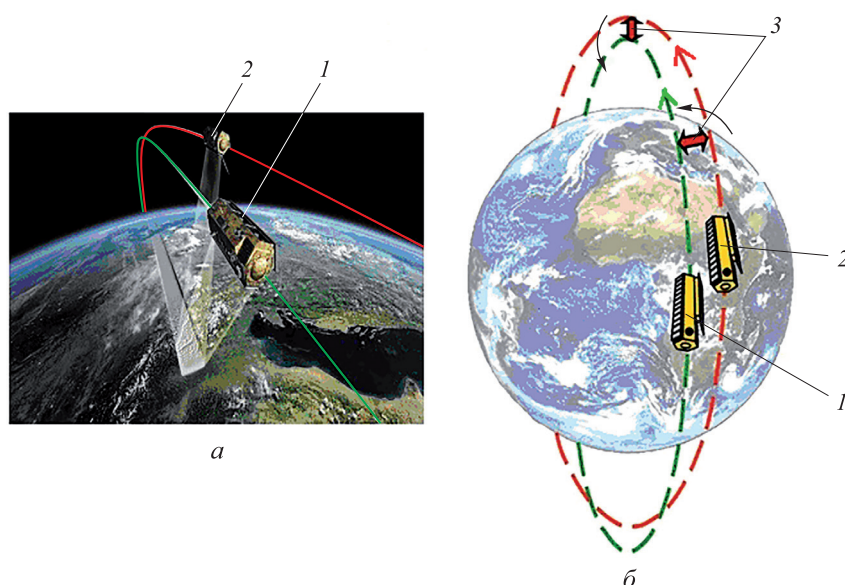


Рис. 2. Орбитальная группировка пары космических аппаратов TanDEM-X:
a — пара космических аппаратов в полете по своим орбитам; *б* — эволюция геометрической базы *d*; 1 — геометрическая база космического аппарата; 2 — ведущий космический аппарат; 3 — ведомый космический аппарат

Получив таким образом координаты всех точек, необходимых для расчета выражения (1), находят по ним размеры геометрической и эффективной баз d , $d_{эф}$ и значение периода $h_{2\pi}$. Варьируя комбинации вариаций du , de , di и многократно повторяя эту процедуру, проверяют выполнение трех обязательных условий, сформулированных ранее. В результате возникает ясное представление о потенциальных характеристиках измерения рельефа при различных возможных вариантах ОГ пары КА. Рассмотрев полученные варианты ОГ, выбирают из них наиболее подходящий, уточняя в дальнейшем его характеристики в ходе рабочего проектирования системы мониторинга.

В качестве примера ниже приведены результаты такой оценки характеристик для рабочей длины волны РЛС $\lambda = 3$ см, орбиты ССО с периодом обращения 5760 с (96 мин) и средним радиус-вектором орбиты ~ 6945 км. Такая орбита обладает повторяющейся точно через 15 витков трассой с межвитковым сдвигом по гринвичской долготе, равным 24° . В соответствии с технологией РСА предположим, что наблюдаемый пиксел находится на текущем траверсе полета КА, угол его визирования равен 45° , а его отсчет ведется от местной вертикали, проведенной через центр геометрической базы d .

Предположим, что данная пара КА характеризуется конкретным набором разносов элементов их орбит du , de и di ($\pm 15''$, $\pm 0,000100$ и $\pm 5''$). Расчет текущих координат обоих КА проводили с помощью стандартной программы численного интегрирования прогноза, при-

нятой в практике баллистического обеспечения полета реальных космических объектов. При этом шаг узловых точек интегрирования на витке принимали равным ~ 1 мин, весь виток представлен массивом, содержащим 96 точек. Результаты расчета обстоятельств полета ведомого КА₂ относительно ведущего КА₁ на одном витке показаны на рис. 3.

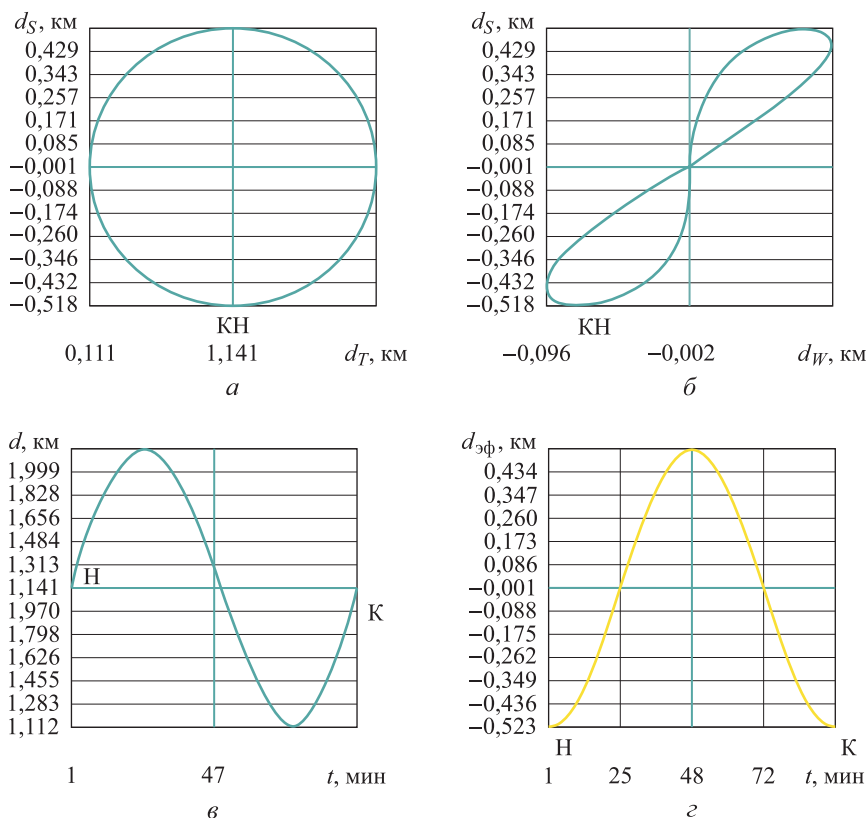


Рис. 3. Геометрия совместного полета пары космических аппаратов:
a, б — движение ведомого космического аппарата относительно ведущего;
в, г — текущие размеры геометрической и эффективной баз

Пространственное движение ведомого КА относительно ведущего (рис. 3, *a, б*.) представлен в проекциях на две плоскости системы прямоугольных орбитальных координат STW с началом координат в центре масс ведущего КА₁. Ось *S* направлена по радиус-вектору КА от центра Земли, ось *T* — по вектору скорости аппарата, ось *W* дополняет систему координат до правой. Таким образом, рис. 3, *a* — это проекция пространственной траектории полета ведомого КА₂ относительно ведущего КА₁ на плоскость орбиты. Рис. 3, *б* представляет проекцию той же траектории на плоскость, перпендикулярную орбите (траверсную). По осям проекций отложено текущее расстоя-

ние между КА в километрах, изображен один виток орбиты, а его начало и конец отмечены буквами Н, К. На рис. 3, в, г изображено изменение текущих значений целевых параметров d , $d_{эф}$ также на одном витке орбиты. По оси абсцисс отложены узловые точки интегрирования (время в минутах), а по оси ординат — текущие значения геометрической d и эффективной баз $d_{эф}$ в километрах. Представлен характер изменения величины геометрической базы d , а также пределы ее изменения d_{min} и d_{max} . Видно, что гарантированная дистанция безопасности d_{min} составляет около 100 м, безопасность совместного полета ОГ в целом обеспечивается. Значение d_{max} указывает на то, что разрешение РЛИ должно быть не менее ≈ 5 м. Однако также видно, что эффективная база $d_{эф}$ изменяется по гармоническому закону с амплитудой ≈ 522 м. Это обстоятельство в соответствии с выражением (1) должно резко увеличивать величину периода $h_{2\pi}$ в области малых значений $d_{эф}$ (в области смены знака), что и представлено на рис. 4.

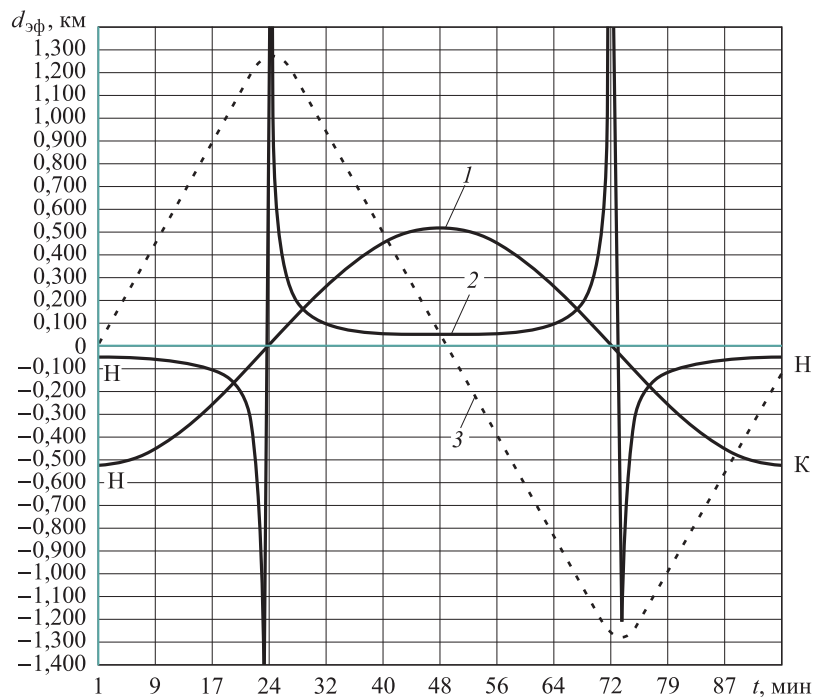


Рис. 4. Характеристики самой схемы измерения рельефа:

1 — $d_{эф}$; 2 — $h_{2\pi}$; 3 — F_i

Здесь показано поведение периода $h_{2\pi}$ на витке орбиты как функции времени в аналогичной системе обозначений, приведенной на рис. 3, в, г. Кривая 2 изображает поведение периода однозначности $h_{2\pi}$, для наглядности на том же поле графика в тех же осях и единицах добавлено изменение уже знакомой эффективной базы $d_{эф}$. Хорошо

видно, что измерение высот с ошибками порядка нескольких единиц метров (т. е. $d_{\text{эф}} > 450$ и $h_{2\pi} \approx 50$ м) возможно лишь на двух ограниченных участках витка орбиты протяженностью по ≈ 16 мин по времени (или $\approx 60^\circ$ по долготе).

Для привязки к географическим координатам этих участков витка орбиты в поле графика представлена зависимость текущей широты КА F_i как функции времени. Ее поведение показано точками, которым на полном поле графика по оси ординат соответствуют пределы, равные $\pm 90^\circ$ (на рис. 4 не показаны). По кривой для широты можно увидеть, что измерения высот с высокой точностью возможны лишь вблизи экватора в зоне широт не выше $\approx 25^\circ$ на каждом витке орбиты. Это означает, что баллистическая структура рассматриваемой пары КА не будет обеспечивать глобальное определение рельефа с высокой точностью за пределами указанных широт (в районе экватора).

Таким образом, для съемки рельефа в районах высоких широт, выходящих за пределы широт $\varphi \approx \pm 23^\circ$, потребуется сместить начало витка по географической долготе. Для чего необходимо изменить фазу основной гармоники относительного движения КА, проведя коррекцию орбиты одного из КА (сохраняя при этом, конечно, период обращения) [10, 11]. Это может потребоваться, например, при ставшем внезапно необходимым оперативном изменении плана съемки.

Способом смещения «плохих участков» является также использование дрейфа обеих орбит вследствие полярного сжатия Земли, из-за которого зона ограничений с течением времени будет перемещаться по географической долготе. Тогда, имея резерв времени, можно дожидаться нужных условий съемки для заданного района широт. Правда, период дрейфа занимает несколько месяцев, и такое ожидание не всегда оказывается возможным.

Все обстоятельства, указанные выше, осложняют выполнение задач, стоящих перед системой космического радиолокационного мониторинга, и в некоторых случаях могут снижать его целевую эффективность. Так, на выполнение съемки рельефа всей Земли группировкой TerraSAR-X и TanDEM-X по схеме, приведенной на рис. 4 без дополнительных коррекций, потребовалось свыше года [15]. В связи с этим целесообразно напомнить об исторически первой программе глобальной съемки рельефа, выполненной на базе использования полета орбитального самолета Shuttle в начале XXI столетия. Тогда съемка проводилась парой РЛС, закрепленных на ферме длиной 60 м и направленной по местной вертикали. Иными словами, съемка осуществлялась так, как если бы два КА находились на двух концентрических орбитах, имеющих равные периоды обращения (что невозможно при пассивном полете двух КА). Такой способ съемки сразу обеспечил оперативную свободу действий и позволил получить

эффективную базу съемки, близкую к оптимальной. В итоге полную программу съемок удалось выполнить за две недели всего лишь одного полета Shuttle. Поэтому целесообразно проводить коррекцию движения ведомого КА с использованием непрерывной малой тяги, что позволяет управлять эффективной базой и получать ее приемлемые величины на протяжении всего полета непрерывно в течение нужного времени. Пример такой конфигурации пары КА в полете был смоделирован, результаты приведены на рис. 5, на котором так же, как и на рис. 4, показаны конечные результаты зависимости расчетных значений $h_{2\pi}$, $d_{эф}$, полученные на протяжении четырех витков орбит. Полученная конфигурация ОГ обеспечила глобальное точное измерение рельефа непрерывно в течение всего выбранного времени полета пары КА.

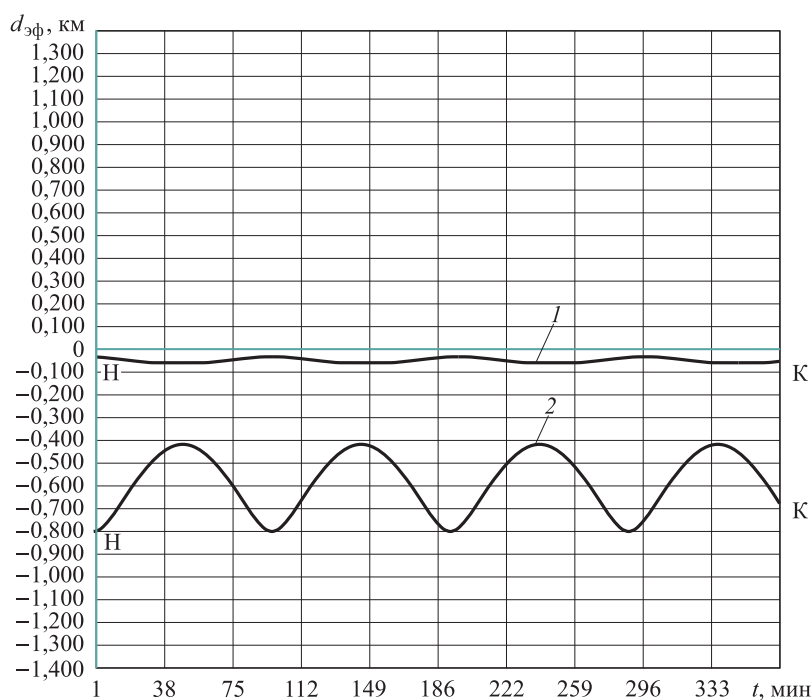


Рис. 5. Пример возможных характеристик схемы измерения рельефа, полученных с использованием непрерывной радиальной тяги:

1 — $d_{эф}$; 2 — $h_{2\pi}$

Приведенный пример показывает необходимость организации специального комплексного исследования применения непрерывной малой тяги для управления парой околоземных КА, ведущих 3D-съемку Земли, и перспектив ее целесообразной реализации.

Заключение. Рассмотрены две ключевые проблемы реализации комплекса космической радиолокации по технологии РСА, выпол-

няющего интерферометрическое фазовое определение высот двумя КА для получения глобальной высокоточной цифровой модели рельефа Земли:

- получение пары изображений одного и того же пиксела с одновременной текущей привязкой к поверхности относимости разности их наклонных дальностей и применением алгоритма, реализующего потенциальные возможности радиолокационной интерферометрии. Эта проблема находится в области радиолокации, использующей технологию синтезированной апертуры;

- организация координированного полета двух КА, формирующего базу радиолокационного космического интерферометра с ориентацией и размерами, обеспечивающими заданную точность измерения высот. Эта проблема относится к дисциплине управления полетом околоземных низковысотных КА.

Показано, что обе проблемы системно взаимосвязаны, а при выборе принципиальных решений оптимизации комплекса для реализации принципиальных структурных решений необходимо одновременно учитывать и проводить взаимоприемлемое междисциплинарное согласование противоречивых требований, порождаемых спецификой каждой из двух проблем.

Поставлена задача исследования способа коррекции полета ведомого КА с помощью малой радиальной тяги, прилагаемой достаточно длительное время, которое превышает сутки. Это стабилизирует условия измерений, сокращает длительность глобальной съемки рельефа планеты до нескольких месяцев, повышает эффективность использования полетного времени орбитальной группировки в целом и создает резервы для космического радиолокационного зондирования Земли по другим возможным целевым программам.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. *Радиолокационные системы землеобзора космического базирования*. Москва, Радиотехника, 2010, с. 674.
- [2] Krieger G., Papathanassiou K., Marshan M. Interferometric Synthetic Aperture Radar (SAR) Missions Employing Formation Flying. *Proceeding of Electrical and Electronics Engineers*, May 2010, vol. 98, no. 5, pp. 816–843.
- [3] Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу космической съемки рельефа земной поверхности радиолокатором с синтезированием апертуры. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2014, № 4, с. 44–49.
- [4] Евграфов А.Е., Поль В.Г., Шостак С.В. Определение третьей координаты РЛИ в технологии радиолокации с синтезированием апертуры. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 4, с. 82–87.
- [5] Евграфов А.Е., Поль В.Г. Геометрия космического радиолокационного зондирования Земли по технологии синтезированной апертуры и координатная привязка полученных изображений. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2015, № 2, с. 14–18.

- [6] Montenbruck O., Kirschner M., D'Amico S. Comprehensive Survey and Assessment of Spacecraft Relative Motion Dynamics Models. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 8, pp. 1837–1859.
- [7] Назаров А.Е. Управление относительным движением космических аппаратов при организации тандемной схемы полета. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2018, № 1, с. 27–35.
- [8] Элиасберг П.Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли*. Москва, Наука, ГРФМЛ, 1965, 540 с.
- [9] Баранов А.А. *Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты*. Москва, Спутник, 2016, 512 с.
- [10] Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2016, № 4, с. 67–74.
- [11] Евграфов А.Е., Поль В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата (окончание). *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 1, с. 68–76.
- [12] Zink M., Moreira A., Bachmann M., Bräutigam B., Fritz T., Hajnsek I., Krieger G., Wessel B. TanDEM-X mission status: the complete new topography of the Earth. *Proceedings of the IEEE IGARSS (International Geoscience and Remote Sensing Symposium) Conference*, Beijing, China, July 10–15, 2016.
DOI: 10.1109/IGARSS.2016.7729075
- [13] Семункина В.И., Лобанов А.Г. К вопросу о баллистическом построении при проведении интерферометрической съемки. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2012, № 56, с. 41–46.
- [14] D'Amico S., Montenbruck O. Proximity operations of formation-flying spacecraft using eccentricity / inclination vector separation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, vol. 29, no. 3, pp. 547–559.
- [15] Евграфов А.Е., Поль В.Г., Симонов А.В., Ширшаков А.Е. Оценка потенциальных возможностей определения рельефа местности при космической радиолокационной съемке. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2019, № 3, с. 35–45.

Статья поступила в редакцию 14.02.2020

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Поль В.Г., Симонов А.В. Космическая радиолокационная съемка рельефа и совместный полет пары космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-7-1999>

Поль Вадим Георгиевич — канд. техн. наук, ведущий специалист АО «НПО Лавочкина», ветеран Космонавтики. e-mail: polvad@laspace.ru

Симонов Александр Владимирович — канд. техн. наук, ведущий специалист АО «НПО Лавочкина». e-mail: alex.simonov@laspace.ru

Space radar terrain survey and the joint flight of a spacecraft pair

© V.G. Paul, A.V. Simonov

Lavochkin Association, Khimki, 141402, Russia

The paper considers the concept of space radar monitoring complex performing Earth observation by two spacecrafts according to the technology of synthesized aperture in an interferometry scheme that allows obtaining a global high-precision digital model of the Earth's relief. The first key problem when creating the complex is the development of an algorithm for determining the heights of the resulting image relative to the relativity surface. Unlike the traditional interferometer scheme using angular coordinates, radar gives the current coordinates of all points involved in the measurement scheme. This allows new algorithm using the difference between two space phase measurements of the down-range to the same surface element to be proposed. Both measurements are performed from two points of common position, spaced apart and representing the interferometry base. As a result, a simple estimate of the potential accuracy of altitude measurement and conditions of its implementation required for the structural scheme of space interferometry are obtained. The second key problem is the arranging coordinated kinematics of the flight of two spacecrafts, forming the base of the space interferometer with the orientation and dimensions that provide the necessary accuracy of altitude measurement. It is shown that both problems are systemically interrelated and the selection of principal solutions to optimize the complex as a whole requires simultaneous consideration and interdisciplinary coordination of the requirements determined by the specifics of each of the two problems. The technique for preliminary project evaluation of results obtained from the orbital group, visually representing all the relationships between individual characteristics of key problem areas of the complex and output target indicators of its work is proposed. The characteristics of the passive flight of spacecraft pair and the conditions for the obtaining high-quality interferometer measurement are considered. It is shown that these conditions are ensured only for a certain part of the orbit, resulting in decreasing efficiency of using the orbital group flight time, and the global survey of the planet relief takes about a year. In this context the possibility of using a small radial thrust applied for a long enough time exceeding a day is shown. As a result, the measurement conditions are stabilized, and the duration of the global survey of the planet relief is reduced to a few months. In addition, the efficiency of using the flight time of the orbital group increases, which allows performing Earth sounding using other possible programs.

Keywords: space remote sensing of the Earth, orbits of Earth satellites, radar with synthesized aperture, radar interferometer, digital model of the Earth relief

REFERENCES

- [1] Verba V.S., Neronsky L.B., Osipov I.G., Turuk V.E. *Radiolokatsionnyye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space Based Radar Surveillance Systems]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 674 p.
- [2] Krieger G., Hajnsek I., Papathanassiou K.P., Younis M. *Proceedings of the IEEE*, 2010, vol. 98, no. 5, pp. 816–843.
- [3] Evgrafov A.E., Paul V.G. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2014, no. 4, pp. 44–49.

- [4] Evgrafov A.E., Paul V.G. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 2, pp. 14–18.
- [5] Evgrafov A.E., Paul V.G., Shostak S.V. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, no. 4, pp. 82–87.
- [6] Montenbruck O., Kirschner M., D’Amico S. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 8, pp. 1837–1859.
- [7] Nazarov A.E. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2018, no. 1, pp. 27–35.
- [8] Eliasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of artificial Earth satellite flight]. Moscow, Nauka, GRFML Publ., 1965, 540 p.
- [9] Baranov A.A. *Manevrirovaniye kosmicheskikh apparatov v okrestnosti krugovoy orbity* [Maneuvering spacecraft in the vicinity of a circular orbit]. Moscow, Sputnik Publ., 2016, 512 p.
- [10] Evgrafov A.E., Paul V.G. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 4 (34), pp. 67–74.
- [11] Evgrafov A.E., Paul V.G. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, no. 1 (35), pp. 68–76.
- [12] Zink M., Moreira A., et al. TanDEM-X Mission Status: The complete new topography of the Earth. *Proceedings of the IEEE IGARSS (International Geoscience and Remote Sensing Symposium) Conference*, Beijing, China, July 10–15, 2016. DOI: 10.1109/IGARSS.2016.7729075
- [13] Semunkina V.I., Lobanov A.G. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2012, no. 56, pp. 41–46.
- [14] D’Amico S., Montenbruck O. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, vol. 29, no. 3, pp. 547–559.
- [15] Evgrafov A.E., Paul V.G., Simonov A.V., Shirshakov A.E. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of FSUE “Lavochkin Association”*. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2019, no. 3, pp. 35–45.

Paul V.G., Cand. Sc. (Eng.), Leading Specialist, Lavochkin Association. Veteran Cosmonaut. Research interests: system analysis, ballistics of near-earth and interplanetary objects. e-mail: polvad@laspace.ru

Simonov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Leading Specialist, Lavochkin Association. Research interests: system analysis, ballistics of near-earth and interplanetary objects. e-mail: alex.simonov@laspace.ru