

УДК 621.396.98:629.7

**Высокоточные траекторные определения
низкоорбитальных космических аппаратов
с использованием сигналов глобальной
навигационной спутниковой системы GNSS**

А. А. Жалило¹, Э. Н. Хомяков², С. Н. Флерко³, К. Ф. Волох⁴

¹Науково-виробниче підприємство «Хартрон—Альфа», Харків

²Державний аерокосмічний університет (ХАІ), Харків

³Харківський військовий університет, Харків

⁴Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 10.04.98

Предлагаются и анализируются варианты организации высокоточного геометрического определения параметров траектории низкоорбитальных космических аппаратов с использованием сигналов глобальной навигационной спутниковой системы GNSS. Рассматриваются особенности реализации и точность траекторных определений по результатам совместной обработки кодовых и фазовых измерений на борту космического аппарата и в наземной сети контрольных станций дифференциальной подсистемы GNSS.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в мире значительно возрос интерес к использованию на борту многоцелевых низкоорбитальных космических аппаратов (КА) интегрированных приемников сигналов спутниковых радионавигационных систем (СРНС) GPS и ГЛОНАСС, а также их космических и наземных функциональных дополнений, образующих, согласно проектам EGNOS, WAAS и MSAS, глобальную навигационную спутниковую систему GNSS-1 [8, 13—16]. Оборудование низкоорбитальных КА таких приемников открывает уникальные возможности научных исследований в таких областях, как геодезия, геодинамика, топография Земной поверхности, уточнение фигуры геоида, метеорология и т. д. В частности, в геодезии предполагается с

помощью навигационных приемников на борту КА добиться определения фигуры геоида с точностью до 2.5 см с совершенствованием существующих моделей гравитационного поля Земли [17]. Применение таких приемников для изучения атмосферы связано с возможностью обеспечения приема навигационных сигналов GNSS не только из верхней, но и из нижней полусферы обзора пространства с КА, когда сигналы от навигационных спутников пронизывают значимую часть слоя атмосферы и подвергаются воздействию рефракции радиоволн в ионосфере и тропосфере. С помощью двухчастотных измерений фазы несущей навигационных сигналов может быть восстановлен с высокой точностью индекс рефракции атмосферы как функция высоты. Велик интерес к распространению таких исследований в тропосфере (до 10 км над поверх-

ностью Земли) и стратосфере (до 45 км) [18]. Комбинированное использование навигационных сигналов GPS и ГЛОНАСС, а также геостационарных спутников связи (ГСС) INMARSAT-3 с навигационным дополнением на борту [8, 13, 15] позволит бортовому приемнику КА производить наблюдения до тысячи положений навигационных спутников за сутки, каждое из которых обеспечит высокую точность температурного зондирования, причем такие наблюдения не будут зависеть от погодных условий, времени года или суток. Это должно внести значительный вклад в действующую метеорологию и климатологию.

Важнейшим применением измерений параметров сигналов GNSS на борту низкоорбитальных КА может стать и глобальное картографирование ионосферы с определением общей концентрации электронов в различных сечениях ионосферы на направлениях «КА—спутники GNSS», что позволит при объединении с измерениями в наземных сетях следящих станций строить высокоточные двух- или трехмерные карты электронных распределений ионосферы. Кроме того, оперативное и надежное выявление ионосферных аномалий рассматривается в национальной программе «Попередження» как один из способов предсказания землетрясений [7].

Все перечисленные научные применения навигационных приемников на борту низкоорбитальных КА требуют высокоточного координатно-временного обеспечения самого КА. При реализации миссии TOPEX-POSEIDON [10] было получено, что в автономном режиме функционирования космический приемник сигналов GPS способен обеспечить точность местоопределения в реальном масштабе времени на уровне 5 м, а при использовании измерительной информации приемника в пост-обработке достигается точность орбитальных определений порядка 3 см. В обоих случаях в бортовом приемнике реализуются интегрально-доплеровские двухчастотные (по P-коду или бескодовые) измерения текущих навигационных параметров (псевдодальностей и псевдоскоростей) относительно навигационных спутников и динамический (орбитальный) метод траекторных определений с использованием моделей движения КА.

Необходимость высокоточных траекторных определений КА не ограничивается научным применением. Так, в настоящее время в Украине остро стоит проблема оперативного определения и прогнозирования с заданной точностью параметров движения национальных КА типа «Січ», «Микроспутник», особенно на этапе выведения и коррекции движения КА с последующей выдачей целеуказаний наземному телеметрическому и информа-

ционному комплексу. Существующие в Украине средства траекторного контроля, использующие однопунктную технологию управления КА, не удовлетворяют ни требованиям оперативности, ни высокой точности (определение координат КА с точностью несколько сотен метров достигается при проведении сеансов измерений в течение нескольких витков). Для решения задачи оперативного обнаружения КА в зоне радиовидимости с территории Украины и выдачи «грубых» целеуказаний в ряде случаев используются измерения радиолокационных станций.

С точки зрения решения задачи оперативного и достаточно точного траекторного контроля КА в целях управления его движением следует отметить ряд работ, в которых рассмотрены качественные характеристики различных схем организации измерений с использованием сигналов СРНС. Так, в работе [9] приведены результаты имитационного моделирования комплекса контроля траектории КА на низких (КА типа «Цикада» с высотой орбиты $H \approx 1000$ км) и промежуточных орбитах (КА типа INMARSAT-P; $H \approx 5...15$ тыс. км) по сигналам СРНС. При этом рассматривались два варианта интервальной обработки результатов измерений псевдодальностей (кодовых) и псевдоскоростей с реализацией фильтра Калмана на длительных (до 1000 с) интервалах наблюдений: вариант с обработкой наблюдений на борту КА; вариант с обработкой на наземной станции разностей наблюдений на трассах «навигационные спутники—КА—наземная станция» и «навигационные спутники—наземная станция» (дифференциальный режим измерений). Особенности реализации последнего варианта рассмотрены в [5] и кратко описаны ниже. В работах [1, 4] рассматриваются возможности, особенности и ожидаемые характеристики траекторных определений на борту геостационарных КА по сигналам систем GPS и ГЛОНАСС как на этапе их выведения, так и на заданной орбите.

С развертыванием в Украине сети контрольных станций дифференциальной подсистемы GNSS — национальной системы навигационно-временного обеспечения [2, 3, 20] — появляется новая привлекательная с технической и экономической точек зрения возможность организовать на основе соответствующих измерений многопозиционной сети пунктов высокоточные оперативные траекторные определения низкоорбитальных КА типа «Січ», «Микроспутник» и др. В данной работе предлагается анализ способов организации и выполнения высокоточных траекторных определений низкоорбитальных КА по результатам совместной обработки синхронных фазовых и кодовых измерений с

помощью бортового приемника сигналов GNSS и аналогичных измерений, полученных в сети КС спутниковой дифференциальной навигации. При этом рассматривается возможность и целесообразность интеграции дифференциальной подсистемы GNSS и наземного комплекса управления КА (центра контроля космического пространства).

ОРГАНИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ПОДСИСТЕМЫ GNSS. УРАВНЕНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ

В настоящее время Национальное космическое агентство Украины координирует работы по созданию национальной системы навигационного обеспечения, основу которой будет составлять опорная сеть КС, организованная согласно принципам широкозонной дифференциальной навигации (ШДН) [2, 3, 20]. Функции данной системы могут быть достаточно обширны, что позволит, кроме решения основной задачи сети КС дифференциальной подсистемы — формирования поправок к навигационно-временным определениям и сигналов целостности GNSS, — решать комплекс других задач, в который может войти и задача траекторных определений национальных КА.

Организация высокоточных траекторных определений КА по сигналам GNSS (GPS + ГЛОНАСС + ГСС INMARSAT-3) возможна при оснащении КА соответствующей бортовой навигационной аппаратурой (БНА) и при реализации совместной обработки результатов фазовых и кодовых измерений БНА и сети КС дифференциальной подсистемы.

Возможны три основных варианта организации процесса измерений с использованием сигналов GNSS:

1) на борту КА размещается специализированная аппаратура потребителей сигналов GNSS (БНА); текущие результаты навигационных определений (координаты, составляющие скорости и временное положение меток времени бортовых часов КА относительно шкалы времени UTC) используются в бортовой системе управления КА, а результаты измерений текущих навигационных параметров (кодовые и фазовые псевдодальности и псевдоскорости) совместно со вспомогательной измерительной и служебной информацией, полученной в ходе измерений, передаются в составе телеметрической информации в центр управления полетом КА для последующей обработки;

2) в дополнение к БНА на КА устанавливается аппаратура формирования и излучения навигационных сигналов в диапазонах $L1$ и $L2$, подобных

сигналам GPS, с обеспечением передачи в составе цифровой информации результатов определения параметров орбиты КА и служебных сообщений, в состав которых может входить и дифференциальная корректирующая информация подсистемы GNSS; при этом КС сети дифференциальной подсистемы должны быть дооснащены аппаратно-программными средствами приема и обработки навигационных сигналов КА;

3) на борту КА устанавливается аналоговый или цифровой ретранслятор навигационных сигналов GNSS, обеспечивающий передачу наземному приемному пункту навигационных сигналов СРНС и ГСС с преобразованием частоты, подобно тому, как это реализовано в системе SATRACK [5].

Первый вариант организации измерений и состава бортового оборудования КА имеет достоинство в автономности навигационных определений на борту КА. При этом точность текущих определений координат КА в реальном масштабе времени может изменяться от 10 м (в зоне приема сигналов ГСС INMARSAT-3 и сигналов обеих СРНС) до 100—200 м (при функционировании только по сигналам GPS). Измерительная информация БНА КА, включающая координаты, составляющие вектора скорости и расхождения шкал времени и частоты КА, для целей определения точной орбиты и управления КА должна быть передана в составе бортовой телеметрической информации в центр управления, а это невозможно без достаточно точных целеуказаний наземному телеметрическому комплексу при организации процесса слежения за КА. Данный вариант организации измерений целесообразно использовать для координатно-временного обеспечения при решении научных и специальных задач. Для улучшения качества решения задачи координатно-временного обеспечения КА и обеспечения возможности изучения атмосферных эффектов целесообразно организовать прием сигналов СРНС как из верхней полусферы, так и из нижней полусферы, т. е. от спутников, входящих и выходящих из тени Земли, а при послесансной обработке осуществить дифференциальный режим траекторных определений путем использования корректирующей информации сети наземных КС.

Второй вариант организации траекторных определений, несмотря на усложнение бортовой аппаратуры КА, имеет, по сравнению с первым, неоспоримое преимущество, заключающееся в следующем. При соответствующей доработке приемных устройств всех КС в составе сети ШДН, связанной с необходимостью измерений навигационных параметров КА, обладающих высокой динамикой (для низкоорбитальных КА радиальная скорость на

трассах «КА—КС» может достигать значений 8 км/с, в то время как на трассах «навигационные спутники—КС» — не превышает значения 1 км/с), возникает возможность обрабатывать измерения КС относительно КА совместно с измерениями, выполняемыми относительно навигационных спутников GNSS. Антенные устройства КС являются всенаправленными для обеспечения функционирования в режиме «all-in-view». Таким образом, для обеспечения процесса обнаружения, вхождения в слежение и наблюдения за сигналами КА не требуется сканирование диаграмм направленности антенных устройств в районе предполагаемой точки выведения КА, либо расчетного (спрогнозированного) значения координат точки его появления на начальных витках после запуска. КА, появившийся в зоне радиовидимости дифференциальной подсистемы, будет своевременно обнаружен, а измерения КС относительно КА могут быть переданы и обработаны на главной КС (ГКС) дифференциальной подсистемы совместно с измерениями параметров

движения навигационных спутников. Решение задачи точечной и интервальной оценки координат и скорости КА, а также определения параметров его орбиты может быть получено как в реальном масштабе времени, так и при послесезанской обработке. Такая схема организации измерений позволяет оперативно выдать точные целеуказания для телеметрического измерительного комплекса и после приема бортовой измерительной информации по сигналам GNSS включить ее в совместную обработку для прецизионных орбитальных определений.

Упрощенная структурная схема бортовой навигационной аппаратуры КА и предлагаемая схема организации траекторных определений национальных КА представлены на рис. 1 и 2.

Третий вариант организации траекторных определений КА характеризуется значительными энергетическими потерями при ретрансляции навигационных сигналов GNSS, особенно при одновременной ретрансляции сигналов GPS и ГЛОНАСС, занимающих широкую полосу частот (около

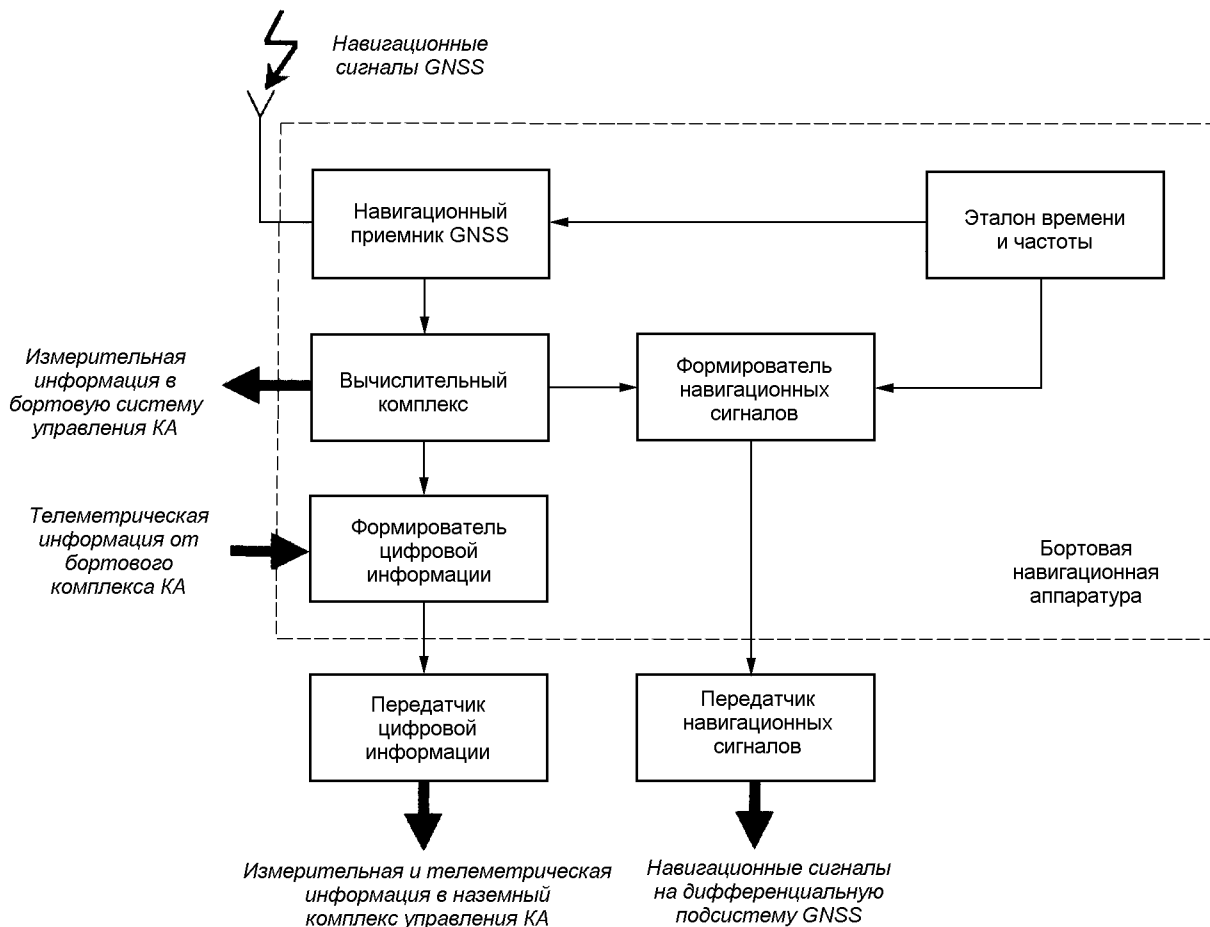


Рис. 1. Упрощенная структурная схема бортовой навигационной аппаратуры КА

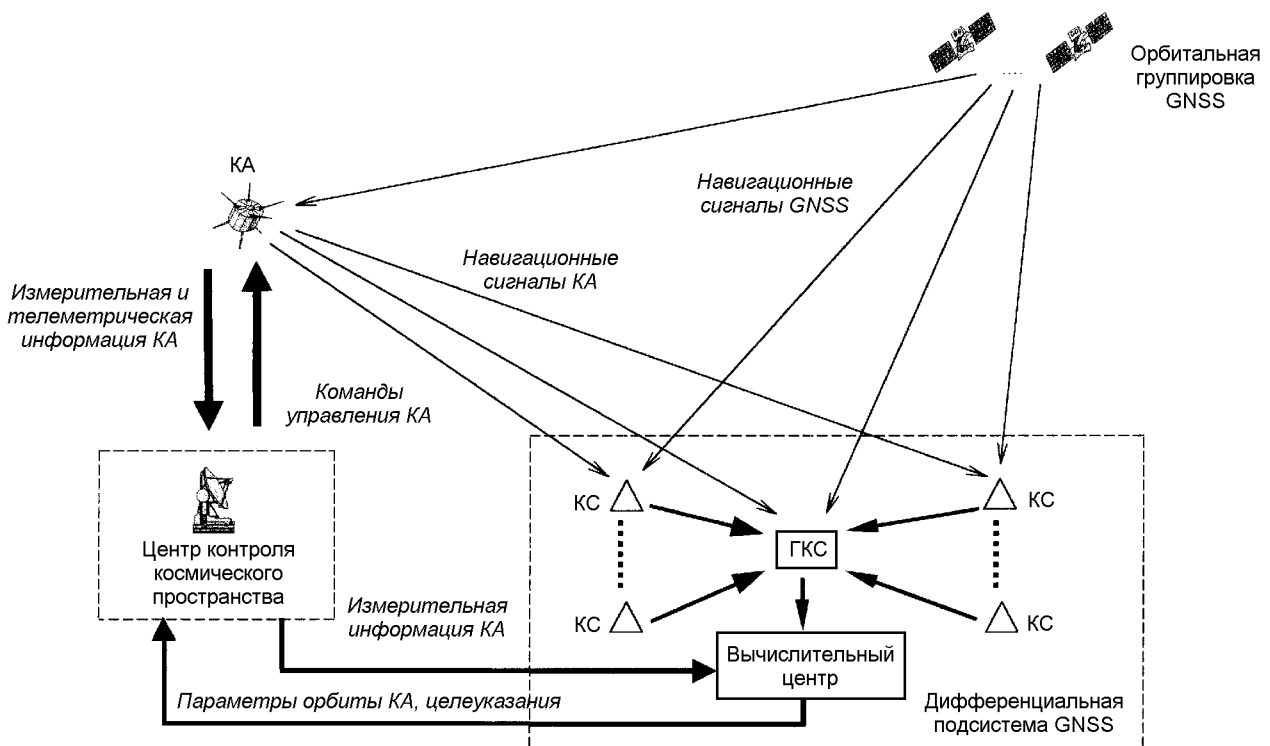


Рис. 2. Предлагаемая схема организации траекторных определений национальных КА

40 МГц). Кроме того, значительные технические проблемы возникают при ретрансляции сигналов двух диапазонов частот — $L1$ и $L2$. Поэтому приемлемым решением в этом случае является использование только сигналов C/A-кода GPS-диапазона $L1$ с шириной спектра около 2 МГц [5]. Минимизация энергетических потерь на трассе «КА—наземный приемный пункт» при данном принципе организации измерений достигается путем использования на наземном приемном пункте следящих узконаправленных антенн. Это, как показано в [5], реализуется путем дооснащения систем телеметрических измерений соответствующими аппаратно-программными средствами поиска и обработки принятых от КА ретранслированных сигналов СРНС. Рассматриваемый вариант организации траекторных определений характеризуется еще и таким существенным недостатком, как низкая пропускная способность системы, поскольку траекторные определения одновременно нескольких КА требуют развертывания такого же количества дорогостоящих наземных приемных пунктов. Наконец, в рассматриваемой схеме траекторных определений остается нерешенной проблема оперативного обнаружения КА после его выведения, поскольку приемная узконаправленная антенна наземного пункта

требует достаточно точных целеуказаний для вхождения в режим слежения и сопровождения объекта, от которого также должен излучаться вспомогательный пилот-сигнал [5].

Необходимо, кроме того, упомянуть еще один способ траекторных определений, предложенный в [6, 19], предлагающий автономную обработку на борту КА сигналов наземной сети радиомаяков DORIS-NG. Эта по ряду критериев привлекательная схема организации измерений лежит в основе одной из концепций реализации международной гражданской глобальной спутниковой навигационной системы второго поколения GNSS-2, базирующейся на низкоорбитальном космическом сегменте. Такая гораздо более широкая задача обеспечения траекторных определений целой орбитальной группировки КА выходит за рамки настоящей статьи. В то же время рассматриваемые здесь способы организации траекторных определений КА и способ, предложенный в [6, 19], могут быть сопоставлены по ряду технических, организационных и политических аспектов и критериев реализации системы GNSS-2 при отдельном рассмотрении.

Изложенное выше позволяет выбрать для подробного рассмотрения первые два варианта организации траекторных определений КА. Рассмотрим

наиболее общий вариант проведения измерений и совместной обработки бортовой измерительной информации КА и результатов наблюдений спутников GNSS и КА наземной сетью КС дифференциальной подсистемы (см. рис. 2).

Метод ШДН основан на потенциальной возможности раздельного оценивания основных источников погрешностей навигационных определений с помощью многобазисной сети. Принципы реализации дифференциальной подсистемы СРНС, предполагаемой для развертывания в Украине и основанной на методе ШДН, подробно изложены в [2, 3, 20]. Согласно [2] на КС национальной сети ШДН должны осуществляться кодовые и фазовые измерения навигационных параметров относительно всех спутников GNSS в зоне их радиовидимости, так что принципиальные уравнения, описывающие процесс измерений в сети КС ШДН, можно представить как:

$$\begin{cases} \Delta S_{i1\phi}^j(t) = R_i^j(t) - R_i^j(t) + \nabla_{i1}(t) + \delta \Delta S_{i1\phi}^j(t), \\ S_{iK}^j(t) = R_i^j(t) + \alpha^j(t) + \delta S_{iK}^j(t), \\ S_{i\phi}^j(t) = R_i^j(t) + \alpha^j(t) + \nabla_{i1}(t) + \delta S_{i\phi}^j(t), \\ \dot{S}_{i\phi}^j(t) = \dot{R}_i^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \delta \dot{S}_{i\phi}^j(t), \\ \dot{S}_{i\phi}^j(t) = \dot{R}_i^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \dot{\nabla}_{i1}(t) + \delta \dot{S}_{i\phi}^j(t), \end{cases} \quad (1)$$

где

$$R_i^j(t) = \sqrt{(X^j - x_i)^2 + (Y^j - y_i)^2 + (Z^j - z_i)^2}$$

— геометрическая дальность j -го спутника относительно i -й КС; X^j, Y^j, Z^j — текущие координаты j -го навигационного спутника GNSS; x_i, y_i, z_i — координаты фазового центра приемной антенны i -й КС;

$$\dot{R}_i^j(t) = \frac{1}{R(t)} [(X^j - x_i)\dot{X}^j + (Y^j - y_i)\dot{Y}^j + (Z^j - z_i)\dot{Z}^j]$$

— радиальная скорость j -го навигационного спутника относительно i -й КС; X^j, Y^j, Z^j — составляющие вектора скорости j -го навигационного спутника;

$$\alpha^j(t) = \Delta_1^{\text{GPS(ГЛ)}}(t) + \Delta^j(t);$$

$\Delta_1^{\text{GPS(ГЛ)}}(t)$ — величина, пропорциональная отклонению шкалы времени главной КС (ГКС) относительно системной шкалы СРНС GPS (ГЛОНАСС); $\Delta^j(t)$ — величина, пропорциональная уходу шкалы времени j -го навигационного спутника относительно системной шкалы СРНС (включая влияние режима селективного доступа GPS); $\dot{\alpha}^j(t)$ — скорость изменения параметра $\alpha^j(t)$; $\nabla_{i1}(t)$ и $\dot{\nabla}_{i1}(t)$ — текущее расхождение шкал времени i -й КС и шкалы ГКС и скорость его изменения соответственно; $\delta \Delta S_{i1\phi}^j(t)$,

$\delta S_{iK}^j(t)$ и $\delta \dot{S}_{i\phi}^j(t)$ — остаточные погрешности соответствующих измерений, возникающие в результате неполной компенсации воздействия атмосферных эффектов, погрешностей геодезической привязки КС, эффектов многолучевости распространения НС, а также из-за шумов измерений; $j = 1, \dots, p(t)$ — порядковый номер навигационного спутника; $p(t)$ — общее число спутников в зоне радиовидимости сети КС; $i = 2, \dots, M$ — порядковый номер КС в составе сети; M — общее число КС.

Если дифференциальная подсистема GNSS (сеть ШДН) использует космический сегмент на базе геостационарного спутника INMARSAT-3, то система уравнений наблюдений (1) дополняется аналогичными уравнениями наблюдений относительно данного спутника.

ГКС является основным синхронизатором сети КС, оборудованным высокостабильным атомным стандартом частоты и времени, который должен подвергаться непрерывной высокоточной сверке с системными шкалами СРНС при традиционной обработке результатов измерений самой ГКС. По этой причине параметр $\alpha^j(t)$ несет информацию прежде всего об уходе шкалы времени j -го навигационного спутника. Для упрощения не будем останавливаться на том факте, что шкалы системного времени GPS и ГЛОНАСС различаются между собой, так как принятая идеология синхронизации часов различных СРНС позволяет достаточно просто и с высокой точностью обеспечить их взаимную синхронизацию путем длительного усреднения результатов временных определений ГКС.

Вектор оцениваемых сетью КС параметров согласно изложенному процессу измерений и принципам реализации комплекса ШДН, будет иметь вид

$$\Theta = \|\Theta_1^T, \Theta_2^T, \dots, \Theta_{p(t)}^T; \nabla^T\|,^T$$

где $\Theta_j^T = \|\dot{X}^j(t), \dot{Y}^j(t), \dot{Z}^j(t), \dot{X}^j(t), \dot{Y}^j(t), \dot{Z}^j(t), \alpha^j(t), \dot{\alpha}^j(t)\|$ — вектор координатно-временных и скоростных параметров j -го спутника; $\nabla^T = \|\nabla_{21}(t), \nabla_{31}(t), \dots, \nabla_{M1}(t); \dot{\nabla}_{21}(t), \dot{\nabla}_{31}(t), \dots, \dot{\nabla}_{M1}(t)\|$ — вектор текущих расхождений шкал времени КС и ГКС и скоростей их изменения на момент t .

В предлагаемой схеме организации траекторных определений предполагается, что приемник сигналов GNSS на борту КА производит измерения, аналогичные измерениям в сети ШДН. Однако при включении результатов измерений бортового приемника в обработку измерительной информации сети ШДН дополнительно требуется определить параметры движения КА (КА выступает в роли дополнительной орбитальной КС сети).

При приеме контрольными станциями сигналов

КА (см. рис. 2) вектор измеряемых сетью ШДН параметров дополняется соответствующими изменениями относительно КА (КА в роли источника навигационных сигналов) и бортовыми измерениями самого КА относительно навигационных спутников. При совместной обработке бортовых и наземных измерений, как и при обработке измерений относительно навигационных спутников, весьма привлекательным является использование прецизионных, но неоднозначных измерений фазы несущих сигналов. Реализация высокоточных траекторных определений КА с использованием фазовых измерений зависит от надежности разрешения неоднозначности разностей фаз, измеренных на трассах «навигационные спутники — КА» и «навигационные спутники — КС». Здесь необходимо решить две проблемы: редукции измерений относительно приемной и передающей антенн КА к центру масс КА и высокоточной компенсации ионосферной и тропосферной составляющих погрешностей на трассах «навигационные спутники — КС» (на трассах «навигационные спутники — КА» при рассматриваемых высотах орбит КА тропосферная составляющая погрешности измерений отсутствует, а вклад ионосферной составляющей будет незначительным и практически полностью может быть исключен с использованием двухчастотных измерений). Первая проблема решается с использованием информации о положении фазовых центров приемной и передающей антенн КА (в связанной с КА системе координат) и с использованием телеметрической бортовой информации об угловой ориентации КА. Среднее квадратичное отклонение параметров угловой ориентации КА от их истинных значений не должно превышать 3—5 мрад в зависимости от пространственного разнеса бортовых антенн. Вторая проблема может быть решена либо с использованием на ГКС (КС) радиометров водяных паров, либо путем оценивания по результатам наблюдений сети КС параметров тропосферы совместно с информационными параметрами (см., например, [11, 12]), что позволит компенсировать тропосферные погрешности измерений на уровне нескольких сантиметров. При указанных условиях надежное разрешение неоднозначности измерений разностей фаз на трассах «навигационные спутники — КА» и «навигационные спутники — КС» может быть достигнуто при использовании двухчастотных (L1 и L2) кодовых измерений и модели движения КА на коротких дугах (только на этапе разрешения фазовой неоднозначности). Проблема значительно облегчается при вовлечении в обработку разностей фазовых и кодовых измерений на трассах «КА — КС». В ходе решения этой задачи значимое суже-

ние области целочисленной неопределенности может быть достигнуто не только за счет кодовых измерений, но и за счет применения float-решения, эквивалентного интегрально-доплеровскому методу [21].

С учетом изложенного система уравнений наблюдений сети ШДН (1) для обеспечения решения задачи траекторных определений КА дополняется уравнениями

$$\begin{cases} \Delta S_{KA,1\Phi}^j(t) = R_{KA}^j(t) - R_1^j(t) + \nabla_{KA,1}(t) + \delta \Delta S_{KA,1\Phi}^j(t), \\ S_{KA,K}^j(t) = R_{KA}^j(t) + \alpha^j(t) + \nabla_{KA,1}(t) + \delta S_{KA,K}^j(t), \\ \dot{S}_{KA\Phi}^j(t) = \dot{R}_{KA}^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \dot{\nabla}_{KA,1}(t) + \delta \dot{S}_{KA\Phi}^j(t), \\ \Delta S_{1\Phi}^{KA}(t) = R_1^{KA}(t) - R_{i\Phi}^{KA}(t) + \nabla_{1\Phi}(t) + \delta \Delta S_{1\Phi}^{KA}(t), \\ S_{1,K}^{KA}(t) = R_1^{KA}(t) - \nabla_{KA,1}(t) + \delta S_{1,K}^{KA}(t), \\ S_{i,K}^{KA}(t) = R_i^{KA}(t) - \nabla_{KA,1}(t) + \nabla_{i1}(t) + \delta S_{i,K}^{KA}(t), \\ \dot{S}_{1\Phi}^{KA}(t) = \dot{R}_1^{KA}(t) - \dot{\nabla}_{KA,1}(t) + \delta \dot{S}_{1\Phi}^{KA}(t), \\ \dot{S}_{i\Phi}^{KA}(t) = \dot{R}_i^{KA}(t) - \dot{\nabla}_{KA,1}(t) + \dot{\nabla}_{i1}(t) + \delta \dot{S}_{i\Phi}^{KA}(t), \end{cases} \quad (2)$$

где $\nabla_{KA,1}(t)$, $\dot{\nabla}_{KA,1}(t)$ — параметры расхождений шкалы времени и частоты КА относительно шкалы ГКС, а все остальные обозначения соответствуют обозначениям системы (1) для соответствующих измерений; первые три уравнения системы (2) соответствуют измерениям бортового навигационного приемника КА относительно спутников GNSS, а последующие — измерениям наземной сети ШДН относительно КА (КА в роли навигационной точки).

Различие знаков перед параметрами $\nabla_{KA,1}(t)$ ($\dot{\nabla}_{KA,1}(t)$) в уравнениях системы (2) для случаев использования КА в роли КС и в роли источника навигационных сигналов связано с процессом формирования соответствующих псевдодальностей. В первом случае псевдодальности КА относительно навигационных спутников определяются разностью времени приема сигналов на КА и времени излучения сигналов спутником, а во втором случае — псевдодальности КА относительно сети КС определяются разностью времени приема сигналов на КС и времени их излучения от КА. Принципиальным в данном случае является именно отличие знаков перед параметрами $\nabla_{KA,1}(t)$ ($\dot{\nabla}_{KA,1}(t)$) в соответствующих уравнениях системы (2) независимо от того, «опережает» или «отстает» шкала времени КА относительно шкал времени ГКС или СРНС.

Таким образом, с учетом объединенной системы уравнений (1) и (2), т. е. информационного интегрирования КА в сеть ШДН при линейном комбинировании бортовых и наземных измерений, вектор оцениваемых сетью КС параметров дополняется

координатами и составляющими вектора скорости КА, а также параметрами уходов шкалы времени и частоты КА относительно КС. Таким образом, расширенный вектор определяемых параметров будет иметь вид:

$$\Theta^* = \|\Theta_1^T, \Theta_2^T, \dots, \Theta_{p(t)}^T; \Theta_{КА}^T; \nabla_*^T\|^T,$$

где $\Theta_{КА}^T = \|X_{КА}(t), Y_{КА}(t), Z_{КА}(t), \dot{X}_{КА}(t), \dot{Y}_{КА}(t), \dot{Z}_{КА}(t)\|$ — вектор текущих координат и скоростных параметров КА; $\nabla_*^T = \|\nabla_{21}(t), \nabla_{31}(t), \dots, \nabla_{M1}(t), \dot{\nabla}_{21}(t), \dot{\nabla}_{КА,1}(t); \dot{\nabla}_{31}(t), \dots, \dot{\nabla}_{M1}(t), \dot{\nabla}_{КА,1}(t)\|$ — расширенный вектор ∇ , включающий текущие расхождения шкал времени КА и ГКС.

Выполнение необходимого условия однозначного (невырожденного) решения системы (1), (2) относительно расширенного вектора искомых параметров Θ^* достигается за счет значительной избыточности синхронных наблюдений, оценить которую, по аналогии с [2], читатель может самостоятельно. Достаточные условия устойчивого однозначного совместного оценивания компонентов вектора Θ^* определяется взаимной геометрией «сеть КС — спутники GNSS — КА», т. е. степенью линейной зависимости наблюдений, аналитическая оценка которой для всей рассматриваемой геометрической конфигурации измерительной системы является достаточно сложной отдельной задачей. Поэтому ниже приводятся результаты расчетов точности определения совместно-эффективных оценок компонентов вектора Θ^* для ряда конкретных случаев, представляющих практический интерес.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ТОЧНОСТИ ТРАЕКТОРНЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ КА

Для анализируемого способа организации измерений и соответствующей объединенной системы уравнений (1) и (2) была проведена оценка потенциальной точности координатно-временного обеспечения низкоорбитального КА (высота орбиты выбиралась в диапазоне 1500—2000 км с наклонами 64—89°). Оценка производилась для геометрического метода определений (без использования моделей движения КА и навигационных спутников GNSS) в фиксированные дискретные моменты наблюдений t в течение одних суток с привлечением для расчетов реальных альманахов систем GPS и ГЛОНАСС и точек выведения ГСС INMARSAT-3 (AOR-E и IOR) [15]. При проведении расчетов наземная сеть КС располагалась в пределах территории Украины, а размещение КС выбиралось из условий обеспечения равномерного покрытия охватываемой территории и организации промежуточ-

ных баз между КС для разрешения неоднозначности фазовых измерений [2]. Остаточные погрешности измерений КС сети и бортового приемника КА принимались равными 0.8 см, 0.5 м и 0.5 см/с (1σ) для измерений разностей фазовых псевдодальностей, кодовых измерений псевдодальностей и измерений псевдоскоростей соответственно.

Корреляционная матрица погрешностей оценки искомых параметров для текущего момента времени рассчитывалась согласно известному выражению:

$$K_Q = [A^T W A]^{-1}, \quad (3)$$

где $W = \text{diag}[W_1, W_2, \dots, W_{p(t)}, W_{КА}]$ — весовая матрица измерений сети КС и бортового приемника КА, обратная корреляционной матрице остаточных погрешностей измерений; матрица W предполагает статистическую независимость погрешностей измерений относительно каждого из спутников GNSS и КА, блоки W_j ($j = 1, 2, \dots, p(t)$; КА) учитывают коррелированность (с коэффициентом 0.5) первых разностей фазовых измерений между КС и ГКС сети, включая КА в роли орбитальной КС.

A — матрица частных производных измеряемых параметров по оцениваемым параметрам согласно объединенной системе уравнений (1) и (2):

$$A = \begin{bmatrix} A_1 & 0 & 0 & \dots & 0 & A_{1,КА} & B_1 \\ 0 & A_2 & 0 & \dots & 0 & A_{2,КА} & B_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & A_{p(t)} & A_{p(t),КА} & B_{p(t)} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & A_{КА} & B_{КА} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

A_j — блок-матрицы частных производных измерений КС (включая бортовые измерения КА) по эфемеридно-временным параметрам j -го навигационного спутника (аналогично $A_{КА}$ — по координатно-временным параметрам КА); $A_{j,КА}$ — блок-матрицы частных производных измеряемых параметров сигналов навигационных спутников по координатам и составляющим скорости КА; B_j ($B_{КА}$) — блок-матрицы производных измерений в сети КС и на борту КА по параметрам расхождений шкал времени и частоты КС (и КА) и ГКС; $j = 1, \dots, p(t)$ — порядковый номер навигационного спутника в зоне радиовидимости сети КС.

Результаты расчетов, относящиеся к координатно-временному обеспечению низкоорбитального КА, для трех значений углов места относительно ГКС представлены в табл. 1. В табл. 2 представлены результаты аналогичных расчетов для варианта, когда бортовая аппаратура КА производит только автономные измерения по сигналам навигационных спутников и передает их результаты в сеть ШДН.

Таблица 1. Средние квадратичные отклонения оценки координатно-временных параметров КА по измерениям в наземной сети КС и на борту КА (КА в роли КС и источника навигационных сигналов)

Угол места КА относительно ГКС	СКО оценки искомых параметров			
	координат, см	СВС, см/с	ухода ШВ КА, см	скорости ухода ШВ КА, см/с
11°	3.3—4.2	2.1—2.4	3.3	1.0
45°	0.97—1.6	0.72—1.05	1.7	0.92
85°	0.7—1.5	0.6—1.0	1.67	0.9

СВС — составляющие вектора скорости; ШВ — шкала времени.

Таблица 2. Средние квадратичные отклонения оценки координатно-временных параметров КА по измерениям в наземной сети КС и на борту КА (КА в роли КС)

Угол места КА относительно ГКС	СКО оценки искомых параметров			
	координат, см	СВС, см/с	ухода ШВ КА, см	скорости ухода ШВ КА, см/с
11°	4.2—11	2.5—6.2	12.3	7.15
45°	2.0—2.7	0.9—1.3	2.9	1.4
85°	1.4—2.2	0.6—1.2	2.1	1.2

Данные табл. 1 и табл. 2 показывают значительные возможности предлагаемого способа координатно-временного обеспечения КА даже при геометрическом методе оценке искомых параметров (без использования модели движения КА). Использование совместной обработки результатов измерений бортовой аппаратуры КА и наземной сети КС ШДН, размещенной лишь на территории Украины, позволит определить параметры траектории КА с точностью до единиц сантиметров в реальном, квазиреальном времени или при послесеансной обработке информации.

Расчеты также показали, что включение в систему «сеть КС—GNSS» даже одного низкоорбитального КА в роли орбитальной КС позволит значительно повысить точность определения параметров синхронизации сети КС и, соответственно, повысить точность эфемеридного обеспечения спутников GNSS даже при относительно небольших (до 1000 км) базовых расстояниях между КС, характерных для территории Украины.

В табл. 3 представлены результаты оценки точности определения координатно-временных параметров навигационных спутников в сети КС при использовании низкоорбитального КА и без него.

Представленные результаты свидетельствуют о существенном повышении точности оценки искомых параметров в сети за счет улучшения геометрических условий наблюдений. Представленный способ траекторных определений позволяет своев-

Таблица 3. Средние квадратичные отклонения оценки искомых параметров в сети КС дифференциальной подсистемы GNSS

Вариант сети КС ШДН	СКО оценки искомых параметров					
	координат спутников, м	СВС спутников, м	ухода ШВ спутников, м	скорости ухода ШВ спутников, м/с	расхождение ШВ КС, мм	скоростей расхождения ШВ КС, мм/с
без КА	1—24	0.61—10	7.5—22	4.2—14.8	8—27	4—14
с КА	0.32—6.3	0.3—3.7	3—6.8	1.17—4.22	1.1—3	1.2—3

ременно обнаружить КА, находящийся в зоне радиовидимости сети ШДН, и оперативно выдать целеуказания наземному центру контроля космического пространства для проведения сеансов управления на любом этапе полета КА. Это может быть реализовано при интеграции на информационном уровне дифференциальной подсистемы GNSS и наземного комплекса управления КА.

ВЫВОДЫ

Приведенные результаты показывают значимый потенциал предлагаемого способа определения параметров траектории низкоорбитальных КА. Достижение точности координатного обеспечения уровня 1—5 см при использовании геометрического метода траекторных определений (без привлечения модели движения КА) позволит значительно расширить спектр решаемых КА научных и специальных задач, а также существенно улучшить качество их решения.

Значимым потенциалом обладает использование низкоорбитальных КА в роли дополнительных КС сети ШДН, размещенной на сравнительно небольшой территории (базовые расстояния между КС не превышают 1000 км), когда за счет измерений на борту КА и передачи измерительной информации на ГКС, удастся улучшить геометрическую конфигурацию сети КС и с большей точностью (в два—шесть раз) оценить погрешности эфемеридных и частотно-временных параметров навигационных спутников. Соответственно, на ГКС сети может быть сформирована более точная корректирующая информация для компенсации указанных погрешностей в аппаратуре потребителей.

Для целей оперативного и точного управления национальными КА целесообразно осуществить интеграцию на информационном уровне дифференциальной подсистемы GNSS и наземного комплекса управления КА. Это может быть достигнуто при

доработке соответствующей наземной аппаратуры подсистемы GNSS и комплекса управления, а также бортовой аппаратуры КА.

Предлагаемый способ оценки параметров траектории низкоорбитальных КА, в части, касающейся использования КА в роли дополнительной навигационной точки, может рассматриваться в качестве альтернативного варианта реализации глобальной навигационной спутниковой системы нового поколения — GNSS-2.

1. Аверин С. В., Виноградов А. А., Иванов Н. Е., Салищев В. А. Адаптивный алгоритм комбинированного использования систем ГЛОНАСС и GPS в условиях частичного маскирования сигналов навигационных спутников // Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. Второй междунар. конф., Москва, 24—26 июня 1997 г. — М.: НТЦ «Интернавигация», 1997.—Т. 1.—С. 243—254.
2. Верещак А. П., Жалило А. А., Ноздрин И. Г., Флерко С. Н. Потенциальные возможности реализации широкой дифференциальной навигации по сигналам спутниковых радионавигационных систем GPS и ГЛОНАСС в Украине // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 56—61.
3. Верещак А. П., Пискорж В. В., Жалило А. А. и др. Концепция создания системы навигационного обеспечения Украины // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 46—55.
4. Жалило А. А., Кот А. А., Минервин И. Н. и др. Навигация космических аппаратов по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 69—73.
5. Иванов А. И., Романов Л. М. Полигонные навигационные измерения с использованием спутниковой радионавигационной системы NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 11.—С. 16—29.
6. Кампань П., Белон Б., Провензано Ж.-П. SCNS — новейшая низкзатратная концепция GNSS // Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. Второй междунар. конф., Москва, 24—26 июня 1997 г. — М.: НТЦ «Интернавигация», 1997.—Т. 1. 1997.—С. 144—157.
7. Коцаренко М. Я., Корепанов В. С., Ивченко В. М. Дослідження іоносферних провісників землетрусів (експеримент «Попередження») // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 96—99.
8. Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. Второй междунар. конф., Москва, 24—26 июня 1997 г. — М.: НТЦ «Интернавигация», 1997.—Т. 1.—254 с; Т. 2.—С. 255—489.
9. Хомяков Э. Н., Макаренко Б. И., Трикоз Д. В., Кашенко В. С. Возможности перспективной глобальной навигационно-связной спутниковой системы // Радиотехника.—1996.—№ 8.—С. 60—64.
10. Dennehy C. J., Kia T., Welch R. V. Attitude determination and control subsystem for the TOPEX satellite // AIAA guid. Navigation and control conf., Mineapolis, 15—17 August, 1988.—P. 655—665.
11. Dodson A., Baker H. The effect of tropospheric water vapor on GPS heights // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, October 23—25, 1998. — Vol. 1.—V-P-02.—P. 1—5.
12. Dodson A., Baker H., Elgerd G., Rius A., Rothacher M. The WAVEFRONT project on ground-based GPS water vapor estimation // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, October 23—25, 1998.—Vol. 1.—V-O-08.—P. 1—6.
13. Differential Satellite Navigational System // Proc. 5th Internat. Conf. on DSNS'96., St. Petersburg, Russia, May 20—24, 1996.—Vol. 1, 2.
14. Federal Radionavigation Plan 1996 // Department of Transportation and Department of Defense. — OMB N 0704-0188. — USA, 1996.—212 p.
15. Global Navigation Satellite Systems // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998.—Vol. 1—3.
16. ICAO GNSS DRAFT SARPS (GNSS standards and recommended practices). Ver. 4.0. — August 28, 1997.
17. Riley S., Aardoom E., Daly P. et al. A high-precision GPS/GLONASS/Inmarsat-3 receiver for differential space and terrestrial applications // 5th Inter. Conf. on DSNS. — St. Peterburg, Russia, 1996. — Vol. 1, paper N 4.
18. Ripley M., Cooper J., Daly P. Development of a dual-frequency GNSS receiver for radio occultation measurements // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998.—Vol. 2.—IX-O-05.—P. 1—6.
19. Tournier Th., Berthias J. P., Jayles C. et al. A precise on-board real time ephemeris and clock estimation for GNSS-2 concepts studied at CNES // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998.—Vol. 2. IX-O-12.—P. 1—3.
20. Vereshchak A. P., Piskorz V. V., Zhalilo A. A., et al. The navigation service concept and the possibilities of realization of GNSS-1 wide area differential subsystem in Ukraine // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998. — Vol. 1.—II-P-03.—P. 1—5.
21. Zhalilo A. A., Yakovchenko A. I. The realization technique and features of the GPS/GLONASS relative geodetic adjustment using float solution // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998. — Vol. 2. IX-P-02.—P. 1—5.

HIGH-PRECISION TRAJECTORY DETERMINATIONS OF LOW ORBITAL SPACE VEHICLES USING THE SIGNALS FROM THE GNSS GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM

A. A. Zhalilo, E. N. Khomyakov, S. N. Flerko, and K. F. Volokh

We propose and analyze several variants of organizing high-precision determination of low-orbital space vehicle trajectory parameters by the use of the GNSS global navigation satellite system. We also consider the peculiarities of realization and the accuracy of trajectory determination from the results of the joint processing of code and phase measurements made on board space vehicles and by the GNSS ground reference station network.