

А. Н. ЗАЛИЗНЮК, С. Н. КАРУТИН, В. В. МИТРИКАС,
И. О. СКАКУН

ВЫСОКОТОЧНОЕ НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

В работе рассмотрены методы высокоточного навигационного обеспечения космических геодезических комплексов. Предложена технология определения параметров орбит кинематическим и динамическим методами при использовании сигналов ГЛОНАСС. Впервые получены экспериментальные оценки погрешности определений положения на примере космических аппаратов «Гео-ИК-2» с остаточными невязками измерений глобальной сети квантово-оптических средств на уровне 0,06 м (СКП).

Ключевые слова: ГЛОНАСС, положение КА на орбите, квантово-оптическая система.

Введение

Наиболее жесткие требования к навигационному обеспечению космических аппаратов (КА) на низких орбитах (НО) предъявляются к космическим геодезическим комплексам. В 70-80-е годы, учитывая недостаток высокоточных измерений и несовершенство моделей их обработки, определение координатной основы и гравитационного поля выполнялось совместно с уточнением большого набора параметров на достаточно длительных интервалах. Благодаря глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС), реализуемым орбитальными группировками КА на средних орбитах, появилась принципиальная возможность декомпозиции этих задач, поскольку движение таких навигационных КА практически не зависит от гармоник выше 12-го порядка. Развитие международных сетей слежения за КА ГНСС и методов обработки их измерений привело к возникновению относительно дешевой технологии высокоточного определения координатной основы на поверхности Земли, а главное – позволило перенести эту основу в виде высокоточной апостериорной эфемеридно-временной информации (ЭВИ) КА ГНСС в космос. В результате решить задачу определения высокоточных орбит КА НО оказалось возможным без динамических моделей.

В настоящее время определение положения КА НО со среднеквадратической погрешностью (СКП) менее 0,06 м может выполняться с использованием:

Зализнюк Александр Николаевич. Генерал-майор, начальник Военно-топографического управления Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации.

Карутин Сергей Николаевич. Кандидат технических наук, генеральный конструктор системы ГЛОНАСС, ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (Московская обл., г. Королёв).

Митрикас Владимир Валериевич. Руководитель проекта, ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения».

Скакун Иван Олегович. Ведущий научный сотрудник, ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения».

ГНСС, доплеровской системы (DORIS) и квантово-оптических систем (КОС). Вместе с тем только ГНСС-измерения бортовой навигационной аппаратурой потребителя (НАП) позволяют получать кинематические траектории КА НО без привлечения данных о гравитационном поле, но главное – именно они позволяют получать наиболее точное положение КА самым доступным и наименее затратным способом.

В связи с этим для большинства зарубежных геодезических миссий финальные орбиты были получены по измерениям бортовой НАП системы GPS, а апробация результатов выполнялась с привлечением измерений КОС [1, 2, 3]. Развитие ГНСС, появление полноценных орбитальных группировок Galileo и BeiDou, совершенствование бортовой НАП и внедрение алгоритмов обработки измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) по фазе несущих колебаний с учетом целочисленного характера параметров их фазовой неоднозначности (ПФН) – все это позволит уменьшить погрешность определения положения КА НО до уровня менее 0,01 м (СКП) [4].

В основе методов высокоточного навигационного обеспечения лежит обработка ИТНП по несущим и огибающим колебаниям сигналов ГНСС. В состав уточняемых параметров входят ПФН ИТНП, величина расхождения шкалы времени КА и навигационной системы, а также параметры положения КА на орбите. Положение КА может быть задано как в виде параметров на каждый момент времени (полученные при таком подходе координаты КА на разные моменты времени далее будем называть «траекторией», а метод – «кинематическим») [5], так и в виде параметров модели движения КА (полученные при таком подходе координаты КА на разные моменты времени будем называть «орбитой», а метод – «динамическим») [6]. Первая параметризация позволяет исключить из рассмотрения модель гравитационного поля Земли (ГПЗ), и полученная траектория может быть использована для его уточнения, вторая – позволяет достигать наивысшей точности определения положения КА и может быть использована в условиях пропуска ГНСС-измерений.

Для оценки потенциально достижимой точности навигационного обеспечения космических геодезических комплексов [7] по ИТНП открытых сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением использовались данные КА «Гео-ИК-2» [8] на интервале в несколько месяцев. Было разработано экспериментальное программно-математическое обеспечение (ПМО) определения орбиты и кинематической траектории, учитывающее особенности КА. С использованием этого ПМО на интервале в несколько месяцев в результате обработки фазовых и кодовых измерений бортовой навигационной аппаратуры было получено несколько разных орбит и траекторий КА. Проведена также оценка точности финальной орбиты с использованием измерений глобальной сети квантово-оптических станций.

Первый раздел настоящей статьи посвящен технологии баллистико-навигационного обеспечения низкоорбитальных КА, во втором разделе приведено описание методов навигационного обеспечения низкоорбитальных КА, используемой модели измерений, процедуры оценивания неизвестных параметров и параметризации положения КА. В третьем разделе описана процедура и результаты экспериментального исследования рассмотренных методов и оценки потенциальной точности навигационного обеспечения космических геодезических комплексов по сигналам ГЛОНАСС. Представлено сравнение результатов различных методов между собой. В четвертом разделе приведены результаты анализа измерений лазерной локации спутников.

1. Технология баллистико-навигационного обеспечения низкоорбитальных КА

За последнее десятилетие в области средств и методов баллистико-навигационного обеспечения (БНО) низкоорбитальных КА произошли серьезные изменения. Развитие ГНСС позволило принципиально изменить подход к определению положения низкоорбитальных КА. Фактически источник координатной основы переместился с Земли на орбиту, тем самым обеспечив и глобальное покрытие, и более высокий уровень точности. Эффективность и рациональность данной технологии подтверждена многолетним успешным опытом других стран [9].

Реализация технологии высокоточного определения положения КА по измерениям сигналов ГНСС базируется на трех ключевых элементах:

- 1) высокоточных орбитах и поправках часов навигационных КА (ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou, QZSS и др.), которые задают необходимую высокоточную координатную основу для определения положения и поправок бортового синхронизирующего устройства КА;
- 2) двухчастотной (и более) бортовой НАП; ИТНП, генерируемые данной НАП, зависят, помимо прочего, от взаимного положения навигационных КА и приемной навигационной антенны, а также от разности шкал времени бортовых часов и часов навигационных КА;
- 3) ПМО определения положения КА, которое при известных положениях навигационных КА и показаниях их часов позволяет определить зависимые параметры ИТНП, в частности положение низкоорбитального КА и поправки бортовых часов.

Необходимо отметить, что определение положения низкоорбитальных КА возможно как по кодовым, так и по фазовым измерениям. Принципиальным отличием является итоговая погрешность определения координат. При обработке кодовых измерений возможно получение орбит с погрешностями порядка 1 м (СКП), а иногда и лучше. При этом в случае ГЛОНАСС для этого требуется калибровка бортовой НАП, которая может выполняться непосредственно в процессе летной эксплуатации. Фазовые измерения позволяют выполнять координатные определения с погрешностями менее 10 см.

Здесь и далее рассматриваются методы обработки фазовых измерений, поскольку только они могут гарантировать получение высокоточных (на уровне сантиметров и первых дециметров) орбит и траекторий низкоорбитальных КА.

2. Методы высокоточного навигационного обеспечения космических геодезических комплексов

В основе любой обработки измерительной информации лежит модель измерений. В случае обработки ИТНП по несущим и огибающим колебаниям сигналов ГНСС бортовой НАП модель измерений псевдодальности $P_{r,i}^s$ и псевдофазы $L_{r,i}^s$ для заданной пары приемник-спутник (r-s) на исходных частотах имеет следующий вид [10]:

$$\begin{aligned}
 P_{r,i}^s &= \rho_r^s(r_0) + I_{r,i}^s + cdt_r - cdt_i^s + b_{r,P}^s + \epsilon_{r,P}^s, \\
 L_{r,i}^s &= \rho_r^s(r_0) - I_{r,i}^s + cdt_r - cdt_i^s + b_{r,L}^s + \lambda_i^s N_{r,i}^s + \Delta\rho_{r,windup,L_i}^s + \phi_{0,r,L_i} + \epsilon_{r,L_i}^s, \\
 \lambda_i^s &= \frac{c}{f_i^s},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где ρ_r^s – геометрическая дальность с учетом вариаций фазовых центров приемной и излучающих антенн, приливных деформаций в теле Земли и гравитационной задержки; r_0 – вектор начальных условий КА; $I_{r,i}^s$ – ионосферная задержка распространения сигнала между спутником s и приемником r ; dt_r – смещение показаний часов навигационного приемника r относительно показаний часов системы; dt_i^s – смещение показаний часов спутника s относительно показаний часов системы с учетом релятивистской поправки, обусловленной эллиптичностью орбиты КА; $\Delta\rho_{r,\text{windup},L_i}^s$ – систематическое смещение измерений псевдофазы спутника s , связанное со взаимной ориентацией антенн спутника и навигационного приемника на частоте i ; f_i^s – частота несущего колебания спутника s с учетом литерной зависимости для КА ГЛОНАСС; ϕ_{0,r,L_i} – фаза начального колебания генератора приемника r на частоте i ; $b_{r,p}^s, b_{r,L_i}^s$ – систематические смещения в аппаратуре приемника r КА s кодовых и фазовых измерений на частоте i ; λ_i^s – длина волны несущей i ; $N_{r,i}^s$ – параметр фазовой неоднозначности на частоте i ; $\epsilon_{r,p}^s, \epsilon_{r,L_i}^s$ – погрешность измерений псевдодальности и псевдофазы спутника s в навигационном приемнике r на частоте i ; i – номер частотного диапазона; c – скорость света.

Неизвестными параметрами в выражении (1) являются смещение показаний бортовых часов dt_r , вектор состояния КА r_0 , от которого зависит геометрическая дальность ρ_r^s , фазовые неоднозначности $N_{r,i}^s$, систематические смещения в НАП $b_{r,p}^s, b_{r,L_i}^s$, фаза начального колебания ϕ_{0,r,L_i} и ионосферная задержка. Система уравнений, составленная на основе модели (1), будет вырожденной ввиду стопроцентной корреляции двух пар параметров: систематических смещений фазовых измерений с неоднозначностями и начальной фазы колебаний с поправками часов КА. Для преодоления вырожденности вводятся две замены переменных: $\tilde{N}_{r,i}^s = (b_{r,L_i}^s + \lambda_i^s N_{r,i}^s) / \lambda_i^s$ и $\tilde{dt}_r = (cdt_r + \phi_{0,r,L_i}) / c$. Обработывая фазовые измерения без учета целочисленного свойства параметров фазовой неоднозначности [11] при условии сравнительно низкого веса кодовых измерений относительно фазовых, систематическими смещениями кодовых измерений $b_{r,p}^s$ можно пренебречь и не включать в состав уточняемых параметров. Это приведет к росту остаточных невязок кодовых измерений и систематическому смещению оценки поправок часов КА на всем интервале обработки, но не повлечет за собой изменение оценки геометрических параметров. Для компенсации влияния ионосферы в обработке используется безионосферная кодовая и безионосферная фазовая комбинации двухчастотных измерений [12]. С учетом введенных замен переменных и исключения из рассмотрения систематических смещений кодовых измерений безионосферные комбинации кодовых и фазовых измерений будут иметь следующий вид:

$$P_{r,IF}^s = \frac{(f_1^s)^2 P_{r,1}^s - (f_2^s)^2 P_{r,2}^s}{(f_1^s)^2 - (f_2^s)^2} = \rho_r^s(r_0) + cd\tilde{t}_r - cdt_{IF}^s + \epsilon_{r,p,IF}^s, \quad (2)$$

$$L_{r,IF}^s = \frac{(f_1^s)^2 L_{r,1}^s - (f_2^s)^2 L_{r,2}^s}{(f_1^s)^2 - (f_2^s)^2} = \rho_r^s(r_0) + cd\tilde{t}_r - cdt_{IF}^s + \lambda_{IF}^s \tilde{N}_{r,IF}^s + \Delta\rho_{r,\text{windup},L_{IF}}^s + \epsilon_{r,L_{IF}}^s.$$

Таким образом, неизвестными параметрами в выражении (2) являются смещения показаний бортовых часов $d\tilde{t}_r$, вектор состояния КА r_0 и фазовые неоднозначности $\tilde{N}_{r,IF}^s$. Для оценки данных параметров на всем интервале решения формируется система нелинейных уравнений, которая линеаризуется в окрестности априорной орбиты КА. Для вычисления априорной орбиты КА решается система дифференциальных уравнений движения второго порядка численным методом с учетом ряда возмущающих факторов. В частности, учитываются несферичность ГПЗ, притяжение Луны и планет Солнечной системы, влияние приливообразующего потенциала, полюсной прилив, релятивистские эффекты и пр. В целом, учитываемые смещения соответствуют рекомендациям Международной службы вращения Земли (IERS) [13]. Линеаризованная система уравнений решается взвешенным методом наименьших квадратов (МНК). Матрица весовых коэффициентов формируется с учетом азимута и возвышения КА и соотношения «сигнал–шум» соответствующих измерений.

В основе сформированной системы уравнений лежит вектор уточняемых параметров. За счет варьирования его состава можно в значительной степени изменять свойства результирующего решения. В зависимости от параметризации положения КА, входящего в состав неизвестных параметров, разделяют два метода навигации: кинематический и динамический.

В кинематическом методе положение КА определяется на каждую эпоху измерений, то есть фактически вектор состояния КА r_0 в выражении (1) является стохастической величиной и определяется на каждую эпоху. Результатом уточнения является траектория движения КА. Безусловное преимущество данного метода – его независимость от геодинимических моделей, в частности от ГПЗ, что позволяет решать обратную задачу, то есть по полученной высокоточной траектории движения КА строить модели атмосферы, ГПЗ и пр. При этом данный подход предъявляет высокие требования к количеству и качеству измерительной информации.

В динамическом методе, напротив, положение КА описывается небольшим числом параметров, куда, в частности, входят: вектор начальных условий, параметры модели эмпирических ускорений и псевдостохастические параметры. Результатом уточнения является орбита КА, заданная какой-то моделью. Положение КА на заданный момент времени вычисляется путем численного интегрирования уравнений движения с учетом заданных параметров модели движения КА. В отличие от кинематического метода в основе динамического метода лежит знание геодинимических моделей, что позволяет сделать решение задачи более устойчивым к недостатку измерений.

С учетом сравнительно небольшого числа наблюдаемых КА ГЛОНАСС в динамическом методе предлагается использовать единую витковую модель эмпирических ускорений на всем интервале решения и вводить псевдоимпульсы в состав уточняемых параметров КА с высотой орбиты ~ 1000 км не чаще, чем один раз в три часа.

Кроме того, в состав уточняемых параметров в обоих методах входят ПФН всех используемых в решении сеансов и поправки бортовых часов КА на каждую эпоху измерений. Так, для суточного интервала решения при шаге измерений 10 с число ПФН составляет несколько сотен, число поправок часов – 8640, число параметров положения КА в динамическом методе – 30-40, в кинематическом – 25920. Таким образом, общее число уточняемых параметров составляет от 9 до 35 тысяч в зависимости от метода.

3. Экспериментальная отработка

Для отработки рассмотренной технологии и оценки потенциально достижимой точности навигационного обеспечения космических геодезических комплексов по ИТНП сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением использовались данные КА «Гео-ИК-2» (рис. 1), на борту которого установлены НАП, формирующая измерения открытых сигналов ГЛОНАСС в двух частотных диапазонах, и лазерный ретрорефлектор.

Технология определения траекторий движения низкоорбитальных КА с точностью на уровне первых единиц сантиметров по измерениям GPS была отработана в Информационно-аналитическом центре координатно-временного и навигационного обеспечения ЦНИИ МАШ (ИАЦ КВНО) с использованием данных GRACE и GOCE [14].



Рис. 1. Внешний облик КА «Гео-ИК-2»

В качестве исходных данных в настоящей работе использованы навигационные двухчастотные измерения КА ГЛОНАСС на интервале с 1 октября 2017 по 8 февраля 2018 года, данные о выносе фазовых центров антенны в частотных диапазонах ГЛОНАСС L1 и L2, а также высокоточная ЭВИ, рассчитанная в ИАЦ КВНО в рамках эксплуатации системы контроля и подтверждения характеристик ГЛОНАСС (СКПХ) 1-й очереди.

Обработка осуществлялась на суточных интервалах. Для каждого суток измерений выполнялась следующая последовательность действий:

- 1) обработка кодовых измерений и кинематическим и динамическим методами, в результате которой формировались файлы ориентации КА на каждую эпоху измерений и файлы положения КА (кодовая орбита и траектория);
- 2) предварительная обработка фазовых измерений с использованием кодовой орбиты и данных об ориентации, в ходе которой проводились детектирование и восстановление срывов слежения за фазой несущей и фильтрация измерений с повышенной погрешностью; предобработанные измерения записывались в соответствующие файлы;
- 3) обработка фазовых измерений, прошедших предварительную обработку, кинематическим и динамическим методами; в результате получалась фазовая орбита и фазовая траектория.

На основе остаточных невязок кодовых измерений в безионосферной комбинации на суточных интервалах оценивались систематические смещения кодовых измерений. Полученные значения приведены на рис. 2.

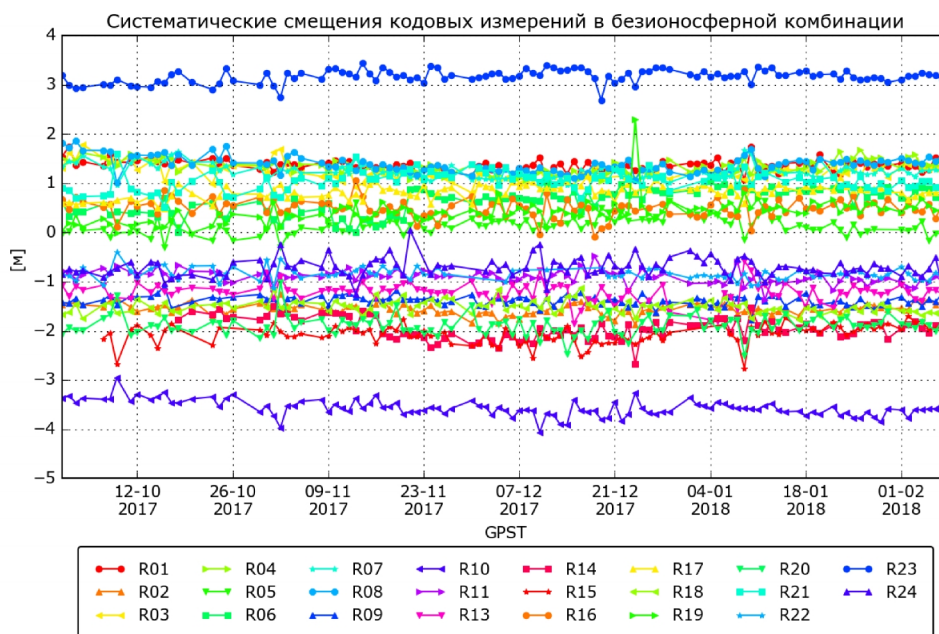


Рис. 2. Значения систематических смещений кодовых измерений в безионосферной комбинации на всем интервале измерений

Т а б л и ц а

Значения систематических смещений кодовых измерений в безионосферной комбинации КА ГЛОНАСС, которые использовались в обработке

КА	МО, м	СКО, м	КА	МО, м	СКО, м
R06	0,64	0,25	R10	-3,57	0,16
R19	0,41	0,24	R07	1,24	0,15
R14	-1,94	0,21	R23	3,17	0,14
R15	-2,06	0,21	R04	1,33	0,14
R20	-1,89	0,20	R17	0,83	0,14
R24	-0,71	0,19	R18	-1,51	0,13
R21	1,05	0,19	R11	-0,89	0,13
R16	0,50	0,19	R22	-0,83	0,12
R13	-1,21	0,18	R01	1,36	0,11
R05	0,14	0,17	R02	-1,55	0,11
R08	1,38	0,17	R09	-1,38	0,10
R03	1,23	0,16			

Значения, представленные на рис. 2, получены относительно ЭВИ ИАЦ КВНО (то есть при их использовании совместно с ЭВИ ИАЦ КВНО кодовые невязки будут минимизированы). Видно, что эти значения являются постоянными.

ными с дециметровой погрешностью. Использование данных систематических смещений позволяет значительно снизить погрешность определения положения КА по кодовым измерениям. Далее в обработке использовались усредненные на всем интервале значения, приведенные в таблице, где МО – математическое ожидание значений на всем интервале по каждому КА, СКО – среднеквадратическое отклонение систематического смещения от среднего по каждому КА (строки в таблице отсортированы по уменьшению СКО).

Для оценки погрешности кодовой траектории в качестве эталона использовалась фазовая орбита. Фактически на каждых сутках считалась СКП расстояния между кодовой траекторией и фазовой орбитой. Результаты сравнения представлены на рис. 3. Каждой точке на графике соответствует суточный интервал.

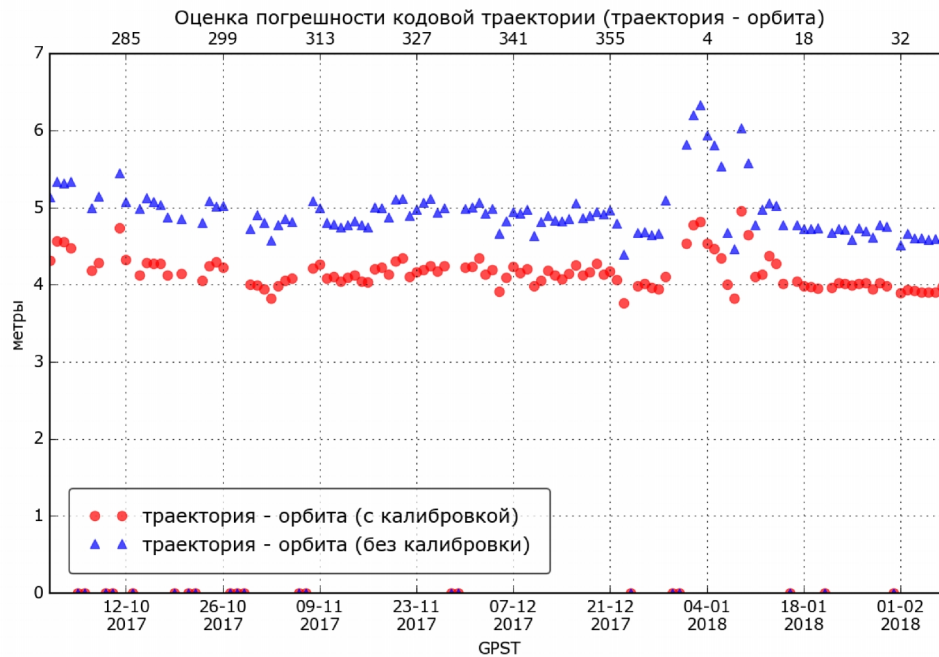


Рис. 3. СКП расстояния между кодовой траекторией и фазовой орбитой на суточных интервалах

Из рис. 3 можно сделать вывод, что точность кодовой траектории (одномоментного определения координат КА) стабильна за исключением трехнедельного интервала в районе 4 января и находится на уровне ~5,0 м (СКП) без учета систематических погрешностей кодовых измерений и ~4,0 м – с их учетом. Иными словами, калибровка НАП (учет систематических погрешностей) позволяет повысить стабильность и точность кодовой траектории в среднем для всего интервала на 1 м.

Для оценки погрешности кодовой орбиты в качестве эталона также использовалась фазовая орбита. Аналогично оценке кодовой траектории на каждых сутках считалась СКП расстояния между кодовой и фазовой орбитами. Результаты сравнения представлены на рис. 4. Каждой точке на графике соответствует суточный интервал.

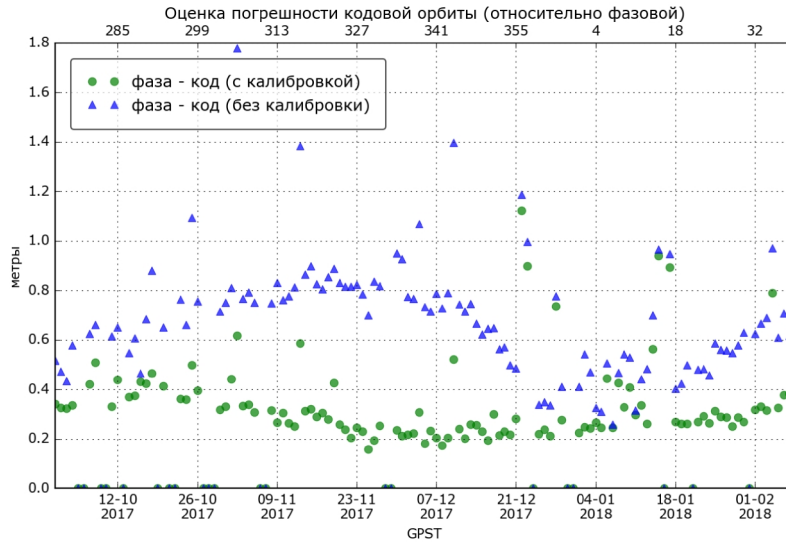


Рис. 4. СКП расстояния между кодовой и фазовой орбитами на суточных интервалах

С учетом значений, приведенных на рис. 4, можно утверждать, что погрешность кодовой орбиты (принимая во внимание систематические смещения) относительно фазовой стабильна и находится на уровне $\sim 0,2-0,5$ м (СКП), то есть калибровка позволяет повысить устойчивость и точность кодовой орбиты на $0,2-0,6$ м.

Для оценки погрешности фазовых траектории и орбиты проводилось их сравнение между собой. Как и ранее, на каждом сутках рассчитывалась СКП взаимного расстояния. Учитывались только фазовые траектории, полученные на интервалах не менее 15 мин без учета геометрического фактора. Результаты сравнения представлены на рис. 5, где каждой точке на графике соответствует суточный интервал. Пример проекции расстояния между траекторией и орбитой на оси орбитальной системы координат на интервале 22 ч приведен на рис. 6. СКП разности орбиты и траектории по каждой оси составляет $\sim 0,10$ м.



Рис. 5. СКП расстояния между фазовыми траекторией и орбитой на суточных интервалах

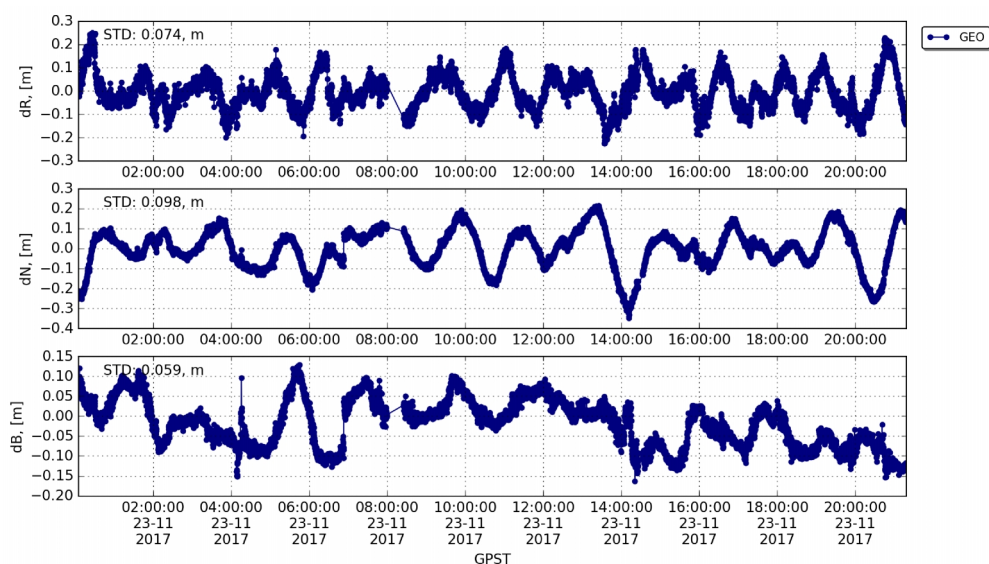


Рис. 6. Расстояние между фазовой траекторией и орбитой в орбитальной системе координат на суточном интервале 23 ноября 2017 г.

По полученным данным (рис. 5, 6) можно сделать вывод, что погрешность фазовой орбиты стабильна и находится на уровне $\sim 0,1-0,3$ м с точностью до систематической привязки к центру масс КА.

4. Анализ лазерных дальномерных измерений

Для независимой оценки точности полученных по кодовым и фазовым измерениям орбит проводился анализ остаточных невязок измерений КОС. На всем интервале доступности орбиты КА «Гео-ИК-2» было проведено 809 сеансов измерений КОС сетью из 24 станций (рис. 7).

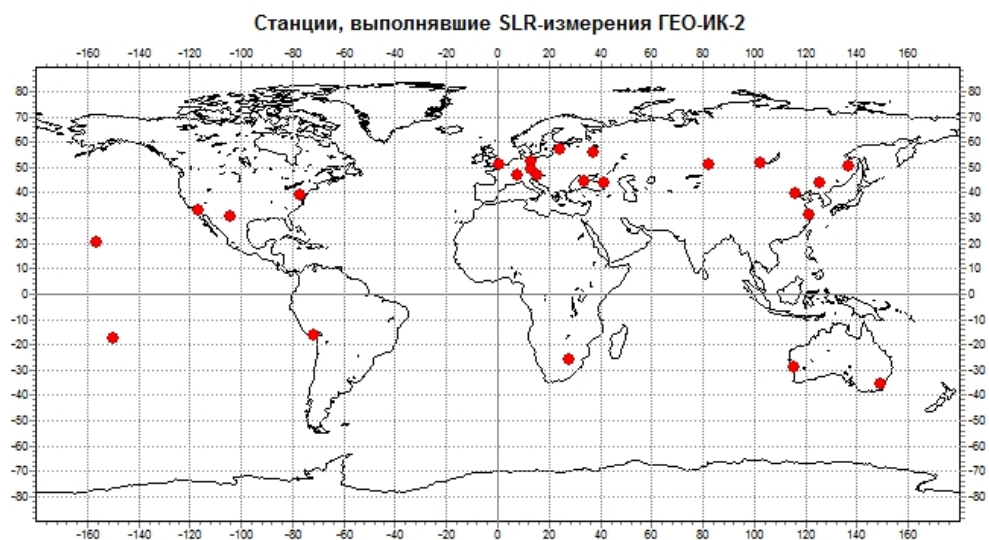


Рис. 7. Станции Международной службы лазерной локации (ILRS), проводившие измерения по КА «Гео-ИК-2»

Для исключения ошибок привязки к центру масс КА фазовых центров навигационных антенн и панели уголкового отражателя было уточнена поправка за центр масс КА «Гео-ИК-2» для измерений КОС, в результате которого смещение относительно номинальных координат составило $\sim 0,03$ м. Для каждого сеанса лазерных измерений находилось математическое ожидание остаточных невязок относительно фазовой орбиты по измерениям ГЛОНАСС. Временной ряд полученных значений приведен на рис. 8.

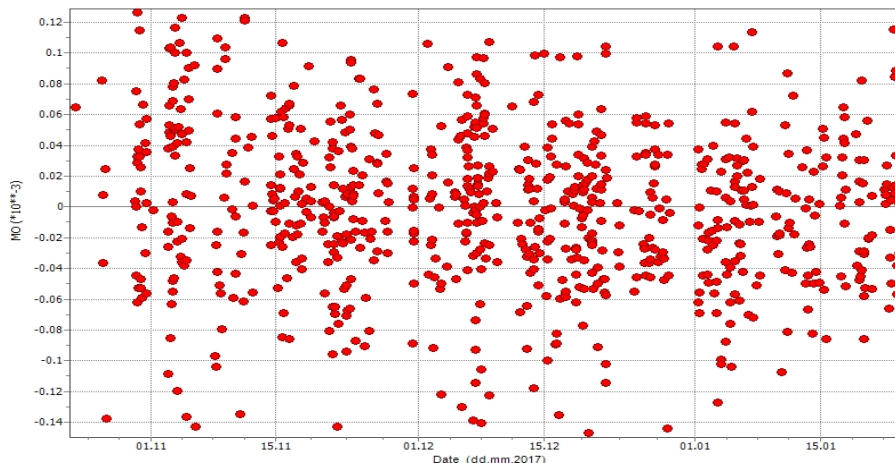


Рис. 8. Математическое ожидание остаточных невязок сеансов измерений КОС

Значения, представленные на рис. 8, позволяют утверждать, что фазовая орбита согласуется с измерениями КОС с погрешностью не хуже $0,063$ м (СКО) на всем интервале измерений ГЛОНАСС. Для кодовой орбиты аналогичное значение составляет $0,158$ м.

Учитывая, что на интервале измерений КА находился на этапе летных испытаний и наблюдались перерывы в измерениях, полученные в данном экспериментальном исследовании результаты являются предварительными.

Выводы

Аппаратно-программные средства СКПХ ГЛОНАСС 1-го этапа, созданные ФГУП ЦНИИмаш, позволяют осуществлять БНО КА НО (включая геодезические КА), оборудованных НАП ГЛОНАСС, с погрешностью $0,063$ м (СКП).

Разработанная технология обработки измерений позволила получить орбиту КА «Гео-ИК-2» кинематическим и динамическим методами практически на всем 120-суточном интервале измерений. При этом динамическая орбита оказалась доступной даже при отсутствии одновременных измерений как минимум четырех КА ГЛОНАСС.

Полученная по фазовым измерениям орбита позволила подтвердить устойчивость систематических смещений кодовых измерений бортовой НАП во времени. Проведенная калибровка измерений бортовой НАП относительно ЭВИ СКПХ 1-й очереди позволила повысить точность кодовой траектории с 5 до 4 м, а точность кодовой орбиты – с $0,3-0,9$ до $0,2-0,5$ м (СКП). Таким образом, экспериментально показано, что ГЛОНАСС принципиально может обеспечить достижение субметрового уровня точности орбиты в режиме реального времени при условии доставки высокоточной ЭВИ даже без использования измерений фазы несущей.

Впервые представлены модель измерений, процедура формирования системы уравнений и параметризация модели движения КА «Гео-ИК-2», позволяющие получить усредненную по 24-м глобально распределенным станциям СКП остаточных невязок измерений КОС для фазовой орбиты на уровне $\sim 0,06$ м, для кодовой – $0,15$ м. В то же время точность орбиты в большой степени определяется количеством и качеством доступной измерительной информации, а также числом КА ГЛОНАСС, излучающих сигналы в обоих диапазонах. В связи с этим повышение точности в первую очередь связано с увеличением числа навигационных КА, в том числе за счет других ГНСС.

Переход к сигналам ГЛОНАСС с кодовым разделением, а также развертывание высокоорбитального космического комплекса позволяет решить задачу высокоточного навигационного обеспечения не только апостериорно для КА космических геодезических комплексов, но и в режиме реального времени для КА дистанционного зондирования Земли.

Благодарность

Авторы выражают благодарность Международной службе лазерной локации за проведение активной кампании наблюдения КА «Гео-ИК-2».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Jäggi, A., Hugentobler, U., Bock, H., и Beutler, G.**, Precise orbit determination for GRACE using undifferenced or doubly differenced GPS data», *Adv. Space Res.*, 2007, vol. 39, no. 10, pp. 1612–1619.
2. **Bock, H., Jäggi, A., Švehla, D., Beutler, G., Hugentobler, U., и Visser, P.**, Precise orbit determination for the GOCE satellite using GPS», *Adv. Space Res.*, 2007, vol. 39, no. 10, pp. 1638–1647.
3. **Haines, B., Bar-Sever, Y., Bertiger, W., Desai, S., and Willis, P.**, One-Centimeter Orbit Determination for Jason-1: New GPS-Based Strategies», *Mar. Geod.*, 2004, vol. 27, no. 1–2, pp. 299–318.
4. **Schaer, S.**, New ambiguity-fixed IGS clock analysis products at CODE, 2018, p. 54.
5. **Anderle, R.J.**, Point positioning concept using precise ephemeris», 1977, vol. 1, pp. 47–75.
6. **Wu, S.C., Yunck, T.P., and Thornton, C.L.**, Reduced-dynamic technique for precise orbit determination of low earth satellites», *J. Guid. Control Dyn.*, 1991, vol. 14, pp. 24–30.
7. **Косенко В.Е.** Комплексные исследования по обоснованию путей создания, принципов построения, определению проектного облика космической системы глобального геодезического мониторинга // Альманах современной метрологии. 2015. Вып. 3. С. 9–20.
8. **Гео-ИК-2** [Онлайн]. URL: <https://www.iss-reshetnev.ru/projects/geodesy/project-geo-ik-2>. [Просмотрено: 19 сент. 2018].
9. **Bar-Sever, Y., Young, L., Stocklin, F., and Rush, J.**, NASA's Global Differential GPS System and the TDRSS Augmentation Service for Satellites, 2004, p. 8.
10. **Поваляев А.А.** Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008.
11. **Скакун И.О., Митрикас В.В.** Сравнение шкал времени методом Common View по измерениям НКА ГЛОНАСС с учетом целочисленного свойства фазовых неоднозначностей // Гироскопия и навигация. 2017. Т. 25. № 4 (99). Р. 95–107.
12. **Перов А.И., Харисов В.Н.** ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. Москва: Радиотехника, 2010.
13. **Petit, G. and Luzum, B. (eds.)**, IERS Conventions, *IERS Technical Note*, 2010, no. 36, p. 179.
14. **Митрикас В.В., Скакун И.О., Янишевский В.В.**, Прецизионное уточнение траекторий движения низкоорбитальных КА по измерениям ГНСС с использованием данных ИАЦ КВНО // 6-я Всероссийская конференция с международным участием «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение». Санкт-Петербург, 2015.

Zaliznyuk, A.N. (Military Survey Directorate of the General Staff of the Russian Federation Armed Forces, Moscow, Russia), **Karutin, S.N., Mitrikas, V.V., and Skakun, I.O.** (Central Research Institute of Mechanical Engineering (TSNIIMash), FSUE, Korolev, Moscow Region, Russia) GLONASS-Aided High-Precision Navigation of Space Geodetic Systems, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2019, vol. 27, no. 3 (106), pp. 18–30.

Abstract. The paper considers the methods of high-precision navigation of space geodetic systems. A technology of determining the orbit parameters by kinematic and dynamic methods using GLONASS signals is proposed. It is for the first time that experimental estimates of position errors have been obtained in a study case of Geo-IK-2 spacecraft, with the measurement residuals of the global quantum-optical network being at the level of 0.06 m (RMS).

Key words: GLONASS, quantum-optical system, spacecraft position.

REFERENCES

1. **Jäggi, A., Hugentobler, U., Bock, H. and Beutler, G.**, Precise orbit determination for GRACE using undifferenced or doubly differenced GPS data, *Advances in Space Research*, 2007, vol. 39, no. 10, pp. 1612–1619.
2. **Bock, H., Jäggi, A., Švehla, D., Beutler, G., Hugentobler, U. and Visser, P.**, Precise orbit determination for the GOCE satellite using GPS, *Advances in Space Research*, 2007, vol. 39, no. 10, pp. 1638–1647.
3. **Haines, B., Bar-Sever, Y., Bertiger, W., Desai, S. and Willis, P.**, One-centimeter orbit determination for Jason-1: New GPS-based strategies, *Marine Geodesy*, 2004, vol. 27, no. 1–2, pp. 299–318.
4. **Schaer, S. et al.**, New ambiguity-fixed IGS clock analysis products at CODE, *Proc. IGS Workshop*, 2018, p. 54.
5. **Anderle, R.J.**, Point positioning concept using precise ephemeris. Satellite Doppler positioning, *Proc. International Geodetic Symposium*, 1976, vol. 1, pp. 47–76.
6. **Wu, S.C., Yunck, T.P. and Thornton, C.L.**, Reduced-dynamic technique for precise orbit determination of low earth satellites, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1991, vol. 14, pp. 24–30.
7. **Kosenko, V.E.**, Comprehensive studies into justification of development options, construction principles, and determining the design of a space system for global geodetic monitoring, *Al'manakh sovremennoi metrologii*, 2015, no. 3, pp. 9–20.
8. **GEO-IK-2**, <https://www.iss-reshetnev.ru/projects/geodesy/project-geo-ik-2>. Cited September 19, 2018.
9. **Bar-Sever, Y., Young, L., Stocklin, F. and Rush, J.**, The NASA global differential GPS system (GDGPS) and The TDRSS Augmentation Service for Satellites (TASS), *ESA 2nd Workshop on Navigation User Equipment*, 2004.
10. **Povalyaev, A.A.**, *Sputnikovye radionavigatsionnye sistemy: vremya, pokazaniya chasov, formirovanie izmerenii i opredelenie odnositel'nykh koordinat* (Satellite Radio Navigation Systems: Time, Clock Readings, Forming of Measurements and Determination of Relative Coordinates), Moscow: Radiotekhnika, 2008.
11. **Skakun, I.O. and Mitrikas, V.V.**, Comparison of time scales by the common-view method using GLONASS measurements and taking into account the integer property of phase ambiguities, *Gyroscopy and Navigation*, 2018, vol. 9, no. 2, pp. 138–146.
12. **Perov, A.I. and Kharisov, V.N.**, *GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya* (GLONASS. Construction and Function Principles), Moscow: Radiotekhnika, 2010.
13. **Petit, G. and Luzum, B. (Eds.)**, IERS Conventions, *IERS Technical Note*, 2010, no. 36, p. 179.
14. **Mitrikas, V.V., Skakun, I.O. and Yanishevskii, V.V.**, Precise refinement of motion trajectories of low-orbit spacecraft based on GNSS measurements, using the data of IAC PNT, *Proc. 6th All-Russian Conference with International Participants "Fundamental and Applied Positioning, Navigation and Time Support"*, St. Petersburg, 2015.

Материал поступил 12.03.2019