

УДК 629.783 EDN LKEQLL

Особенности навигационно-баллистического обеспечения бортовой аппаратуры спутниковой навигации геостационарных космических аппаратов

С. В. Воронетский, contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. В. Зайчиков, zaychikov.av@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Аппаратура спутниковой навигации геостационарных космических аппаратов не позволяет получить одномоментное решение навигационной задачи с приемлемой точностью. Эфемеридное обеспечение таких космических аппаратов осуществляется с использованием статистических методов решения баллистических задач. Сформулированы подходы к реализации встраиваемого навигационно-баллистического программного обеспечения и предложены перспективные направления его развития для повышения автономности космических аппаратов на геостационарной орбите.

Ключевые слова: космические аппараты, навигационно-баллистическое обеспечение, геостационарная орбита, параметры движения

Для цитирования: Воронетский С. В., Зайчиков А. В. Особенности навигационно-баллистического обеспечения бортовой аппаратуры спутниковой навигации геостационарных космических аппаратов. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*. 2025. Т. 12. № 2. С. 52–62.

Features of Navigation and Ballistic Support of Onboard Satellite Navigation Equipment of Geostationary Spacecraft

S. V. Voronetsky, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

A. V. Zaichikov, zaychikov.av@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. Satellite navigation equipment of geostationary spacecraft does not allow obtaining a one-step solution of the navigation task with an acceptable accuracy. Ephemeris support of such spacecraft is carried out using statistical methods for solving ballistic tasks. The approaches to the implementation of the embedded navigation and ballistic software are formulated and promising directions of its development are proposed to improve the autonomy of spacecraft in a geostationary orbit.

Keywords: spacecraft, navigation and ballistic software, geostationary orbit, motion parameters

For citation: Voronetsky S. V., Zaichikov A. V. Features of Navigation and Ballistic Support of Onboard Satellite Navigation Equipment of Geostationary Spacecraft. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2025. Vol. 12. No. 2. P. 52–62. (in Russian)

Введение

Одной из актуальных тенденций совершенствования спутниковых систем на геостационарных орбитах является повышение требований к точности определения и уточнения параметров движения (далее — ПД) входящих в их состав космических аппаратов (далее — КА). Под ПД КА подразумеваются координаты и скорости центра масс (далее — ЦМ) КА в геоцентрической системе координат (далее — ГСК). Самым доступным способом координатного обеспечения геостационарных космических аппаратов (далее — ГКА) является использование средств спутниковой навигации. В отличие от КА, на низких и высокоэллиптических орбитах ГКА не попадают в область непрерывного радионавигационного поля Глобальных навигационных спутниковых систем (далее — ГНСС), составляющую около 2000 км над поверхностью Земли, поэтому для ГКА требуются особые технологии навигационно-баллистического обеспечения (далее — НБО).

Согласно [1] геостационарная орбита (далее — ГСО) располагается в высокоорбитальной космической зоне обслуживания. Таким образом, ГКА осуществляют прием навигационных сигналов от навигационных космических аппаратов (далее — НКА), расположенных по другую сторону от Земли. Этим обусловлено отсутствие непрерывного радионавигационного поля на высотах ГСО (около 36 000 км). Суммарная продолжительность единовременного наблюдения за не менее чем четырьмя НКА с высот ГСО составляет не более 10,5 часов. При этом единовременное наблюдение более чем за шестью НКА с ГСО наблюдается лишь раз за сутки. Формально такого числа наблюдаемых НКА достаточно для решения аппаратурой спутниковой навигации (далее — АСН) навигационной задачи по одномоментным навигационным определениям на больших интервалах времени. Однако из-за указанных особенностей взаимного расположения КА конфигурация спутникового созвездия НКА является неоптимальной для навигационных измерений. Навигационные измерения считаются нецелесообразными при значении геометрического фактора более 8 [2], однако в случае с ГКА значение геометрического фактора редко понижается меньше 100, а в моменте может

превышать 500, что в свою очередь резко увеличивает ошибки одномоментного определения местоположения (до 7 км).

Кроме того, расположение НКА и ГКА по разные стороны от Земли увеличивает длину траектории сигнала через ионосферу Земли, вследствие чего увеличивается влияние ионосферы на измерения.

Все вышеперечисленные факторы позволяют сделать вывод о нецелесообразности решения задачи координатного обеспечения ГКА традиционным методом определения ПД по одномоментной выборке измерительной информации (далее — ИИ). В материалах данной статьи рассмотрена возможность решения навигационной задачи прогнозированием ПД ЦМ ГКА с использованием математической модели движения (далее — ММД) с уточненными по накопленной выборке ИИ начальными условиями (далее — НУ). Оценка предложенного метода осуществлялась на основе результатов моделирования НБО АСН.

Моделирование НБО АСН ГКА осуществлялось в несколько этапов. В первую очередь был выбран ГКА, для которого было возможно смоделировать ИИ, используя рассчитанную и доступную в открытых источниках эфемеридную информацию (далее — ЭИ) высокой точности. Затем моделировалась ИИ и формировались файлы формата RINEX [3], содержащие измерения псевдодалности и псевдофазы для одночастотной бортовой навигационной аппаратуры потребителя (далее — НАП) ГКА. Следующим этапом непосредственно в результате решения навигационной задачи рассчитывались эфемериды ГКА. Оценка результатов осуществлялась по невязкам полученных эфемерид ГКА и «эталонной» орбиты ГКА. Моделирование было проведено с использованием разработанного в АО «Российские космические системы» специального программного обеспечения.

Отечественными исследователями проводились работы в данной области, результаты их исследований изложены в [4–7]. Отличительной особенностью настоящего исследования является применение моделирования навигационных измерений с использованием высокоточных траекторий существующих геостационарных космических аппаратов.

Моделирование измерительной информации

Для моделирования НБО АСН был выбран ГКА BDS-2 GEO-8 из спутниковой группировки BeiDou. Выбор данного ГКА обоснован наличием у него «эталонной» орбиты, полученной Потсдамским центром имени Гельмгольца и представленной ЭИ в формате SP3 [8], а также лазерно-дальномерных измерений, что позволило осуществить контроль точности «эталонной» орбиты. Среднеквадратическое отклонение (далее — СКО) невязок лазерно-дальномерных измерений и их расчетных аналогов по «эталонной» орбите на интервале в три недели составило 16,9 см. Для моделирования был выбран интервал со 2 по 15 октября 2024 г., поскольку в него не попадают периоды коррекции орбиты GEO-8, а также периоды с отсутствием данных.

Для АСН ГКА BDS-2 GEO-8 проводилось моделирование измеренных по псевдодальномерному коду псевдодальностей в частотном диапазоне L1. Математическая модель траекторных измерений представляет собой следующую зависимость:

$$P = D + I + D_{\text{rot}} - \Delta E^{\text{НКА}} - \Delta E^{\text{ГКА}} + \Delta D_{\text{grav}} - c(\Delta t_{\text{АСН}} - \Delta t_{\text{НКА}}) + \varepsilon_p,$$

где I — задержка сигнала, обусловленная влиянием ионосферы; ΔD_{rot} — поправка на вращение Земли (вращение системы координат) за время распространения сигнала; $\Delta E^{\text{НКА}}$ — поправка на вынос фазового центра (далее — ФЦ) антенны НКА относительно ЦМ НКА; $\Delta E^{\text{ГКА}}$ — поправка на вынос ФЦ приемной антенны АСН относительно ЦМ ГКА; ΔD_{grav} — релятивистская поправка на эффект Шапиро; $\Delta t_{\text{НКА}}$ — уход шкалы времени (далее — ШВ) НКА ГНСС; $\Delta t_{\text{АСН}}$ — уход ШВ АСН ГКА; c — скорость света в вакууме; ε_p — шумовые ошибки измерений псевдодальности.

Учет влияния ионосферы осуществлялся с использованием модели IRI-2016, а в качестве модели случайного шума ε_p принималась модель нормального (гауссовского) распределения случайной величины с заданным СКО.

Исходными данными для моделирования ИИ АСН являлись ЭИ ГКА («эталонная орбита»), частотно-временная информация (далее — ЧВИ) ГКА, высокоточная эфемеридно-временная информация (далее — ЭВИ) НКА ГНСС, высокоточная ЧВИ НКА ГНСС, редуцированные поправки на выносы передающих антенн НКА ГНСС относительно ЦМ НКА, параметры вариаций положения ФЦ передающей антенны НКА ГНСС в зависимости от направления на приемную антенну НАП ГКА, редуцированные поправки на вынос относительно ЦМ ГКА и направление приемной антенны АСН, параметры вращения Земли (далее — ПВЗ), данные коррекций ШВ UTC, параметры солнечной активности и геомагнитной возмущенности, коэффициенты полиномов для расчета положения Луны и Солнца, коэффициенты моделей магнитного поля Земли и ионосферы.

Результатом моделирования являлась ИИ АСН в формате RINEX 3.0. Невязки смоделированных безразностных кодовых измерений и их расчетных аналогов на суточном интервале представлены на рис. 1.

Выбросы, представленные на рис. 1, возникают за счет ионосферной задержки. Использование двухчастотной НАП для компенсации влияния ионосферы в условиях ГСО неоправданно, поскольку обеспечение точности орбиты ГКА до нескольких метров нецелесообразно, а ограничения по массе и объему оборудования для ГКА строго регламентированы.

Обоснование ММД ГКА

В дальнейшем моделировании НБО АСН при решении навигационной задачи использовалась ММД ГКА. ММД предназначена для расчета прогнозируемого движения ГКА в фазовом пространстве, однозначно определяющем координатные и скоростные параметры ГКА от времени. В ММД ЦМ ГКА таким фазовым пространством в векторном представлении является 6-мерная вектор-функция $\mathbf{r}(t)$ от времени t , составляющими которой являются независимые оскулирующие параметры орбиты ГКА.

Определение искомого вектора $\mathbf{r}(t)$ осуществляется численным интегрированием соответ-

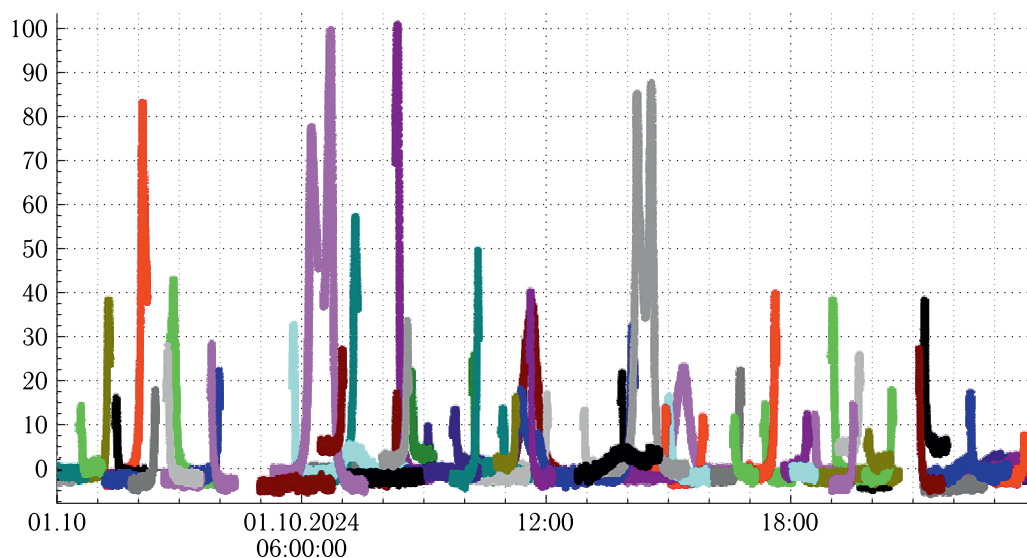


Рис. 1. Невязки смоделированных безразностных кодовых измерений и их расчетных аналогов на суточном интервале

Fig. 1. Residuals of the modeled zero-difference code measurements and their calculated analogs on a daily interval

вующей системы дифференциальных уравнений (далее — СДУ) при известных:

- начальных условиях — значениях вектора $\mathbf{r}(t_0)$ на некоторый начальный фиксированный момент времени t_0 ;
- постоянных и динамических параметрах, используемых при моделировании возмущающих движение ГКА факторов;
- параметрах выбранного метода численного интегрирования СДУ ММД ЦМ ГКА.

В общем случае для соответствия ММД реальному движению ГКА должен моделироваться весь спектр возмущений, представленных в табл. 1.

Еще одним фактором, учитываемым в ММД, являлось использование ПВЗ, а конкретно координат мгновенного полюса Земли, при переходах между системами координат. Отсутствие значений угловых координат мгновенного полюса Земли x_p и y_p приводит к незначительной ошибке при расчете гравитационных возмущений, однако исключение матрицы движения полюса из преобразования ГСК-ИСК J2000 для ГКА приводит к ошибкам в положении ГКА, достигающим нескольких десятков метров.

На рис. 2 представлена зависимость изменения координат (ΔX , ΔY , ΔZ) от долготы точки стояния ГКА BDS-2 GEO-8 при преобразовании поло-

жения ГКА из мгновенной в среднюю гринвичскую ГСК. Матрица движения полюса рассчитывалась на 01.10.2024 для значений $x_p = 0,226492''$ и $y_p = 0,406222''$. Из рис. 2 следует, что указанное преобразование практически не влияет на изменение координат X и Y (максимальные значения для ΔX и $\Delta Y \approx 0,1$ мм) и существенно влияет на Z (максимальное значение для $\Delta Z \approx 95$ м). Таким образом, в общем случае учет ПВЗ в ММД ГКА целесообразен.

При отсутствии данных о ПВЗ при решении навигационной задачи рассмотрен вариант добавления в качестве уточняемого параметра компенсирующего ускорения в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты (бинормального ускорения).

Подтверждение выбора параметров ММД ГКА осуществлялось через экспериментальное оценивание величины максимального отклонения моделируемой согласованной орбиты от эталонного движения ГКА в гринвичской ГСК. Суть эксперимента заключалась в следующем. На первом этапе проводилось согласование ММД ГКА через уточнение кинематических параметров движения, коэффициента светового давления и бинормального ускорения (в случае отсутствия ПВЗ) по кинематическим параметрам (координатам X , Y , Z) «эталонной» орбиты, заданной в ГСК с заданным

Таблица 1. Возмущения, воздействующие на ГКА

№	Возмущающие силы, воздействующие на ГКА	Ускорение, м/с ²	Модель учета
<i>Гравитационные силы</i>			
1	Центральное поле Земли	0,224	ПЗ-90.11
2	Аномалии гравитационного поля Земли: Вторая зональная гармоника	$8,3 \cdot 10^{-6}$	
	Влияние гармоник до 4×4	$7,0 \cdot 10^{-8}$	
	Влияние гармоник до 8×8	$2,7 \cdot 10^{-10}$	
	Влияние гармоник до 12×12	$2,0 \cdot 10^{-14}$	
3	Возмущения от твердотельных и океанических приливов	$2,3 \cdot 10^{-10}$	IERS2010, FES2004, 8×8
4	Гравитационные возмущения от Луны	$4,5 \cdot 10^{-6}$	На основе численной модели эфемерид небесных тел Солнечной системы
5	Гравитационные возмущения от Солнца	$2,5 \cdot 10^{-6}$	
6	Гравитационные возмущения от Венеры, Марса и Юпитера	$2,4 \cdot 10^{-11}$	
7	Релятивистские эффекты	$7 \cdot 10^{-11}$	Шварцшильдовские возмущения
<i>Негравитационные силы</i>			
8	Силы светового давления от Солнца	$1 \cdot 10^{-7}$	
9	Альбедо Земли	$1 \cdot 10^{-9}$	
10	Тяга от КДУ		

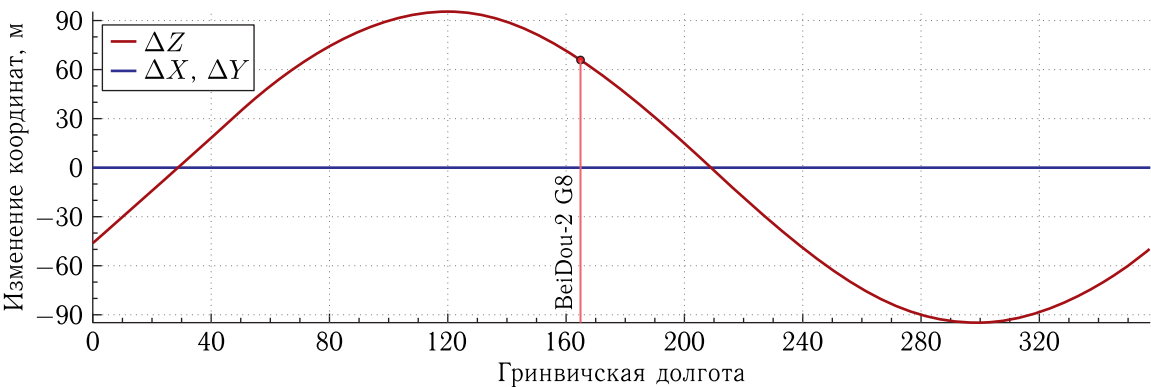


Рис. 2. Зависимость изменения координат ΔX , ΔY , ΔZ от долготы точки стояния ГКА
Fig. 2. Dependence of change of the coordinates ΔX , ΔY , ΔZ on the longitude of the point of satellite location on a geostationary orbit

шагом (5 мин) на заданном интервале (1 сут). На втором этапе проводилось сравнение прогнозируемых кинематических параметров движения ЦМ ГКА и «эталонной» орбиты на интервале 1 сут.

В табл. 2 приведены ошибки прогноза согласованной орбиты с учетом фактических ПВЗ для различных порядков гармоник ГПЗ, без учета ПВЗ и без учета ПВЗ, но с уточнением бинормального

ускорения. Фактические значения ПВЗ получены с сайта Международной службы вращения Земли. Пример невязок (по положению) согласованной орбиты КА с «эталонной» орбитой на двухсуточном интервале времени представлен на рис. 3. На этом рисунке на первых сутках представлены невязки на интервале согласования, а на вторых — на интервале прогнозирования.

Таблица 2. Влияние учета ПВЗ на достижимую точность орбиты

Режим учета ПВЗ	Порядок гармоник ГПЗ	dr , м	dl , м	dn , м	dR , м
Невязки орбит, СКО					
Фактические ПВЗ	2×0	107,0	606,0	1,5	616,0
	4×4	4,0	14,8	0,6	15,3
	8×8	4,3	14,6	0,6	15,2
	12×12	4,3	14,5	0,6	15,2
	16×16	4,3	14,5	0,6	15,2
Без учета ПВЗ	4×4	19,0	64,0	85,2	108,0
Без учета ПВЗ с уточнением бинормального ускорения	4×4	4,0	15,0	0,2	16,0
Невязки орбит, максимальные					
Фактические ПВЗ	2×0	168,0	−813,0	−2,4	830,0
	4×4	6,0	−24,3	−0,9	25,0
	8×8	6,0	−23,0	−0,8	24,3
	12×12	6,0	−23,5	−0,8	24,2
	16×16	6,0	−23,5	−0,8	24,2
Без учета ПВЗ	4×4	−29,0	−107,0	85,3	140,0
Без учета ПВЗ с уточнением бинормального ускорения	4×4	−5,0	−25,0	−0,3	26,0
Примечания: dr — по радиусу-вектору КА, dl — вдоль вектора скорости КА, dn — по нормали к плоскости орбиты КА, dR — по положению.					

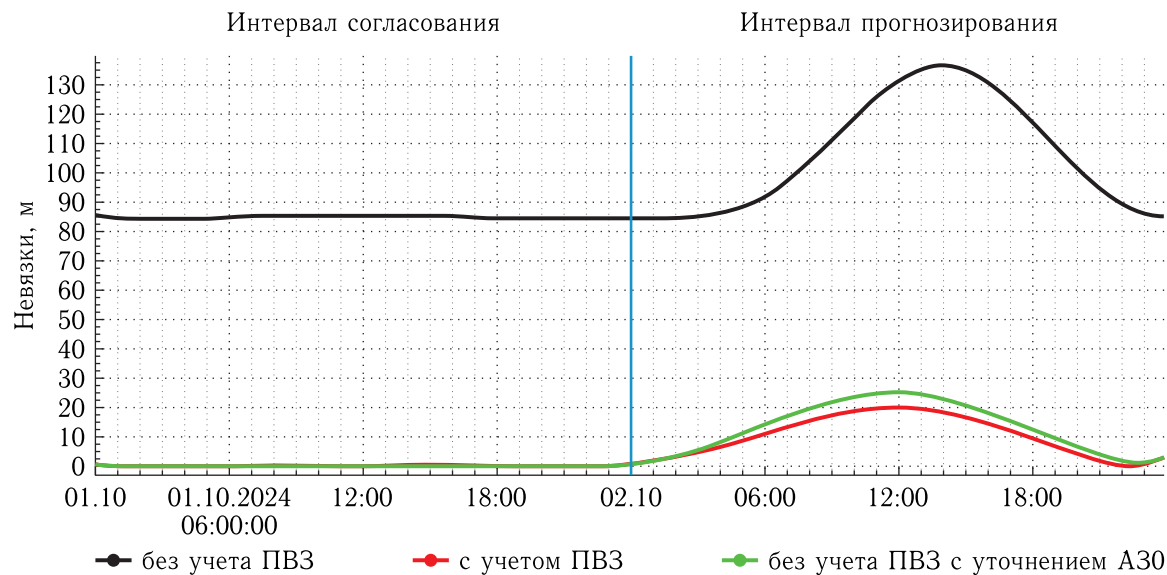


Рис. 3. Невязки (по положению) согласованной обиты КА и «эталонной» орбитой на двухсуточном интервале времени с 01.10.2024 по 02.10.2024

Fig. 3. Residuals (by position) of the spacecraft coordinated orbit and the “reference” orbit on the two-day time interval from 01.10.2024 to 02.10.2024

Данные табл. 2 показывают, что на точность согласования суточных орбит ГКА наибольшее влияние оказывает исключение ПВЗ из взаимного преобразования СК. Порядок гармоник, превышающий 4-ю степень разложения потенциала силы притяжения в ряд по сферическим функциям, не влияет на точность согласования орбит. Использование ПВЗ при переходах между ИСК и ГСК позволяет значительно увеличить точность определения орбит ГКА и прогнозирования эфемерид. При отсутствии данных о ПВЗ уточнение бинормального ускорения позволяет обеспечить точность прогнозирования сопоставимую с точностью, полученной при наличии данных о ПВЗ.

Для ММД ГКА, с учетом «главных» и отбрасыванием остальных, был выбран следующий состав возмущающих факторов:

- возмущения от гравитационного поля Земли вплоть до гармоник 4-го порядка;
- влияние гравитационных сил Луны и Солнца;
- давление радиационного излучения Солнца;
- ускорения, обусловленные работой КДУ.

Решение задач НБО по безразностным измерениям

Следующим этапом после моделирования ИИ и выбора ММД является непосредственное решение навигационной задачи, а именно уточнение НУ ММД ЦМ ГКА по полученным псевдокодovým измерениям и последующее прогнозирование ПД ЦМ ГКА путем интегрирования СДУ ММД ЦМ ГКА от полученных НУ.

Рассматриваются два подхода к решению задачи определения и уточнения ПД ГКА: по безразностным измерениям и разностным измерениям псевдодальностей.

Преимуществом решения задач НБО на ГСО по безразностным измерениям является использование всей выборки измерений. Однако обязательным требованием к решению задач таким подходом является высокая стабильность опорного генератора частоты на борту ГКА. В случае нестабильности генератора будет невозможно описать уход шкалы времени линейной функцией, что не позволяет осуществить прогноз ПД ЦМ ГКА с приемлемой точностью.

Опорный генератор с высокой стабильностью является увеличением по массе, ограничения по которой для ГКА критичны. Таким образом, решение по безразностным измерениям не представлялось целесообразным и для расчетов не применялось. Моделирование определения орбиты в различных режимах осуществлялось исключительно по разностным измерениям.

Решение задач НБО по разностным измерениям

Под разностными измерениями подразумеваются разности измерений псевдодальностей, сформированных по измерениям задержек сигналов от двух различных НКА на один момент времени. Модель разностных измерений имеет вид:

$$\Delta P_{ij} = P_i - P_j = \Delta D_{ij} + I_i - I_j + \Delta D_i^{\text{rot}} - \Delta D_j^{\text{rot}} + c(\Delta t_i^{\text{НКА}} - \Delta t_j^{\text{НКА}}) + \varepsilon_{\Delta p},$$

где ΔP_{ij} — разность псевдодальностей для i -го и j -го НКА; ΔD_{ij} — разность геометрических дальностей от ЦМ ГКА до ЦМ НКА ГНСС для i -го и j -го НКА соответственно; I — задержка сигнала, обусловленная влиянием ионосферы по сигналам i -го и j -го НКА соответственно; ΔD_{rot} — поправка на вращение Земли (вращение СК) за время распространения сигнала i -го и j -го НКА соответственно; $\Delta t_{\text{НКА}}$ — уход ШВ i -го и j -го НКА соответственно; $\varepsilon_{\Delta p}$ — шумовая ошибка разности псевдодальностей.

Переход к разностным измерениям псевдодальностей позволяет исключить из модели измерений уход ШВ АСН ГКА и, таким образом, исключить зависимость измеренного значения от расхождения ШВ АСН и системной ШВ ГНССС.

Если на текущую эпоху наблюдений в измерениях участвуют S НКА, то число формируемых разностных измерений будет равно $N_{SD} = S - 1$. Возможны два способа для формирования в эпоху наблюдений $S - 1$ независимых одинарных разностей из S измерений псевдодальностей. Это метод базового НКА и метод последовательных НКА [9]. В первом случае один из НКА назначается опорным, и его измерение кодовой псевдодальности вычитается из остальных измерений данной эпохи.

При этом ошибки измерений опорного НКА могут исказить данные других НКА. Во втором случае от данных каждого НКА, начиная с первого в данную эпоху, вычитаются показания последующего НКА.

Для решения задач НБО АСН был выбран метод последовательных НКА. При этом для каждой последующей эпохи наблюдений соблюдалась преемственность в последовательности формирования пар номеров НКА. То есть каждая новая комбинация номеров НКА по возможности содержала такие же комбинации номеров НКА из предыдущей эпохи. При изменении состава НКА (добавлении «нового» или пропадании «старого» НКА) комбинации НКА, не затронутые этим изменением, не изменялись.

Накопление ИИ, а именно разностей псевдодальностей, осуществлялось на интервале не менее одного витка. Параллельно с этим осуществлялось формирование нормальных точек. Нормальные точки (далее — НТ) представляют собой осредненные значения массива разностных измерений, полученных на определенном временном интервале для заданной пары НКА.

Использование НТ позволяет без потери в точности резко сократить количество данных в буфере ИИ, предназначенном для определения ПД ЦМ ГКА. Так, на интервале в 1 ч (с дискретностью измерений в 1 с) достаточно сформировать 60 НТ вместо 3600 измерений. Как только накопление массива для очередной пары НКА завершается, начинается процесс формирования НТ.

Определение ПД ЦМ КА (уточнение НУ) по массиву накопленных НТ осуществлялось обработкой НТ на заданном интервале времени. Уточнение НУ происходило итерационно с отбраковкой НТ по заданным критериям. Уточнение НУ основано на методах и алгоритмах оценки ПД ММД КА с использованием ММД ЦМ ГКА, описанной выше. При завершении процесса уточнения НУ производился расчет отклонений прогнозируемых параметров орбит ГКА от уточненных НУ на эпоху уточнения и сравнение полученных невязок с пороговым значением.

После этого по полученным НУ прогнозированием ПД ЦМ ГКА путем интегрирования СДУ ММД ЦМ ГКА определялась итоговая орбита, по которой формировалась ЭИ ГКА. Оценка точности полученной орбиты представляла собой вычисле-

ние статистических характеристик невязок кинематических ПД ЦМ ГКА для оцениваемой орбиты и соответствующих им кинематических ПД ЦМ ГКА «эталонной» орбиты.

Оценка результатов определения орбиты включала в себя: получение ПД ЦМ ГКА на эпохи сравнения оцениваемой и эталонной орбит, определение невязок кинематических ПД ЦМ ГКА, а также оценку статистических параметров невязок кинематических ПД ЦМ ГКА.

Результаты моделирования НБО АСН ГКА

Определение орбиты проводилось на заданном мерном интервале со смещением начала каждого последующего интервала относительно начала предыдущего на 12 ч, начиная с 01.10.2024 г. Основной расчет проводился на мерном интервале длительностью 24 ч. Дополнительно расчет проводился для мерных интервалов длительностью от 6 до 72 ч.

По результатам определения орбит формировались файлы прогнозируемой ЭИ ГКА в формате SP3. При этом время начала интервала прогнозирования совпадает с временем окончания соответствующего мерного интервала, а длительность интервала прогнозирования составляет 24 ч.

Таким образом, один набор ЭИ, полученный на двухнедельном интервале, включает в себя 28 файлов в формате SP3 (по количеству определений орбит).

Оценка точности проводилась сравнением прогнозируемой и «эталонной» ЭИ. Один набор оценок точности орбиты ГКА включает в себя 28 (по количеству файлов ЭИ) статистических оценок невязок кинематических ПД ЦМ ГКА оцениваемой и «эталонной» орбит.

Определение и оценка точности получаемых орбит осуществлялась для различных вариантов учета факторов, влияющих на точность определения орбиты ГКА. К таким факторам относятся:

- влияние ионосферы Земли. Оценка влияния данного фактора проводилась путем определения орбиты ГКА с вариациями коэффициента солнечной активности $\overline{F}_{10,7}^{365}$;

- минимально допустимая высота трассы прохождения сигнала НКА над поверхностью Земли $h_{\text{сиг}}^{\min}$;
- влияние ПВЗ. Оценка влияния данного фактора проводилась путем определения орбит ГКА в трех режимах: с учетом ПВЗ, без учета ПВЗ, а также без учета ПВЗ, но с уточнением бинормального ускорения;
- продолжительность мерного интервала. Для анализа влияния длительности интервала были осуществлены определения орбит как на 24-часовом мерном интервале, так и на мерных интервалах от 12 до 72 ч.

С методической точки зрения минимальный временной мерный интервал ИИ, используемой для определения орбиты ГКА, не должен быть меньше продолжительности одного витка ГКА (продолжительности одних звездных суток). В общем случае это требование справедливо, если ИИ равномерно заполняют суточный мерный интервал и отсутствуют продолжительные разрывы в ИИ на краях интервала. В противном случае это может привести к значительному снижению точности уточнения орбиты и, соответственно, к увеличению ошибки прогнозирования.

Ниже представлены результаты оценок точности орбиты ГКА для различных вариантов настроек работы вычислительного процесса моделирования работы ПМ НБО АСН: с учетом ПВЗ в табл. 3, без учета ПВЗ в табл. 4, с уточнением бинормального ускорения в табл. 5 и на различных по длительности мерных интервалах в табл. 6.

Выполненные расчеты с учетом ПВЗ, представленные в табл. 3, показали, что с увеличением значения $h_{\text{сиг}}^{\min}$ растет точность определения орбиты. Для значений $h_{\text{сиг}}^{\min}$, превышающих 600 км, максимальное значение невязки по положению перестает изменяться для всех вариантов $\bar{F}_{10,7}^{365}$ (в табл. 3 выделены полужирной линией), следовательно, начиная с высоты 600 км, ионосфера Земли не оказывает существенного влияния на определение орбиты. Отказ от использования при уточнении орбиты ГКА ИИ для $h_{\text{сиг}}^{\min}$ меньше 600 км представляется оправданным.

При анализе полученных результатов при определении орбиты без учета ПВЗ было замечено, что невязки в начале суток кратно больше невязок,

Таблица 3. Оценки точности рассчитанной в рамках моделирования НБО АСН орбиты ГКА с учетом ПВЗ (результаты в метрах)

$h_{\text{сиг}}^{\min}$, км	$\bar{F}_{10,7}^{365}$, 10^{-22} Вт/(м ² Гц)					
	75		125		200	
	СКО	Макс.	СКО	Макс.	СКО	Макс.
50	274,08	183,52	390,84	265,32	552,75	376,25
100	264,33	176,73	391,42	266,12	563,03	382,66
200	253,68	168,25	376,58	252,43	520,48	351,57
300	231,89	152,45	349,09	231,12	504,28	336,39
400	157,75	103,13	208,90	137,46	285,86	188,69
500	134,89	87,69	164,43	113,66	326,49	215,73
600	126,97	82,60	146,59	101,52	175,45	115,19
700	124,02	80,54	139,18	90,62	161,46	105,55
800	123,96	80,32	137,97	94,87	159,26	103,33
900	128,90	83,49	143,99	98,89	169,98	110,03
1000	128,06	82,87	142,66	97,83	168,99	109,14

Таблица 4. Оценки точности рассчитанной в рамках моделирования НБО АСН орбиты ГКА без учета ПВЗ (результаты в метрах)

$h_{\text{сиг}}^{\min}$, км	Макс. невязка по поло- жению	Макс. СКО по поло- жению	Макс. невязка по радиусу- вектору	Макс. СКО по радиусу- вектору
50	1496,64	954,19	358,09	249,99
1000	1315,28	837,18	358,76	243,52

Таблица 5. Оценки рассчитанной в рамках моделирования НБО АСН орбиты ГКА без учета ПВЗ, с уточнением бинормального ускорения (результаты в метрах)

$h_{\text{сиг}}^{\min}$, км	Макс. невязка по поло- жению	Макс. СКО по поло- жению	Макс. невязка по радиусу- вектору	Макс. СКО по радиусу- вектору
50	498,28	275,98	90,14	68,11
600	167,32	152,35	40,50	49,26
1000	158,71	102,27	39,33	28,15

Таблица 6. Оценки рассчитанной в рамках моделирования НБО АСН орбиты ГКА на различных по длительности мерных интервалах (результаты в метрах)

Длительность мерного интервала, ч	$h_{\text{сиг}}^{\min}$, км			
	50 км		600 км	
	СКО	Макс.	СКО	Макс.
<i>ПВЗ</i>				
12	8941,75	15097,45	1321,12	2670,85
24	265,32	390,84	101,52	146,59
30	78,88	120,36	46,07	68,82
36	26,23	47,52	16,00	23,12
48	26,50	40,65	14,71	24,05
72	25,95	40,78	19,06	32,90
<i>Без ПВЗ</i>				
12	6397,82	10 071,48	7860,55	11 930,34
24	954,19	1496,64	870,65	1340,45
30	446,49	626,72	468,23	139,88
36	96,19	145,33	100,91	145,76
48	91,02	114,04	104,34	156,10
72	90,31	110,36	104,34	156,10
<i>Без ПВЗ, с уточнением бинормального ускорения</i>				
12	8866,27	14 295,75	2045,43	3871,50
24	275,98	498,28	322,86	480,62
30	79,89	122,52	46,28	69,27
36	26,24	40,43	15,77	23,10
48	23,73	37,60	14,38	23,77
72	25,91	41,48	17,55	30,65

рассчитанных в дневное время. Подобный эффект возникает из-за выбранной длительности мерного интервала. Дело в том, что на суточном интервале накопление и «качество» измерений неравномерно из-за особенностей навигационного поля ГКА и наличия его разрывов. Разрывы в измерениях могут попасть на начало мерного интервала, и математическая модель будет пытаться скомпенсировать отсутствие учета ПВЗ, вследствие чего невязки будут резко увеличиваться, а график будет принимать вид «пилы». Для нивелирования данного эффекта

в дальнейшем рассмотрены варианты с более длинным мерным интервалом.

По результатам, представленным в табл. 5, можно сделать вывод о возможности уточнения бинормального ускорения для компенсации отсутствия ПВЗ при решении навигационной задачи.

Расчеты, представленные в табл. 6, показали, что с увеличением продолжительности мерных интервалов растет точность определения орбиты. Для мерных интервалов продолжительностью 36 ч и более максимальное значение невязки по положению перестает изменяться для всех вариантов учета ПВЗ (в табл. 6 выделены полужирными линиями). Использование 36-часового интервала позволяет гарантированно исключить недостатки суточного мерного интервала, связанные с особенностями навигационного поля для орбит ГКА (продолжительные разрывы ИИ и др.).

Перспективы развития НБО АСН ГКА

Поскольку ГКА необходимо удерживать в назначенной точке, периодически проводятся коррекции положения ГКА. Частота коррекций зависит от заданных допусков параметров орбиты ГКА и скорости его дрейфа. Для таких ГКА, как BeiDou, зона удержания по долготе составляет $\pm 0,1^\circ$, что требует коррекции примерно раз в месяц. При уменьшении зоны удержания по долготе частота необходимых коррекций увеличивается, что позволяет сделать вывод о целесообразности планирования коррекций на борту ГКА. Данное планирование может осуществляться по данным АСН с использованием прогноза.

Заключение

Материалы, представленные в статье, позволяют сделать следующие выводы.

1. Определение НУ ММД ГКА и определение параметров движения ГКА предлагается осуществлять:

- принимая в обработку ИИ с высотой трассы распространения сигнала над поверхностью Земли более 600 км для исключения влияния ионосферы;

- с использованием разностных измерений для исключения расхождения ШВ АСН ГКА и системной ШВ ГНСС;
- с учетом притяжения центрального поля Земли, разложения ГПЗ до гармоник 4-го порядка включительно, притяжения Луны и Солнца;
- с использованием ПВЗ при переходах между системами координат для увеличения точности определения орбит и прогнозирования эфемерид ГКА, а в случае отсутствия ПВЗ — с введением в число уточняемых параметров дополнительного эмпирического ускорения в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты ГКА;
- начиная процесс уточнения орбиты ГКА и прогнозирование ПД при наборе ИИ на интервале минимальной длительности 24 ч. Номинальный интервал накопления ИИ предлагается ограничить 36 ч.

2. Согласно результатам моделирования, при минимальной высоте трассы распространения сигнала над поверхностью Земли 600 км, использовании ПВЗ и длительности интервала накопления ИИ 36 ч при выбранной технологии НБО АСН ГКА могут быть достигнуты точности прогнозирования ПД ГКА на суточном интервале: по положению — не более 24 м, по скорости — не более 3,3 см/с.

Список литературы

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Стандарт эксплуатационных характеристик открытого сервиса (СТЭХОС), Приложение Е «Характеристики космической зоны обслуживания ГЛОНАСС», редакция 1.0. Королев, 2023.
2. Генике А.А., Побединский Г.Г. Глобальные спутниковые системы определения местоположения и их применение в геодезии. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2004. 354 с.
3. Gurtner W., Estey L. RINEX. The Receiver Independent Exchange Format. Version 3.00 — Astronomical Institute University of Bern, UNAVCO Boulder, Co. February 1-st, 2006.
4. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов с использованием спутниковых радионавигационных систем. Дисс.... д-ра техн. наук: 05.12.14. Санкт-Петербург, 2015. 413 с.
5. Запевалин П.Р. Определение орбит космических аппаратов по данным глобальных навигационных спутниковых систем. Дисс.... д-ра физ.-мат. наук: 1.3.1. Москва, 2023. 180 с.
6. Михайлов Н.В., Михайлов В.Ф. Применение метода определения параметров орбиты геостационарного спутника Земли с использованием спутниковых радионавигационных систем // Известия вузов. Радиоэлектроника, 2013, вып. 2. С. 71–76.
7. Михайлов Н.В., Кошаев Д.А. Решение задачи навигации для геостационарного космического аппарата на основе уравнений его динамики и эпизодических измерений от навигационных спутников // Гироскопия и навигация, 2014, № 4 (87). С. 16–35.
8. Hilla S. The Extended Standard Product 3 Orbit Format (SP3-d) — National Geodetic Survey, National Ocean Service, NOAA, Silver Spring, MD 20910, USA. 21 February 2016.
9. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. Т. 1. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. 334 с.

Дата поступления рукописи
в редакцию 22.04.2025

Дата принятия рукописи
в печать 19.05.2025