

УДК: 629.78

DOI: 10.53816/23061456_2022_1-2_3

**МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ
ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
МОНИТОРИНГА ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ**

**JUSTIFICATION METHOD FOR THE BALLISTIC CONSTRUCTION
OF THE ORBITAL SYSTEM OF SPACE VEHICLES FOR MONITORING
THE EARTH'S GRAVITATIONAL FIELD**

*Канд. техн. наук Е.В. Котьяшов, канд. техн. наук В.А. Чернявский,
канд. воен. наук С.Г. Хлебников*

Ph.D. E.V. Kotyashov, Ph.D. V.A. Chernyavskiy, Ph.D. S.G. Khlebnikov

Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского

Целесообразность создания перспективной глобальной системы мониторинга геодезических параметров Земли (ГСМПЗ) обуславливается как необходимостью устранения имеющихся недостатков, в том числе в системах координат, их перевода в ближайшие годы на новые точностные характеристики, в несколько раз превышающие достигнутый уровень, так и необходимостью обеспечения в геодезическом отношении целого ряда новых перспективных направлений использования системы ГЛОНАСС. В настоящей статье для решения задач мониторинга её гравитационного поля, предлагается методика обоснования баллистического построения орбитальной системы космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, учитывающая особенности функционирования бортовой измерительной аппаратуры разных типов и возможности по передаче измерительной информации на наземные пункты. **Ключевые слова:** космический аппарат, орбитальная система, баллистическое построение, мониторинг, показатель эффективности, гравитационное поле.

The feasibility of creating a promising global system for monitoring the geodetic parameters of the Earth (GSMGPZ) is determined both by the need to eliminate the existing shortcomings, including in coordinate systems, to transfer it in the coming years to new accuracy characteristics that are several times higher than the achieved level, and the need to provide in geodetic terms a number of new promising areas of use of the GLONASS system. This article proposes a methodology for substantiating the ballistic construction of an orbital system of spacecraft for remote sensing of the Earth for solving problems of monitoring its gravitational field, taking into account the peculiarities of the functioning of onboard measuring equipment of various types and the possibility of transmitting measuring information to ground points.

Keywords: spacecraft, orbital system, ballistic construction, monitoring, efficiency indicator, gravitational field.

Введение

Используемая в настоящее время отечественная модель гравитационного поля, входящая в состав системы геодезических параметров Земли «Параметры Земли 1990 года» (версии ПЗ-90.02 и ПЗ-90.11), отличается достаточно высокой точностью. Однако основным отечественным средством получения информации о гравитационном поле до настоящего времени являются измерения, выполненные в рамках программы ГЕОИК [8]. Поэтому важным этапом в изучении гравитационного поля Земли ближайшего будущего является начало штатной эксплуатации отечественной космической геодезической системы «ГЕО-ИК-2» [6], летные испытания которой проводятся в настоящее время. После их завершения и начала штатной работы системы будут получены новые данные, обеспечивающие уточнение детальной структуры гравитационного поля на акватории Мирового океана и обеспечивающие дальнейшую модернизацию системы геодезических параметров. В состав измерительных средств системы входят классические траекторные системы: доплеровская, дальномерно-запросная, квантово-оптическая, беззапросная, также на спутнике установлен высокоточный радиовысотомер «САДКО». Так как средняя квадратическая погрешность измерений высот спутника над поверхностью океана этим радиовысотомером составляет не хуже 5 см, то открывается принципиальная возможность получения геодезической информации над территорией акватории Мирового океана с такой же точностью при 10–20 км пространственном разрешении.

Дальнейшее повышение точности определения параметров гравитационного поля с использованием орбитальной группировки типа «ГЕО-ИК-2» будет невозможным, даже если и далее совершенствовать конструкции спутниковых радиовысотомеров и доводить точность измерений высот спутника над поверхностью океана до сантиметрового и субсантиметрового уровня. Это следует из результатов исследований [3, 4, 5, 7], что четкое разделение параметров детальной структуры гравитационного поля и элементов топографии океана в едином решении (с использованием метода спутниковой альтиметрии в сочетании только с традиционными средствами траекторного слежения) весьма

проблематично. Возможности применения метода спутниковой альтиметрии (без сочетания с другими методами) ограничиваются, прежде всего, отличием реальной морской поверхности от эквипотенциальной.

Дальнейшее повышение точности получения характеристик гравитационного поля Земли связаны с разработкой многоярусной космической системы мониторинга геодезических параметров Земли «ГЕО-ИК-3» [1]. В результате ее эксплуатации планируется решить задачу построения высокоточной геоцентрической системы координат и согласованной с ней спутниковой модели геодезических параметров Земли (ГПЗ). Система координат и модель гравитационного поля должны образовать высокоточную динамическую систему отсчета геоцентрических положений и скоростей точек суши, поверхность спутникового геоида, высокоточное геодезическое обеспечение баллистических расчетов [10, 11].

Постановка задачи выбора баллистического построения орбитальной системы космических аппаратов мониторинга гравитационного поля Земли

Перспективная орбитальная система мониторинга геодезических параметров Земли «ГЕО-ИК-3» для получения более точной модели должна включать в себя космические аппараты (КА) с гравиградиентометром (ГГ), радиовысотометром (РВ), а также с аппаратурой, позволяющей выполнять межспутниковые измерения (МСИ). Исходя из особенностей функционирования бортовой специальной аппаратуры (БСА), к параметрам орбит предъявляются те или иные требования. Основными параметрами для орбит КА с любой БСА является их наклонение и эксцентриситет. Наклонение орбиты должно быть таким, чтобы обеспечить близкое к глобальному и относительно равномерное покрытие измерениями поверхности Земли. Для удовлетворения этого требования допустимым является использование орбит с наклонениями 75–85 (95–105) градусов. При таких наклонениях, кроме того, появляется возможность уравнивания результатов измерений с помощью условия их равенства в точках пересечения трасс. По оценкам, использование условий в точках пересечения орбиталь-

ных дуг будет эффективным, если движение КА осуществляется в относительно узком сферическом слое (диапазон колебаний высот не более 10–20 км), для чего следует обеспечить эксцентриситет орбиты не более 0,001.

Для КА с ГГ характерно использование низких орбит с высотой порядка 200–250 км. Однако для поддержания параметров орбиты требуется больше затрат характеристической скорости. Влияние атмосферы на высоте 200 км очень существенно, поэтому компромиссным вариантом представляется использование орбиты с высотой 250 км при обеспечении погрешности измерений 0,001 E.

КА, выполняющие МСИ, также желательно использовать на достаточно низких орбитах с высотой порядка 300 км. Однако и на этой высоте еще достаточно ощутимо влияние атмосферы на движение КА. Данный факт препятствует использованию рабочих орбит до 300 км для схемы с двумя КА, поскольку снижается потенциальный срок активного существования КА, а также возникает необходимость более частой корректировки орбиты, что приведет к большой потере наблюдательного времени.

При выборе наклона орбиты КА необходимо учитывать требование — достаточно равномерное и плотное распределение траекторных измерений в орбитальных дугах. При этом среднеорбитальные (средневысотные) КА целесообразно выбирать изомаршрутными. Изомаршрутные орбиты эффективны для исследования изменений высот морской поверхности синоптического масштаба, так как измерения вдоль треков проводятся повторно через определенный интервал времени (цикл). Отклонение положения последующего трека от предыдущего при этом не должно превышать 2–3 километра.

Каждая космическая система характеризуется эффективностью своего функционирования, которая определяется характеристиками бортовой аппаратуры, баллистической структурой и другими параметрами для систем наблюдения (дистанционного зондирования), все эти показатели в той или иной степени определяются размером зоны обзора КА, обеспечивающим требуемый уровень качества функционирования.

Выбор показателей качества функционирования системы мониторинга ГПЗ, в первую очередь, должен основываться на принципах функ-

ционирования БСА. Геодезический КА получает измерительную информацию с заданной частотой $f_{изм}$ непосредственно для точек земного геоида, над которыми он находится. Поэтому в общем случае для всех типов БСА, используемых в системах мониторинга параметров гравитационного поля Земли, в отличие от других систем дистанционного зондирования Земли, зону обзора КА можно считать линией, совпадающей с радиусом-вектором.

Для качественного решения задачи уточнения модели ГПЗ необходимо получение как можно большего количества измерений над всей поверхностью Земли [2]. При этом особый интерес представляют измерения в, так называемых, «узловых» точках — подспутниковых точках, имеющих одни и те же координаты на нисходящих и восходящих витках, а также измерения в аномальных районах, где имеются неоднородности ГПЗ.

Таким образом, к баллистическому построению рассматриваемой системы для успешного решения возлагаемых на неё задач предъявляются следующие требования:

- для равномерного покрытия геоида измерениями орбиты всех входящих в систему КА должны быть околокруговыми (эксцентриситет менее 0,001) и околополярными. Значения аргумента широты перигея и истинной аномалии не влияют на работу целевой аппаратуры и могут быть произвольными;

- орбиты КА должны обеспечивать максимальное покрытие поверхности Земли;

- расстояние на экваторе между ближайшими точками, где были выполнены измерения, должно быть как можно меньше;

- трассы КА, входящих в систему, должны покрывать аномальные районы, содержащие зоны неоднородности ГПЗ, как можно более часто.

Качество функционирования системы целесообразно оценивать на основе анализа следующих показателей:

- минимальное угловое расстояние между просмотренными точками на экваторе $\Delta\lambda_{э\text{кв}}$;

- количество выполненных измерений C ;

- доля просмотренной территории ζ ;

- количество измерений в узловых точках в аномальных зонах ГПЗ $C_{аном\ узл}$;

- количество измерений в узловых точках $C_{узл}$;

– доля покрытых измерениями точек водной поверхности относительно общего количества измерений $C_{\text{водн}}$.

Оценивание всех этих показателей необходимо производить для некоторого интервала времени, величина которого определяется либо исходя из периода обращения КА (например, для КА с замыкающимися трассами), либо задаётся исходя из сроков актуальности измерительной информации.

Кроме того, при выборе баллистической структуры необходимо учитывать и затраты на её поддержание, а также режимы работы системы электроснабжения и бортовой специальной аппаратуры. Учитывая необходимость выполнения как можно большего количества измерений, можно сделать вывод, что при приблизительно равных значениях доли просмотренной территории ζ , наиболее предпочтительным вариантом будет орбита, на которой КА будет функционировать за счёт солнечных батарей.

Таким образом, исходными данными для решения задачи выбора баллистического построения орбитальной системы космических аппаратов мониторинга гравитационного поля Земли являются:

1) параметры, относящиеся к структуре баллистического построения орбитальной системы:

$$\mathbf{x}_n = [i_n, e_n, \Omega_n, \omega_n, p_n, \vartheta_n]^T,$$

где \mathbf{x}_n — вектор параметров орбиты n -го КА в системе;

i_n — наклонение орбиты n -го КА в системе;

e_n — эксцентриситет орбиты n -го КА в системе;

Ω_n — прямое восхождение восходящего узла орбиты n -го КА в системе;

ω_n — аргумент широты перигея орбиты n -го КА в системе;

p_n — фокальный параметр орбиты n -го КА в системе;

ϑ_n — истинная аномалия n -го КА в системе;

2) частота проведения измерений $f_{n \text{ изм}}$ БСА, устанавливаемой на КА;

3) интервал времени $T_{\text{изм}}$, в течение которого происходит мониторинг гравитационного поля Земли.

Требуется найти такую баллистическую структуру системы S^* , что доля просмотренной

территории ζ на заданном интервале времени $T_{\text{изм}}$ будет достигать максимального значения, при ограничениях на класс орбит, ограниченными круговыми солнечно-синхронными и изомаршрутными орбитами, т.е.

$$S^* = \arg \max_{\mathbf{x}_n \in O} \zeta[S(N, f_{n \text{ изм}}, \mathbf{x}_n, T_{\text{изм}})],$$

где N — количество КА в системе;

S — вариант баллистического построения орбитальной системы КА;

O — множество класса орбит, используемых для решения задач мониторинга.

Структура методики обоснования баллистического построения орбитальной системы космических аппаратов мониторинга гравитационного поля Земли

При рассмотрении вопросов, связанных с построением низкоорбитальной системы искусственных спутников Земли (ИСЗ), большое значение имеет моделирование процесса ее функционирования [9, 12]. Для обоснования баллистического построения орбитальной системы космических аппаратов мониторинга гравитационного поля Земли была разработана методика, которая включает в себя следующие этапы.

1. Для заданной частоты $f_{n \text{ изм}}$ выполнения измерений рассчитывается расстояние $l_{\text{изм}}$, которое КА покрывает своей трассой на поверхности Земли:

$$l_{\text{изм}} = \frac{\omega_{\text{КА}}}{f_{n \text{ изм}}} \cdot R_3,$$

где $\omega_{\text{КА}}$ — угловая скорость движения КА;

R_3 — средний радиус Земли.

2. Формируется множество P_3 опорных точек на поверхности Земли таким образом, чтобы расстояние между ними было приблизительно равно $l_{\text{изм}}$. Задача равномерного распределения заданного количества точек на поверхности сферы является открытой проблемой, поэтому для данной задачи был использован следующий подход.

Сфера разбивается на широтные пояса с шагом $\Delta\phi$:

$$\phi_i = \Delta\phi \cdot (i - 1), i = 1, I; I = \left\lceil \frac{2\pi \cdot R_3}{l_{\text{изм}}} \right\rceil; \Delta\phi = \frac{l_{\text{изм}}}{R_3}.$$

Для i -й широты рассчитываются значения долготы точек:

$$\lambda_{ij} = \Delta\lambda_i \cdot (j-1), j = 1, J_i;$$

$$J_i = \left\lceil \frac{2\pi \cdot R_3 \cdot \cos\phi_i}{l_{\text{изм}}} \right\rceil;$$

$$\Delta\lambda_i = \frac{l_{\text{изм}}}{R_3 \cdot \cos\phi_i}.$$

Следует отметить, что такое размещение точек на сфере не является равномерным. Однако при их достаточно большом количестве этим обстоятельством в задаче оценивания показателей качества функционирования системы мониторинга параметров ГПЗ можно пренебречь.

Каждой рассчитанной точке \mathbf{p}_{ij} ставится в соответствие элемент множества индекс w_{ij} , который определяет её принадлежность либо к водной поверхности ($w_{ij}=1$), либо к суше ($w_{ij}=0$), индекс z_{ij} , который определяет её принадлежность к аномальной области ($z_{ij}=1 \parallel z_{ij}=0$), а также индекс видимости v_{ij} , характеризующий количество ее просмотров:

$$\mathbf{p}_{ij} = [\phi_i, \lambda_{ij}, w_{ij}, z_{ij}, v_{ij}]^T.$$

3. Для выбранного орбитального построения осуществляется прогноз движения КА на заданном интервале времени выполнения измерений $T_{\text{изм}}$ с шагом Δt , равным значению $\frac{1}{f_{\text{изм}}}$. При этом для каждого КА системы на заданном интервале времени выполнения измерений $T_{\text{изм}}$ строятся технологические графики функционирования системы электроснабжения, коррекции орбиты ввиду её деградации (особенно актуально для КА на низких орбитах), сеансов управления и передачи измерительной информации на наземные пункты. На основе этих технологических циклов формируется множество интервалов времени $T_{\text{техн}}$, на которых КА измерения выполняться не будут.

В каждый момент времени рассчитываются координаты $\phi_n(t)$ и $\lambda_n(t)$ подспутниковой точки n -го КА, для которых определяется точка $\mathbf{p}_{ij} \in P$ и ее индекс видимости v_{ij} увеличивается на 1, если КА в данный момент времени способен выполнять измерения:

$$i = \left\lceil \frac{\phi_n + \frac{\pi}{2}}{\Delta\phi} \right\rceil; j = \left\lceil \frac{\lambda_n}{\Delta\lambda_i} \right\rceil;$$

$$v_{ij} = v_{ij} + D(t); D(t) = 0, \text{ если } t \in T_{\text{техн}};$$

$$D(t) = 1, \text{ если } t \notin T_{\text{техн}}.$$

4. Вычисляются показатели эффективности:

$$C = \sum_i^I \sum_j^{J_i} v_{ij}; C_{\text{аном узл}} = \sum_i^I \sum_j^{J_i} z_{ij} v_{ij} \cdot \text{sgn} \left[\frac{v_{ij}}{2} \right];$$

$$C_{\text{узл}} = \sum_i^I \sum_j^{J_i} v_{ij} \cdot \text{sgn} \left[\frac{v_{ij}}{2} \right]; C_{\text{водн}} = \sum_i^I \sum_j^{J_i} v_{ij} w_{ij};$$

$$\zeta = \frac{\sum_i^I \sum_j^{J_i} \text{sgn} v_{ij}}{\sum_i^I J_i}.$$

Помимо показателей эффективности оцениваются затраты невозполнимых энергетических ресурсов R на поддержание заданной орбитальной структуры.

5. Вычисления выполняются для всех возможных вариантов построения системы, после чего выбирается наиболее предпочтительный вариант.

Пример расчета с использованием разработанной методики

Исходя из требований к геодезической информации и возможностей измерительной аппаратуры, в программно-моделирующем комплексе были смоделированы несколько вариантов построения орбитальной системы космических аппаратов мониторинга гравитационного поля Земли.

Для всех рассматриваемых вариантов построения ГСМПЗ продолжительность моделирования принималась равной:

- для КА, расположенных на изомаршрутных орбитах – на период замыкания орбит;
- для прочих орбит — на 1 год.

Результаты моделирования для КА с РВ, КА с ГГ и КА с аппаратурой МСИ представлены в табл. 1–3. Для сравнения во втором столб-

це каждой из таблиц представлены результаты моделирования оптимальной не солнечно-синхронной орбиты КА.

Результаты анализа моделирования для КА с РВ (табл. 1) показывают, что наиболее предпочтительным (с точки зрения доли покрытой водной поверхности, общего количества выполненных измерений и количества измерений, выполненных в аномальных зонах) является размещение КА на изомаршрутной солнечно-синхронной орбите высотой 950 км и наклоном 99,32 град с периодом замыкания 23 суток.

Результаты анализа моделирования КА с ГГ (табл. 2) показывают, что наиболее предпочтительным является размещение КА на солнечно-синхронной орбите высотой 200 км и наклоном 96,33 град. Вместе с тем, поддержание параметров орбиты КА, расположенного на высоте 200 км связано с большими затратами характеристической скорости, что в совокупности ведет к сокращению срока активного функционирования КА. Таким образом, компромиссным вариантом является расположение КА с ГГ на околополярной солнечно-синхронной орбите высотой 250 км и наклоном 96,5 град.

Результаты анализа моделирования КА с МСИ (табл. 3) показывают, что наиболее предпочтительным является размещение КА на орбите высотой 400 км (наклонение 85 град), полярной орбите высотой 300 км (наклонение 89 град) и полярной орбите высотой 350 км (наклонение 89 град).

С учетом того, что расчётная продолжительность активного функционирования КА с МСИ составляет от 3 до 5 лет наиболее выгодным (с точки зрения энергетики и создания комфортной среды для работы бортовых измерительных приборов) является размещение КА на солнечно-синхронной орбите высотой 400 км и наклоном 96,93 (при этом снижение доли покрытых измерениями точек земной поверхности на интервале моделирования продолжительностью 1 год составляет 2,31 %).

По результатам проведенного моделирования и анализа полученных результатов можно рекомендовать следующие варианты орбитальной структуры ГСМГПЗ:

1) минимального состава:

– 1 КА с РВ на изомаршрутной солнечно-синхронной орбите высотой 950 км и наклоном 99,32 с периодом замыкания 23 суток;

Таблица 1

Результаты моделирования для КА с РВ

Параметр	Параметры орбиты моделируемого КА			
	изомаршрутная	изомаршрутная, солнечно-синхронная орбита		
Высота орбиты, км / наклонение, град	1000 / 79,625	950 / 99,32	1000 / 99,22	1050 / 99,33
Период замыкания, сут.	–	≈ 23	≈ 22	≈ 17
Доля просмотренной водной поверхности, %	3,34852	3,83172	3,66090	2,84068
Межвитковый сдвиг, град	–0,07878	0,07178	0,07012	0,06999
$\Delta\lambda_{\text{экр}}$, град (м)	0,03939 (4379,80)	0,03589 (3991,02)	0,03506 (3898,52)	0,03499 (3891,02)

Таблица 2

Результаты моделирования для КА с ГГ

Параметр	Параметры орбиты моделируемого КА		
	–	околополярная, солнечно-синхронная орбита	
Высота орбиты, км / наклонение, град	250 / 87	200 / 96,33	250 / 96,5
Доля просмотренной поверхности Земли, %	30,11498	35,68204	32,14090
Межвитковый сдвиг, град	0,07178	0,06055	0,06124
$\Delta\lambda_{\text{экр}}$, град (м)	0,03386 (3764,75)	0,00652 (725,39)	0,00946 (1052,12)

Таблица 3

Результаты моделирования для КА с МСИ

Параметр	Параметры орбиты моделируемого КА						
	–	полярные орбиты			околополярные, солнечно-синхронные орбиты		
Высота орбиты, км / наклонение, град	400 / 85	400 / 89	350 / 89	300 / 89	400 / 96,93	350 / 96,82	300 / 96,65
Доля просматриваемой поверхности Земли, %	34,59090	31,71784	34,74440	35,24181	32,92864	34,40561	34,29878
Межвитковый сдвиг, град	–0,04518	–0,00905	–0,00918	–0,00932	0,06254	0,06247	0,06180
$\Delta\lambda_{\text{экв}}$, град (м)	0,02259 (2511,79)	0,00452 (502,98)	0,00459 (510,49)	0,00466 (518,16)	0,03127 (3477,19)	0,00047 (52,11)	0,02689 (2989,96)

– 1 КА с ГГ, на солнечно-синхронной орбите высотой 250 км, наклонением 96,5 град;

– 2 КА с аппаратурой МСИ на околополярной солнечно-синхронной орбите высотой 400 км и наклонением 96,93 град;

2) максимального состава:

– 2 КА с РВ: первый КА на изомаршрутной солнечно-синхронной орбите высотой 950 км и наклонением 99,32 град, второй КА — на орбите с теми же параметрами, но смещенной по прямому восхождению восходящего узла (ПВВУ) на 25,97 град, таким образом, чтобы обеспечивались последовательные измерения над одними и теми же узловыми точками с интервалом равным периоду обращения КА;

– 1 КА с ГГ, на солнечно-синхронной орбите высотой 250 км, наклонением 96,5 град.

4 КА с аппаратурой МСИ:

Вариант 1: первые два КА на околополярной солнечно-синхронной орбите высотой 400 км и наклонением 96,93 град; вторые два КА на орбите с теми же параметрами, но смещенной по ПВВУ на 23,1 град так, чтобы обеспечивался пролет над одними и теми же узловыми точками с интервалом равным периоду обращения КА;

Вариант 2: первые два КА на орбите высотой 400 км и наклонением 85°, вторые два КА на орбите высотой 400 км и наклонением 75°;

Вариант 3: первые два КА на околополярной солнечно-синхронной орбите высотой 400 км и наклонением 96,93 град, вторые два КА на орбите с теми же параметрами, но смещенные по истинно аномалии на 180 град.

Результаты моделирования для орбитальной системы максимального состава представлены в табл. 4 и 5.

Таблица 4

Результаты моделирования для КА РВ

Параметр	Полученные результаты
Доля просматриваемой водной поверхности, %	7,23868
Межвитковый сдвиг, град	0,07178
$\Delta\lambda_{\text{экв}}$, град (м)	0,03589 (3991,02167)

Таблица 5

Результаты моделирования для КА МСИ

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Доля просматриваемой поверхности Земли, %	50,40846	64,98548	47,46258
Межвитковый сдвиг, град	0,06254	0,06999 –0,13413	0,06254
$\Delta\lambda_{\text{экв}}$, град (м)	0,03127 (3477,19)	0,03499 (3891,02) 0,01411 (1568,65)	0,03127 (3477,19)

Выбор орбиты с меньшим наклоном (вариант 2) для КА с МСИ обусловлен тем, что в случае развертывания орбитальной системы максимального состава возникает возможность дополнительного увеличения количества измерений, проведенных в средних и экваториальных широтах (вторая группа КА), при сохранении возможности измерений на высоких широтах (первая группа КА), что представляет большую ценность для исследований. Запуск на орбиты с наклоном менее 75 град приводит к уменьшению доли точек водной поверхности покрытых измерениями.

В случае размещения всех 4 КА на одной солнечно-синхронной орбите доля покрытых измерениями точек водной поверхности увеличивается примерно в 1,5 раза по сравнению с 2 КА, при этом при постепенном увеличении ПВВУ (вариант 3) между группами КА происходит рост результативности (доля покрытых измерениями точек водной поверхности, количество измерений в аномальных зонах), достигающий максимума при ПВВУ равном 90 град.

Результаты, полученные с использованием имитационного моделирования, свидетельствуют о том, что расширение областей поиска оптимальных решений позволят синтезировать баллистическую структуру ГСМГПЗ на всем множестве допустимых альтернатив.

Заключение

Таким образом, к баллистическому построению рассматриваемой системы для успешного решения возлагаемых на неё задач должны быть предъявлены следующие требования:

- орбиты всех входящих в систему КА должны быть околокруговыми;
- орбиты КА должны обеспечивать глобальность покрытия поверхности Земли;
- драконические периоды обращения КА с радиолокационной аппаратурой должны обеспечивать смещение трасс на расстояние, соразмерное с шириной полосы захвата бортовой аппаратуры при съемке без разворотов КА по крену;
- в целях обеспечения идентичных условий съемки для эффективного получения интерференционных пар изображений КА с радиолокационной аппаратурой должны двигаться по орбитам с равными драконическими периодами

обращения, но имеющим некоторые отличия в значениях восходящих узлов и во времени прохождения КА через восходящие узлы;

– трассы КА, входящих в систему, должны покрывать аномальные районы, содержащие зоны неоднородности ГПЗ, как можно более часто.

Перспективная глобальная система мониторинга геодезических параметров Земли будет включать в себя не более 10 космических аппаратов с высотами орбит от 200 км до 1500 км: четыре подсистемы по 2–3 КА. Окончательный вариант орбитального построения можно будет сформировать после имитационного моделирования функционирования всей системы.

Литература

1. Алексеев В.Ф. Перспективы развития спутниковых систем для изучения гравитационного поля Земли / В.Ф. Алексеев, А.Н. Зуева, Д.И. Плешаков // Сборник трудов Всероссийской научно-практической конференции «Совершенствование средств и методов сбора и обработки геопространственной информации и системы подготовки специалистов в области топогеодезического и навигационного обеспечения». — СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского. 2016. С. 45–52.
2. Большаков В.Д. Теория математической обработки геодезических измерений / В.Д. Большаков, П.А. Гайдаев. — М.: Недра. 1977. 318 с.
3. Глушков В.В., Насретдинов К.К., Шаравин А.А. Космическая геодезия: методы и перспективы развития. — М.: Институт политического и военного анализа. 2002. 448 с.
4. Горбулин В.И. Оптимизация орбитального построения глобальных космических систем наблюдения. — СПб: МО РФ. 2001. 171 с.
5. Горобец В.П. Современное состояние и направления развития геодезического обеспечения РФ. Системы координат / В.П. Горобец, Демьянов Г.В., Майоров А.Н., Побединский Г.Г. // Геопрофи. 2013. № 6. С. 4–9.
6. Косенко В.Е., Сторожев С.В., Звонарь В.Д. и др. Доклад НТС ФГУП ЦНИИмаш «Общий замысел геодезических направлений исследований в рамках НИР «Развитие». — Москва. 2013.
7. Можаяев Г.В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем. Теоретико-групповой подход. — М.: Машиностроение. 1989. 304 с.

8. Параметры Земли 1990 года. (ПЗ-90.11): Справочный документ. — М.: РИО ВТУ ГШ. 2014. 52 с.

9. Петухов Г.Б. Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремлённых систем / Г.Б. Петухов, В.И. Якунин. — М.: АСТ. 2006. 504 с.

10. Мосин Д.А., Садыков Д.В., Скрипников А.Н. Методика баллистического обоснования структуры орбитальной группировки космических аппаратов непрерывного обслуживания арктического региона // Труды военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2018. № 664. С. 43–50.

11. Фадин И.А., Янов С.В., Самохвалов О.А. Методика обоснования баллистической структуры орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроения. 2019. Т. 18. № 3. С. 155–164.

12. Грузинов В.С. Геоинформационное моделирование и отображение гравитационного поля Земли / Грузинов В.С., Журкин И.Г., Боярчук М.А. // Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение. Тезисы докладов научно-технической конференции. — Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ». 2017. С. 54–55.

References

1. Alekseev V.F. Prospects for the development of satellite systems for studying the Earth's gravitational field / V.F. Alekseev, A.N. Zueva, D.I. Pleshakov // Proceedings of the All-Russian Scientific and Practical Conference «Improving the means and methods of collecting and processing geospatial information and the system of training specialists in the field of topogeodetic and navigation support». — SPb: VKA named after A.F. Mozhaisky. 2016. P. 45–52.

2. Bolshakov V.D. Theory of mathematical processing of geodetic measurements / Bolshakov V.D., Gaidaev P.A. — М.: Nedra. 1977. 318 p.

3. Glushkov V.V., Nasretdinov K.K., Sharavin A.A. Space geodesy: methods and development prospects. — Moscow: Institute of Political and Military Analysis. 2002. 448 p.

4. Gorbunin V.I. Optimization of the orbital construction of global space observation systems. — SPb: MD RF. 2001. 171 p.

5. Gorobets V.P. The current state and directions of development of geodetic support in the Russian Federation. Coordinate systems / V.P. Gorobets, Demyanov G.V., Mayorov A.N., Pobedinsky G.G. // Geoprofi. 2013. № 6. P. 4–9.

6. Kosenko V.E., Storozhev S.V., Bellman V.D. and others. Report of the STC FSUE TsNIIMash «General concept of geodetic research directions in the framework of R&D» Development». — Moscow. 2013.

7. Mozhaev G.V. Synthesis of orbital structures of satellite systems. Group-theoretical approach. — М.: Mashinostroenie. 1989. 304 p.

8. Parameters of the Earth 1990. (PZ-90.11): Reference document. — М.: RIO VTU GSh. 2014. 52 p.

9. Petukhov G.B. Methodological bases of external design of purposeful processes and purposeful systems / G.B. Petukhov, V.I. Yakunin. — М.: АСТ. 2006. 504 p.

10. Mosin D.A., Sadykov D.V., Skripnikov A.N. Methods of ballistic substantiation of the structure of the orbital constellation of spacecraft for continuous service in the Arctic region // Proceedings of the military-space academy im. A.F. Mozhaisky. 2018. № 664. P. 43–50.

11. Fadin I.A., Yanov S.V., Samokhvalov O.A. Methodology for substantiating the ballistic structure of the orbital segment of the space monitoring system // Bulletin of the Samara University. Aerospace engineering, technology and mechanical engineering. 2019. V. 18. № 3. P. 155–164.

12. Gruzinov V.S. Geoinformation modeling and display of the Earth's gravitational field / Gruzinov V.S., Zhurkin I.G., Boyarchuk M.A. // Navigation on the gravitational field of the Earth and its metrological support. Abstracts of the scientific and technical conference. — Mendeleev: FSUE «VNIIFTRI». 2017. P. 54–55.