

УДК 629.783

DOI: 10.33764/2411-1759-2019-24-3-17-25

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ БОРТОВОГО ГНСС-ПРИЕМНИКА. МЕТОДЫ, ТЕХНОЛОГИИ, РЕЗУЛЬТАТЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Сергей Витальевич Воронетский

АО «Российские космические системы», 111250, Россия, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53, инженер-исследователь 3-й категории, тел. (495)647-42-16, e-mail: sai.voronetskiy@gmail.com

Алексей Викторович Зайчиков

АО «Российские космические системы», 111250, Россия, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53, начальник сектора, тел. (495)647-42-35, e-mail: ink1024az@gmail.com

Андрей Альбертович Фурсов

АО «Российские космические системы», 111250, Россия, г. Москва, ул. Авиамоторная, 53, начальник отдела, тел. (495)673-95-52, e-mail: aa.fursov@mail.ru

Предлагается технология определения высокоточных параметров движения (ПД) – кинематической траектории, динамической орбиты, ограниченно-динамической орбиты низкоорбитальных космических аппаратов (КА) по измерениям бортового приемника сигнала глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Технология включает: расчет кинематической траектории по кодовым измерениям; определение предварительной динамической орбиты; обработку фазовых измерений; определение высокоточной динамической (ограниченно-динамической, кинематической) орбиты. Оценка полученных высокоточных параметров движения проводится при помощи лазерно-дальномерных измерений. Из приведенных результатов следует, что использование навигационных измерений ГНСС позволяет осуществлять определение высокоточных ПД низкоорбитальных космических аппаратов (с СКП в сантиметровом диапазоне). Разработанная технология может быть применена для определения параметров движения любых низкоорбитальных КА, оснащенных бортовым приемником навигационного сигнала ГНСС.

Ключевые слова: космические аппараты, параметры движения, навигационные технологии, высокоточная баллистика.

Введение

Определенный класс низкоорбитальных космических аппаратов (высота не превышает 2 тыс. км) требует для решения целевых задач знания высокоточного положения их центров масс (ЦМ). Это, например, зарубежные океанографические КА серии TOPEX/POSEIDON (TOPEX/POSEIDON, JASON, OSTM/JASON-2, JASON-3), аппараты исследования гравитационного поля Земли CHAMP, GRACE (GRACE-A, -B, GRACE-FO-C, -D), GOCE, магнитного поля Земли SWARM (SWARM-A, -B, -C), мониторинга окружающей среды SENTINEL (SENTINEL-1A, -1B, -2A, -2B, -3A, -3B), а также некоторые отечественные КА.

Требования, накладываемые на ошибку расчета положения ЦМ, как правило, жесткие. Так, для обработки измерительной информации высотомеров океанографических КА положение центра масс КА должно быть известно с ошибкой по высоте, не превышающей 2–5 см.

Для получения высокоточных параметров движения (параметров векторов положения ЦМ и скорости ЦМ) КА, используются измерения бортовых приемников навигационных сигналов ГНСС и системы DORIS, а также измерения лазерно-дальномерных станций (SLR). В качестве ассистирующих данных могут быть использованы данные бортовых акселерометров КА, данные межспутниковых радиолиний и т. п. Однако главным средством получения высокоточных ПД на сегодняшний день является бортовой высокоточный ГНСС-приемник. Для зарубежных КА основной системой излучения ГНСС сигнала является система GPS. Для высокоточного получения ПД отечественных КА – система ГЛОНАСС.

В отличие от наземного геодезического ГНСС-приемника, модель измерений [1, 2] бортового приемника не содержит задержки сигнала в тропосфере Земли, не требует учета приливных явлений в земной коре, а расчет поправки на смещение фазового центра относительно ЦМ требует точного учета ориентации КА.

Методы определения ПД низкоорбитальных КА

В литературе [3, 4] рассматривается два метода определения ПД ЦМ КА: кинематический и динамический.

В *кинематическом* методе движение КА рассматривается как набор независимых точек (такой набор будем далее называть «траекторией»). Уточняются координаты ЦМ КА и уход часов бортового ГНСС-приемника КА на каждую эпоху измерений; в случае использования фазовых измерений – неоднозначности сеансов фазовых измерений. В кинематическом методе решение не требует подбора адекватной модели движения (МД) КА (моделей априорно известных и эмпирически вычисляемых сил), что существенно упрощает алгоритм обработки. Метод характеризуется большим числом уточняемых параметров (при частоте снятия отсчетов измерительной информации в 10 секунд – около 35 000 параметров на сутки). Недостатки кинематического метода – существенная зависимость точности решения от непрерывности измерительной информации и числа одновременно наблюдаемых НКА (рекомендуется не менее шести).

В *динамическом* методе движение КА рассматривается как результат интегрирования дифференциальных уравнений МД с определяемыми начальными условиями (далее будем именовать «орбитой»). Уточняются начальные условия МД, уход часов бортового ГНСС-приемника КА на каждую эпоху измерений, в случае использования фазовых измерений – неоднозначности сеансов фазовых измерений. Таким образом, по сравнению с кинематическим методом, число уточняемых параметров значительно сокращается (при частоте снятия от-

счетов измерительной информации в 10 секунд – около 10 000 параметров на сутки). Кроме того, при динамическом методе определения ПД КА допускается нарушение непрерывности измерительной информации и наличие эпох измерений с недостаточным для кинематического метода наблюдаемым созвездием (3–5 наблюдаемых спутников). С другой стороны, решение зависит от адекватности МД КА, подбор которой, в зависимости от конструкции конкретного КА и особенностей его полета, может быть сопряжен с некоторыми трудностями.

Математическая МД низкоорбитального КА представляет собой совокупность дифференциальных уравнений движения КА, полученных на основе моделей физических сил и факторов, действующих на спутник, и метода интегрирования уравнений движения в выбранной системе координат.

Уравнение движения в инерциальной системе отсчета может быть записано в виде [3, 4]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \sum_i a_i(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}) + a_{emp}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{Q}) + p_{stoh}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, P),$$

где $\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}(a, e, i, \Omega, \omega, u_0; t_0)$ – начальные условия;

$a, e, i, \Omega, \omega, u_0$ – оскулирующие элементы орбиты КА на момент t_0 ;

$a_i(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}})$ – гравитационные и негравитационные динамические ускорения с известными априорными моделями;

$a_{emp}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{Q})$ – эмпирические динамические ускорения;

$p_{stoh}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{Q})$ – эмпирические псевдостохастические параметры.

Динамический метод определения ПД КА с использованием псевдостохастических параметров принято называть ограниченно-динамическим методом уточнения орбиты. Псевдостохастические параметры используются для обеспечения адекватного баланса между воздействием динамических сил и результатами измерений. При этом частично компенсируются недостатки динамической МД КА, хотя число оцениваемых параметров по сравнению с динамическим методом незначительно увеличивается.

Для интегрирования системы дифференциальных уравнений МД низкоорбитального КА применяется расширенный метод Эйлера с коллокацией [5].

Технология определения высокоточных ПД низкоорбитального КА

Предлагается технология определения высокоточных ПД ЦМ низкоорбитального КА по измерениям бортового навигационного приемника. Технология предполагает три шага.

1. Получение предварительной орбиты (низкой точности) по кодовым радионавигационным сигналам. Основное требование, предъявляемое к предварительной орбите, – не точность, а плавность изменения ее ошибки. Может быть осуществлена как напрямую по кодовым измерениям, так и в два этапа: на

первом определяется кодовая кинематическая траектория как совокупность одномоментных навигационных определений; на втором – по кодовой кинематической траектории определяется динамическая орбита. В работе используется двухэтапный подход к определению динамической орбиты, уточняются оскулирующие элементы орбиты и полный набор коэффициентов модели эмпирических динамических ускорений.

2. Предварительная обработка фазовых измерений с использованием предварительной орбиты (включает в себя определение и, по возможности, устранение потерь захвата фазы ГНСС-приемником [6], фильтрацию фазовых измерений).

3. Получение высокоточных ПД по фазовым измерениям бортового приемника (получение высокоточной фазовой кинематической траектории или высокоточной динамической орбиты).

Исходными данными для определения высокоточных ПД низкоорбитального КА являются:

– измерения бортового ГНСС-приемника низкоорбитального КА в формате RINEX;

– высокоточные эфемериды спутников ГНСС в формате SP3 и параметры смещения бортовых шкал спутников ГНСС (могут быть получены от одного из центров анализа ГНСС: ИАЦ ГНСС, СВОЭВИ, CODE и т. п.);

– параметры вращения Земли – мгновенные координаты полюса и поправка к звездному времени (могут быть получены от международной службы вращения Земли (МСВЗ, IERS), Государственной службы времени и частоты (ГСВЧ) и других источников).

Результатом определения высокоточных ПД низкоорбитального КА являются его эфемеридные параметры в формате SP3.

Для оценки точности полученных ПД КА предлагается использовать лазерно-дальномерные измерения. В отличие от беззапросных навигационных измерений, модель лазерно-дальномерных измерений [7, 8] не содержит поправок на уход бортовых и наземных генераторов (заявленная точность привязки измерений не превышает 100 нс, что на порядок превышает необходимую), лазерно-дальномерный сигнал мало подвержен ионосферным искажениям, а модели задержки сигнала в тропосфере Земли обладают высокой точностью [9, 10]. В работе использованы измерения международной лазерно-дальномерной службы ILRS, находящиеся в открытом доступе в сети Интернет.

Пример определения высокоточных ПД на примере зарубежных низкоорбитальных КА OSTM/JASON-2 и GRACE-B

Для подтверждения работоспособности технологии определения высокоточных ПД было выполнено определение динамической орбиты зарубежного океанографического КА OSTM/JASON-2 и ограниченно-динамической орбиты КА исследования гравитационного поля Земли GRACE-B.

Особенностью КА OSTM/JASON-2 является наличие маневров по ориентации во время смены режима ориентации и калибровки измерительной аппаратуры. Маневры происходят до нескольких раз в месяц.

На высоте орбиты КА GRACE-B (около 480 километров) сильное влияние на его движение оказывает сопротивление атмосферы Земли, что приводит к тому, что высокоточная орбита этого КА может быть определена только с использованием стохастических импульсов.

Оценка результатов полученных высокоточных параметров движения этих КА представлена в таблице. Оценка полученных орбит КА при помощи лазерно-дальномерных средств наблюдения представлена на рис. 1, 2.

Характеристики параметров орбит и результаты определения ПД

Космический аппарат		OSTM/JASON-2	GRACE-B
Высота орбиты, км		1 336	480
Наклонение, °		66	89,5
Метод определения ПД		Динамическая орбита	Ограниченно-динамическая орбита
Интервал обработки		01.11.2016 – 01.12.2016 (30 суток)	02.01.2014 – 15.01.2014 (14 суток)
СКО относительно лазерно-дальномерных измерений	по направлению, см	2,7	2,1
	в проекции на радиус-вектор, см	2,0	1,2
Источник эталонной орбиты		CNES	JPL
СКО относительно эталонной орбиты	по высоте, см	2,1	1,6
	по вектору скорости, см	4,3	2,0
	по нормали к плоскости, см	1,9	1,8

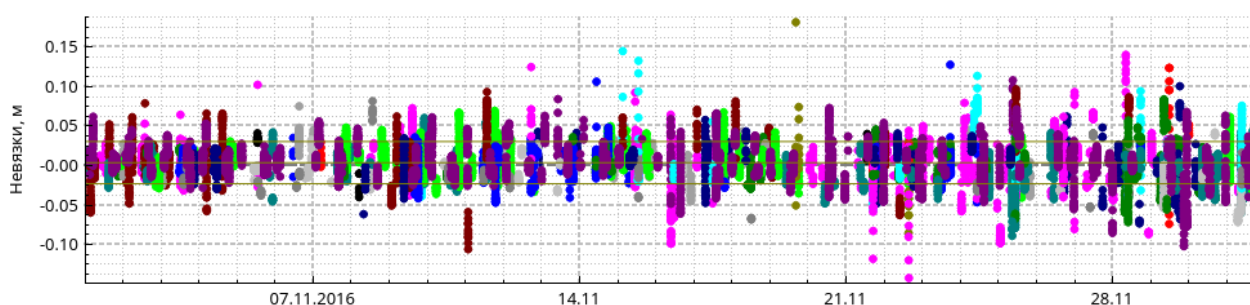


Рис. 1. Невязки лазерно-дальномерных измерений относительно полученной высокоточной орбиты КА OSTM/JASON-2 (СКО: 2,7 см)

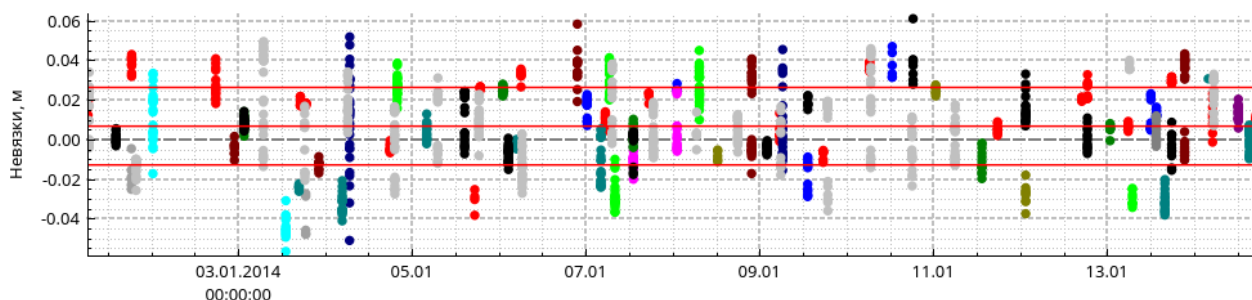


Рис. 2. Невязки лазерно-дальномерных измерений относительно полученной высокоточной орбиты КА GRACE-B

В качестве примера использования кинематического метода определения орбиты на рис. 3–5 представлены невязки полученной кинематической траектории и высокоточной ограничено-динамической орбиты КА GRACE-B на суточном интервале наблюдения. Результаты определения кинематической орбиты (около 3 см по каждому из направлений) показывают более низкую точность кинематического метода относительно ограничено-динамического. Тем не менее, определение высокоточных ПД КА кинематическим методом может быть применено для верификации результатов динамического метода.

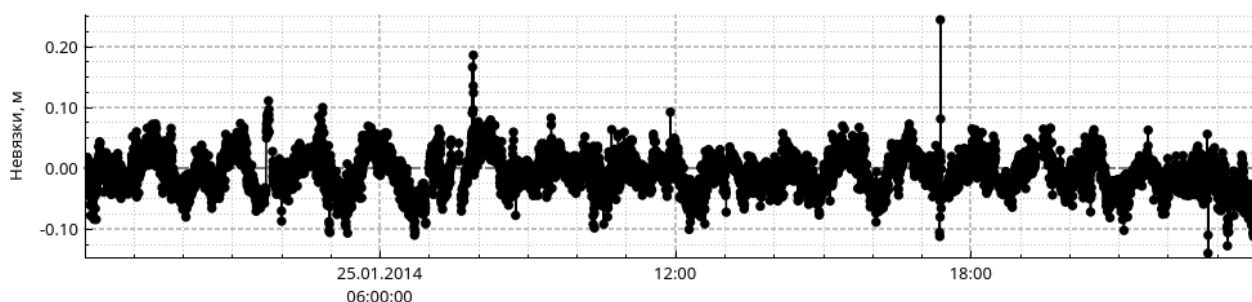


Рис. 3. Невязки высокоточной кинематической траектории КА GRACE-B относительно его высокоточной орбиты по радиус-вектору КА (СКО 3,1 см)

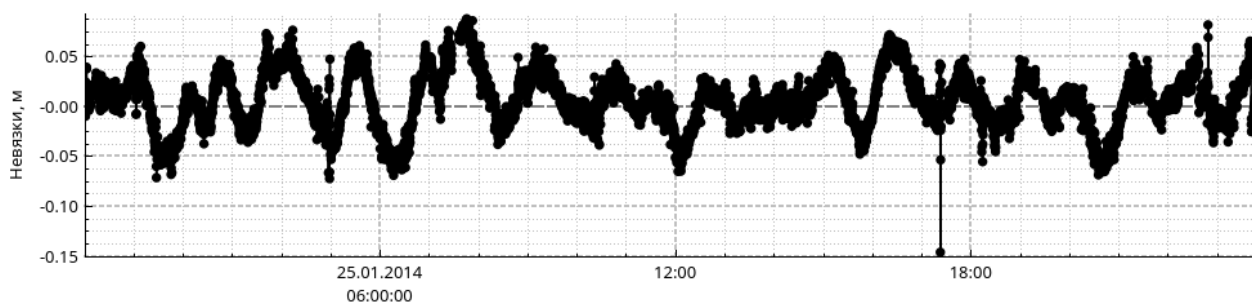


Рис. 4. Невязки высокоточной кинематической траектории КА GRACE-B относительно его высокоточной орбиты вдоль вектора скорости КА (СКО 2,8 см)

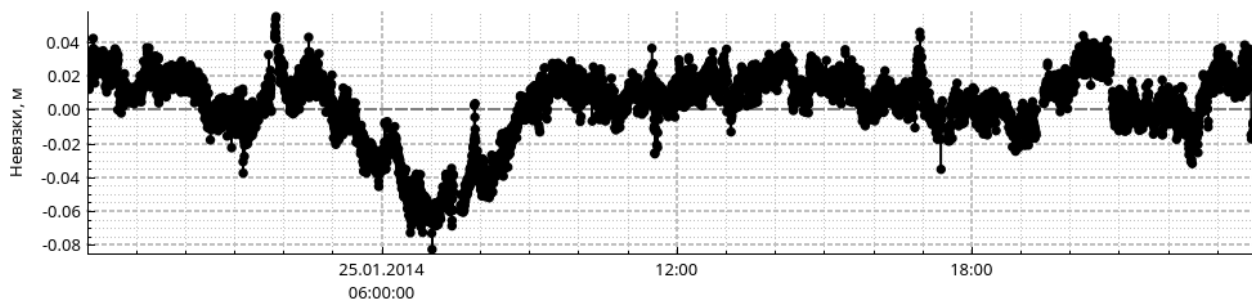


Рис. 5. Невязки высокоточной кинематической траектории КА GRACE-B относительно его высокоточной орбиты по нормали к орбите КА (СКО 2,1 см)

Заключение

Проведенные исследования и представленные результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. Использование навигационных измерений ГНСС позволяет осуществлять определение высокоточных параметров движения низкоорбитальных космических аппаратов (с СКП в сантиметровом диапазоне).

2. Разработанная технология может быть применена для определения параметров движения других КА, оснащенных бортовым приемником сигнала ГНСС.

Основными направлениями развития технологии прецизионного определения параметров движения низкоорбитальных КА, следует считать следующие.

1. Переход на высокоточную ЭВИ ГЛОНАСС, получаемую в АО «РКС» (по готовности ЭВИ), для использования при определении прецизионных параметров движения различного типа низкоорбитальных КА.

2. Проведение исследований по обработке измерительной информации низкоорбитальных КА в других высотных диапазонах, например, зарубежного КА GOCE на сверхнизкой орбите высотой 255 км.

3. Проведение исследований по обработке измерительной информации бортовых приемников КА ДЗЗ, особенностью которых являются частые маневры по ориентации (тангажу и крену), например отечественных КА ДЗЗ Ресурс-П и Канопус-В.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Антонович К. М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. Т. 1. – М. : ФГУП «Картгеоцентр», 2005.
2. Xu Guochang. GPS. Theory, algorithms and applications. – New York : Springer Berlin Heidelberg, 2003.
3. Jäggi A. Pseudo-Stochastic Orbit Modeling of Low Earth Satellites Using the Global Positioning System. Technical report, Geodätisch-geophysikalische Arbeiten in der Schweiz, Band 73. – Schweizerische Geodätische Kommission, Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, Eidg. Technische Hochschule Zürich, Zürich, 2007.

4. Swatschina P. Dynamic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Satellites in Low Earth Orbits // Geowissenschaftliche Mitteilungen, Heft Nr. 89. – Vienna University of Technology, 2012.
5. Beutler G. Methods of Celestial Mechanics. Volume I: Physical, Mathematical and Numerical Principles. – New York : Springer Berlin Heidelberg, 2005.
6. Habrich H. Geodetic Applications of the Global Navigation Satellite System (GLONASS) and of GLONASS/GPS Combinations // Ph. D. thesis. – Astronomical Institute, University of Bern, Bern, Switzerland, 1999.
7. Seeber G. Satellite Geodesy. – 2nd completely revised and extended edition. – Walter de Gruyter, Berlin, New York, 2003.
8. Эбауэр К. В. Высокоточное определение динамических параметров Земли с использованием данных лазерной локации околоземных спутников : дис. ... канд. физ.-мат. наук. – М., 2015.
9. Improved mapping functions for atmospheric refraction correction in SLR / V. B. Mendes, G. Prates, E. C. Pavlis, D. E. Pavlis, R. B. Langley // Geophys. Res. Lett. – 2002. – Vol. 29 (10).
10. Mendes V. B., Pavlis E. C. High-accuracy zenith delay prediction at optical wavelengths // Geophys. Res. Lett. – 2004. – Vol. 31.

Получено 31.05.2019

© С. В. Воронетский, А. В. Зайчиков, А. А. Фурсов, 2019

DETERMINATION OF HIGH-PRECISION MOTION PARAMETERS OF LOW-ORBIT SATELLITES BASED ON MEASUREMENTS OF THE ONBOARD GNSS RECEIVER. METHODS, TECHNOLOGIES, RESULTS AND PROSPECTS

Sergey V. Voronetsky

JSC «Russian Space Systems», 53, Aviamotornaya St., Moscow, 111250, Russia, 3rd Category Research Engineer, phone: (495)647-42-16, e-mail: sai.voronetskiy@gmail.com

Alexey V. Zaychikov

JSC «Russian Space Systems», 53, Aviamotornaya St., Moscow, 111250, Russia, Head of Sector, phone: (495)647-42-35, e-mail: ink1024az@gmail.com

Andrey A. Fursov

JSC «Russian Space Systems», 53, Aviamotornaya St., Moscow, 111250, Russia, Head of Department, phone: (495)673-95-52, e-mail: aa.fursov@mail.ru

A technology is proposed for determining high-precision motion parameters (kinematic trajectory, dynamic orbit, reduced-dynamic orbit) of low-earth orbit satellites using observations of an onboard receiver of navigation satellite systems signals. The technology includes: determination of a kinematic trajectory from code observations; determination of a preliminary dynamic orbit; processing phase measurements; determination of high-precision dynamic (reduced-dynamic, kinematic) orbit. Validation of the obtained high-precision motion parameters is done using laser-ranging measurements. From the results, it follows that the use of GNSS observations allows the determination of high-precision motion parameters of low-earth orbiter spacecraft (with centimeter range error). The developed technology can be applied to determine the motion parameters of any low-orbit spacecraft equipped with an onboard GNSS-receiver.

Key words: satellites, motion parameters, navigation technologies, high-precision ballistics.

REFERENCES

1. Antonovich, K. M. (2005). *Ispol'zovanie sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem v geodezii: T. 1 [The use of satellite radio navigation systems in geodesy: Vol. 1]*. Moscow: FGUP "Kartgeotsentr" [in Russian].
2. Xu, Guochang. (2003). *GPS. Theory, algorithms and applications*. New York: Springer Berlin Heidelberg.
3. Jäggi, A. (2007). Pseudo-Stochastic Orbit Modeling of Low Earth Satellites Using the *Global Positioning System*. Technical report, Geodätisch-geophysikalische Arbeiten in der Schweiz, Band 73. Schweizerische Geodätische Kommission, Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, Eidg. Technische Hochschule Zürich, Zürich.
4. Swatschina, P. (2012). Dynamic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Satellites in Low Earth Orbits. *Geowissenschaftliche Mitteilungen, Heft Nr. 89*. Vienna University of Technology.
5. Beutler, G. (2005). *Methods of Celestial Mechanics, Vol. I: Physical, Mathematical and Numerical Principles*. New York: Springer Berlin Heidelberg.
6. Habrich, H. (1999). Geodetic Applications of the Global Navigation Satellite System (GLONASS) and of GLONASS/GPS Combinations. *Ph. D. Thesis*. Astronomical Institute, University of Bern, Bern, Switzerland.
7. Seeber, G. (2003). *Satellite Geodesy* (2nd completely revised and extended ed.). Walter de Gruyter, Berlin, New York.
8. Ebauer, K. V. (2015). High-precision determination of the dynamic parameters of the Earth using laser location data of near-Earth satellites. *Candidate's thesis*. Moscow: Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences.
9. Mendes, V. B., Prates, G., Pavlis, E. C., Pavlis, D. E., & Langley, R. B. (2002). Improved mapping functions for atmospheric refraction correction in SLR. *Geophys. Res. Lett.*, 29(10).
10. Mendes, V. B., & Pavlis, E. C. (2004). High-accuracy zenith delay prediction at optical wavelengths. *Geophys. Res. Lett.*, 31.

Received 31.05.2019

© S. V. Voronetsky, A. V. Zaychikov, A. A. Fursov, 2019