

КОМПЕНСАЦИЯ АТМОСФЕРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ДОПОЛНЕНИЙ ГЛОНАСС/GPS

А. П. Алешкин, Т. О. Мысливцев, С. В. Никифоров

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: uncleserega@yandex.ru*

Представлен алгоритм компенсации атмосферных погрешностей при траекторной обработке информации на основе данных широкозонных дифференциальных систем спутниковой навигации. Предлагаемая методика позволяет повысить точность определения вектора состояния объекта в соответствии со степенью компенсации атмосферных погрешностей.

Ключевые слова: атмосферные погрешности, радиолокационные станции дальнего обнаружения, траекторная обработка, модель ионосферы.

Введение. Динамичное развитие обстановки в воздушно-космической сфере, постоянное изменение характеристик радиолокационных целей и совершенствование средств доставки оружия диктуют все более жесткие требования к качеству информации, получаемой от радиолокационных станций дальнего обнаружения (РЛС ДО).

Погрешности, возникающие при измерении параметров целей радиолокационными методами, зависят от различных факторов [1]. Эффективность выполнения задач, стоящих перед РЛС ДО, непосредственно связана с возможностью учета указанных погрешностей в системе траекторной обработки. При этом значительная доля погрешностей определения параметров целей РЛС ДО, работающими в метровом и дециметровом диапазонах длин волн, вызвана средой распространения — атмосферой. Характеристики атмосферных погрешностей измерений тесно связаны с физическими свойствами атмосферы, в частности с наличием или отсутствием ионизированных сред. Информация о текущем состоянии среды распространения зондирующих сигналов позволяет прогнозировать и оценить атмосферные погрешности для дальнейшей их компенсации в системе траекторной обработки РЛС ДО.

В настоящей статье рассматривается вопрос компенсации погрешностей, вызванных только ионизированной частью атмосферы, для уточнения параметров которой предлагается использовать данные о вертикальных задержках сигнала на частоте L1 спутника ГЛОНАСС/GPS, содержащиеся в стандартном сообщении широкозонных дифференциальных систем спутниковой навигации WAAS/EGNOS/MSAS и СДКМ [2, 3].

Конечная цель обработки информации — оценка вектора состояния сопровождаемого объекта с заданными точностными характеристиками, поэтому актуальной является задача построения эффективных алгоритмов вторичной обработки радиолокационной информации с компенсацией атмосферных погрешностей измерений на основе оперативных данных о состоянии среды распространения зондирующих сигналов.

Система обработки радиолокационной информации функционирует в условиях воздействия целого ряда случайных факторов, учет которых затруднителен при аналитическом исследовании. Поэтому для анализа эффективности работы таких систем необходимо проведение статистического моделирования.

Особенности моделирования навигационных параметров объектов. Различают методические, флюктуационные, инструментальные, аппаратные и атмосферные погрешности измерения навигационных параметров целей [1]. Эти погрешности подразделяются на систематические и случайные. Систематические погрешности имеют постоянные значения, по крайней мере, в течение одного сеанса измерений и могут быть скомпенсированы при калибровке аппаратуры перед началом сеанса или в процессе работы путем внесения соответствующих поправок. Случайные погрешности частично парируются методами статистического сглаживания. Таким образом, навигационные параметры можно представить выражением

$$r^* = r + \varepsilon r^* + \delta r^*, \quad (1)$$

где r — параметры, характеризующие истинное положение объекта; r^* — измеренные параметры; εr^* — систематические погрешности навигационных измерений; δr^* — случайные погрешности.

Для моделирования истинных навигационных параметров в качестве наблюдаемой цели может быть выбран космический аппарат (КА), движущийся по околоземной орбите с известными параметрами в круговом секторе обзора гипотетической РЛС ДО. Для примера рассмотрим „проводку“ КА „Можаец-4“ (параметры орбиты: наклонение $97,8^\circ$, высота перигея 659 км, высота апогея 669 км, период обращения 98 мин) в зоне радиовидимости РЛС ДО, дислоцируемой в точке с координатами 60° с.ш. и 30° в.д. Движение КА описывается известной системой дифференциальных уравнений [4], и далее, путем задания начальных условий и применения методов численного интегрирования, определяются полный вектор состояния КА и его навигационные параметры в заданные моменты времени.

Предположим, что после настройки, юстировки и калибровки аппаратуры РЛС ДО остаются только атмосферные систематические и флюктуационные ошибки измерений. Одним из возможных способов моделирования атмосферных погрешностей является совместное использование методов геометрической оптики при описании трансионосферного распространения зондирующего сигнала и модели ионосферы [5], параметры которой адаптированы к реальным геофизическим условиям. Для описания распространения электромагнитных волн в ионизированной среде целесообразно применение моделей ионосферы семейства IRI (International Reference Ionosphere) и NeQuick, которые позволяют определить параметры ионосферы в любой точке пространства и в любое время, зная лишь общепланетарный индекс солнечной активности (SSN) или ионосферный индекс солнечной активности (ИИСА). ИИСА рассчитывается для заданной точки с помощью данных, поступающих от систем WAAS/EGNOS/MSAS и СДКМ, с использованием методики, предложенной в работе [3].

Для моделирования атмосферных погрешностей определения навигационных параметров КА „Можаец-4“ использованы измерения, произведенные РЛС ДО, работающей в диапазоне частот (f) 100 и 500 МГц. Для наглядности моделирования одна и та же „проводка“ КА осуществлена 2 и 16 мая 2013 г., когда значения SSN составляли соответственно 68 и 135. В качестве модели ионосферы использовалась отечественная модель IRI-Plas [6].

Результаты моделирования при $f = 100$ МГц и $f = 500$ МГц представлены на рис. 1 и 2 соответственно (где β — угол места цели, ΔR — ошибка по дальности, $\Delta \beta$ — ошибка по углу места).

Случайные погрешности измерения каждого отдельного параметра подчинены нормальному закону распределения и моделируются исходя из значений среднеквадратических ошибок (СКО) единичных измерений дальности (R), радиальной скорости (V), азимута (α)

и угла места (β) для гипотетических РЛС ДО метрового ($f = 100$ МГц) и дециметрового ($f = 500$ МГц) диапазонов (табл. 1).

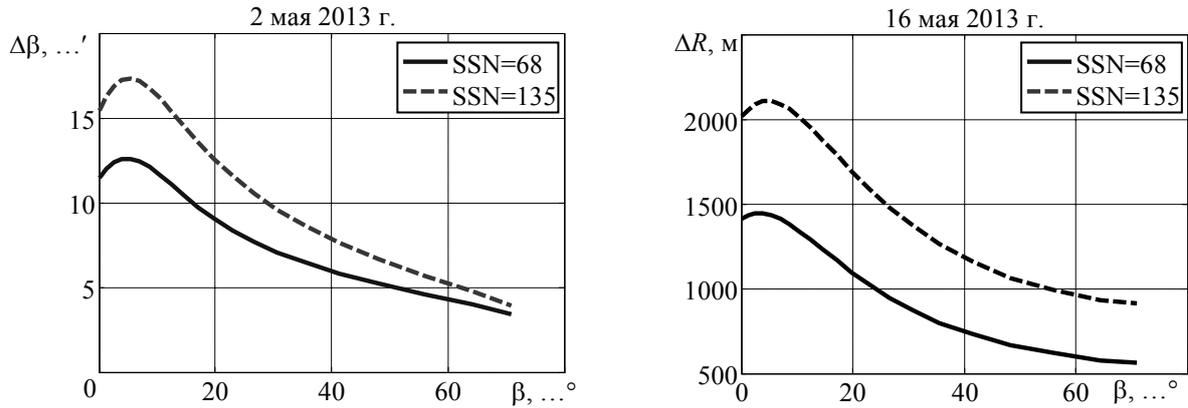


Рис. 1

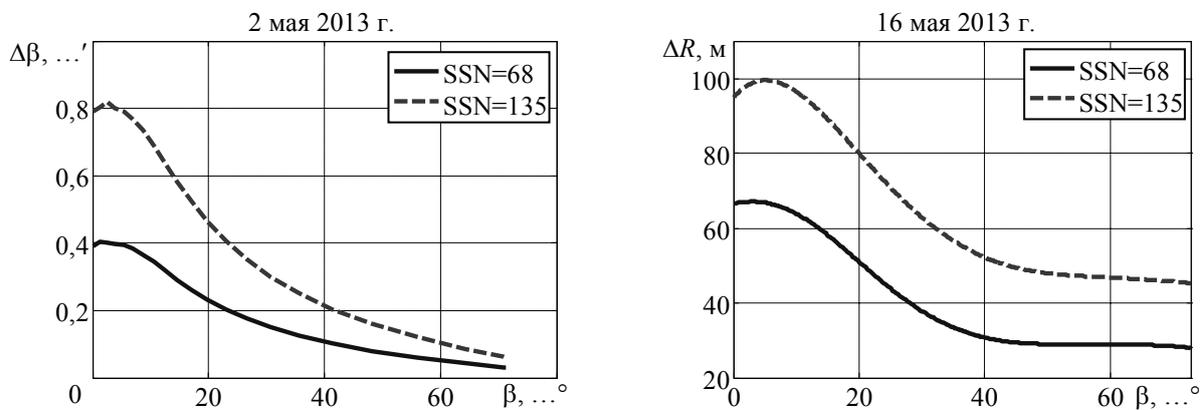


Рис. 2

Таблица 1

Рабочая частота РЛС, МГц	СКО			
	σ_{R_2} , м	σ_{V_2} , м/с	$\sigma_{\alpha_2, \dots}$, °	$\sigma_{\beta_2, \dots}$, °
100	1000	3	1	1
500	300	1	0.6	0.6

Особенности построения системы траекторной обработки РЛС ДО. Исходными данными при оценке параметров детерминированной траектории являются результаты предварительной обработки навигационных измерений, полученные РЛС ДО. В данном случае для вторичной обработки использована информация об измеренных значениях R , α и β .

Значения навигационных параметров $r = [r_1 \ r_2 \ r_3 \ \dots \ r_N]^T$ однозначно определяются начальными условиями движения объекта $q_0 = [X_0 \ Y_0 \ Z_0 \ V_{x_0} \ V_{y_0} \ V_{z_0}]^T$, т.е. $r = r(q_0)$. В предположении, что предварительная обработка обеспечивает полное устранение погрешностей измерений и позволяет получить истинные значения навигационных параметров $r(q_0)$, задача вторичной обработки сводится к элементарному пересчету значений $r(q_0)$ в соответствующие начальным условиям значения q_0 . Для этого достаточно измерить шесть каких-либо независимых навигационных параметров. Однако поскольку измерения сопровождаются случайными и систематическими ошибками, точность определения вектора q_0 по минимуму данных ($N=6$) является недостаточной. Именно для обеспечения высокой точности оценивания и начальных условий проводится сбор, накопление и обработка избыточных ($N \gg 6$)

результатов навигационных измерений (r^*) с учетом скомпенсированных систематических погрешностей εr^* .

Для оценивания вектора q_0 воспользуемся методом максимального правдоподобия (ММП) [7] и запишем уравнение правдоподобия в следующем виде:

$$D^T(q_0)K_{r^*}^{-1}(r^* - r(q_0)) = 0, \quad (2)$$

где $D(q_0)$ — $N \times 6$ -матрица частных производных от измеряемых навигационных параметров по начальным условиям; K_{r^*} — корреляционная матрица ошибок навигационных измерений.

Матрица $D(q_0)$ заранее рассчитана быть не может, поскольку не известен вектор q_0 , определение которого и является задачей вторичной обработки. Этим обуславливается необходимость поиска приближенных решений уравнения (2), для чего следует использовать различные численные методы (Ньютона — Рафсона, Гаусса — Ньютона и др.).

Наиболее просто рассматриваемая задача решается методом Гаусса — Ньютона, основная идея которого состоит в линеаризации нелинейной зависимости текущих навигационных параметров $r = r(q_0)$ от вектора q_0 путем разложения функции $r = r(q_0)$ в ряд Тейлора в окрестности опорной точки \tilde{q}_0 , достаточно близкой к истинному значению вектора q_0 :

$$r(q_0) = r(\tilde{q}_0) + D(\tilde{q}_0)\Delta q, \quad (3)$$

где Δq — вектор разностей между q_0 и \tilde{q}_0 .

Подставив выражение (3) в формулу (2), получим

$$D^T(q_0)K_{r^*}^{-1}(\Delta r^* - D(\tilde{q}_0)\Delta q) = 0, \quad (4)$$

где $\Delta r^* = r^* - r(\tilde{q}_0)$; решив (4) относительно вектора поправок Δq , получим максимально правдоподобную оценку

$$\Delta q_{\text{ММП}}^* = \left[D^T(\tilde{q}_0)K_{r^*}^{-1}D(\tilde{q}_0) \right]^{-1} D^T(\tilde{q}_0)K_{r^*}^{-1}\Delta r^*. \quad (5)$$

В результате оценка начальных условий по ММП определяется как

$$q_{0\text{ММП}}^* = \tilde{q}_0 + \Delta q_{\text{ММП}}^*. \quad (6)$$

Учитывая, что зависимость (3) получена в результате линеаризации, а также учитывая замену матрицы частных производных $D(q_0)$ матрицей $D(\tilde{q}_0)$, расчет оценки $\Delta q_{\text{ММП}}^*$ необходимо производить многократно.

Для повышения точности оценок $\Delta q_{\text{ММП}}^*$ и $q_{\text{ММП}}^*$ следует из результатов моделирования параметра r^* максимально исключить систематические ошибки εr^* . Рассмотрим на примере статистического моделирования, как зависит точность оценки $q_{0\text{ММП}}^*$ от степени компенсации систематических ошибок εr^* .

Результаты статистического моделирования. Для определения точностных характеристик оценок параметров движения КА на основе разработанных алгоритмов использовался метод Монте-Карло.

В табл. 2 приведены точностные характеристики определения вектора положения (D_{XYZ}) и вектора скорости (V_{XYZ}) КА „Можаец-4“ (по результатам обработки 1000 модельных экспериментов), оценка которых произведена 2 мая 2013 г. в 12:00 (по Гринвичу — UT). В табл. 3 для сравнения приведены такие же точностные характеристики при оценке, произведенной 16 мая 2013 г. в 12:00 (UT) (здесь M — математическое ожидание).

Для верификации полученных результатов использовались данные, содержащиеся в базах станций вертикального зондирования [8], расположенных в зоне действия широкозонной

дифференциальной системы EGNOS, а именно данные по критической частоте (f_0) слоя F_2 ионосферы.

Таблица 2

Рабочая частота РЛС, МГц	Условия проведения эксперимента	D_{XYZ} , м		V_{XYZ} , м/с	
		M	СКО	M	СКО
100	Воздействия ионосферы нет	96	2581	0,2	8,22
	Без коррекции модели IRI-Plas при SSN=68	2279	2598	20,31	8,32
	Коррекция модели IRI-Plas по данным EGNOS	1761	2589	15,6	8,26
500	Воздействия ионосферы нет	61	1511	0,1	4,64
	Без коррекции модели IRI-Plas при SSN =68	243	1524	0,98	4,75
	Коррекция модели IRI-Plas по данным EGNOS	206	1517	0,81	4,69

Таблица 3

Рабочая частота РЛС, МГц	Условия проведения эксперимента	D_{XYZ} , м		V_{XYZ} , м/с	
		M	СКО	M	СКО
100	Воздействия ионосферы нет	96	2587	0,2	8,29
	Без коррекции модели IRI-Plas при SSN=135	3180	2598	26,64	8,41
	Коррекция модели IRI-Plas по данным EGNOS	2465	2590	20,6	8,35
500	Воздействия ионосферы нет	61	1511	0,1	4,64
	Без коррекции модели IRI-Plas при SSN =135	451	1518	3,65	4,73
	Коррекция модели IRI-Plas по данным EGNOS	401	1515	3,17	4,67

Для примера на рис. 3 и 4 представлены вариации частот f_0 в среднеширотном регионе на 2 и 16 мая 2013 г. при SSN, равном 68 и 135 соответственно: кривая 1 — данные, полученные на ионозонде EB040 с координатами 40,4° с.ш., 0,3° в.д.; кривая 2 — данные, рассчитанные с использованием модели IRI-Plas и SSN на данные сутки; кривая 3 — значения, восстановленные по данным системы EGNOS с использованием модели IRI-Plas при оптимизированном значении ИИСА.

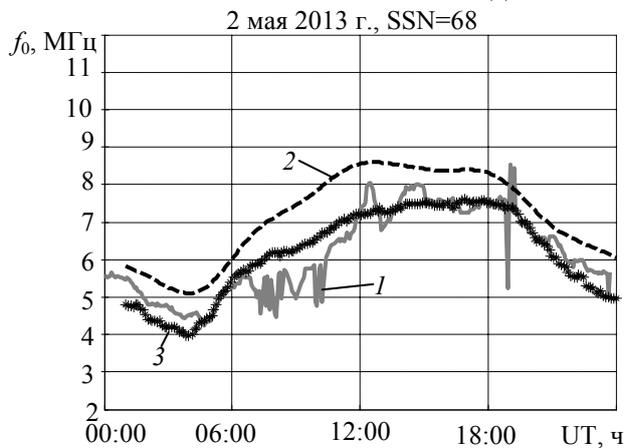


Рис. 3

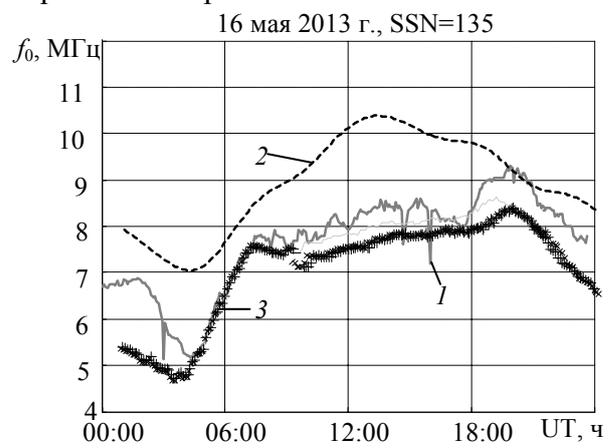


Рис. 4

Из представленных графиков видно, что предложенный способ определения параметров ионосферы по данным системы EGNOS с помощью модели IRI-Plas при оптимизированном значении ИИСА превосходит по точности расчет по модели при известном SSN.

Заключение. Методы компенсации систематических ионосферных погрешностей измеряемых навигационных параметров условно делят на аппаратные и алгоритмические.

Эффективной реализацией аппаратного метода является перенос частотного диапазона в более высокочастотную область, а алгоритмические методы основаны на коррекции параметров принимаемого сигнала [9].

В процессе статистического моделирования получены результаты, которые согласуются с известными утверждениями о том, что существенное влияние на точность определения местоположения цели оказывает выбранный частотный диапазон РЛС ДО. Также подтвержден вывод, что без учета влияния ионосферы, особенно в дни высокой солнечной активности, достичь требуемой точности определения местоположения целей невозможно.

Анализ результатов статистического моделирования показал, что использование модели ионосферы, скорректированной по данным широкозонных дифференциальных систем спутниковой навигации, позволяет более точно оценить вектор положения и вектор скорости цели по сравнению с использованием модели, в которой задан общепланетарный индекс SSN на конкретные сутки. Так, при модельном эксперименте, проведенном 2 мая 2013 г., при $f = 100$ МГц значение D_{XYZ} уменьшилось на 23 %, а V_{XYZ} — на 24 %; при $f = 500$ МГц $D_{XYZ} < 15$ %, а $V_{XYZ} < 17$ %. Для эксперимента, проведенного 16 мая 2013 г., при $f = 100$ МГц ошибка определения вектора D_{XYZ} уменьшилась на 22,5 %, вектора V_{XYZ} — на 22,6 %, а при $f = 500$ МГц — на 12 и 15 % соответственно.

Таким образом, предложенная методика компенсации атмосферных погрешностей при реализации алгоритмов обработки радиолокационных измерений на основе данных о состоянии ионосферы, получаемых от широкозонных дифференциальных систем спутниковой навигации, позволяет уменьшить погрешность определения вектора положения и скорости КА при работе РЛС в метровом диапазоне на 23 %, а при работе в дециметровом диапазоне на 15—17 % по сравнению с моделью ионосферы, в которой задан SSN.

Статья подготовлена по результатам работы, выполненной при частичной поддержке Российского научного фонда (грант № 14-17-00685).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дулевич В. Е. Теоретические основы радиолокации. М.: Сов. радио, 1978. 608 с.
2. Радиосигналы и состав цифровой информации функционального дополнения системы ГЛОНАСС системой дифференциальной коррекции и мониторинга. М.: ОАО „Российские космические системы“, 2012. (Редакция 1.)
3. Бакурский К. В., Зарубин А. С., Мысливцев Т. О., Савочкин П. В., Сахно И. В., Троицкий Б. В., Шпаков А. П. Метод коррекции модели ионосферы по данным широкозонных дифференциальных систем СРНС // Геомагнетизм и аэрономия. 2014. Т. 54, № 4. С. 503—507.
4. Аверкиев Н. Ф., Коваленко Ю. А. Алгоритмы прогнозирования движения космических аппаратов. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2004. 88 с.
5. Мысливцев Т. О., Гусаков В. М., Алешкин А. П. Моделирование измерений навигационных параметров в коротковолновых радиолокационных системах пространственной волны // Изв. вузов. Приборостроение. 2012. Т. 55, № 9. С. 54—61.
6. Gulyaeva T., Huang X., Reinisch B. The Ionosphere-plasmosphere model software for ISO // Acta Geodaetica et Geophysica Hungarica. 2002. Vol. 39, N 3.
7. Основы радионавигационных измерений: Учебник для вузов / Под ред. Н. Ф. Клюева. МО РФ, 1987.
8. www.iono.noa.gr/DIAS.
9. Иванов В. Ф., Мысливцев Т. О., Ткачев Е. А., Троицкий Б. В. Ионосферное обеспечение средств локации, навигации и связи. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2011. 235 с.

Сведения об авторах

- Андрей Петрович Алешкин** — д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра антенно-фидерных, передающих устройств и средств СЕВ
- Тимофей Олегович Мысливцев** — д-р техн. наук, доцент; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра антенно-фидерных, передающих устройств и средств СЕВ
- Сергей Валерьевич Никифоров** — адъюнкт; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра антенно-фидерных, передающих устройств и средств СЕВ; E-mail: uncleserega@yandex.ru

Рекомендована кафедрой
антенно-фидерных, передающих
устройств и средств СЕВ

Поступила в редакцию
02.09.15 г.

Ссылка для цитирования: Алешкин А. П., Мысливцев Т. О., Никифоров С. В. Компенсация атмосферных погрешностей при определении траекторий космических объектов на основе данных функциональных дополнений ГЛОНАСС/GPS // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 1. С. 25—31.

**COMPENSATION FOR ATMOSPHERE-INDUCED ERRORS
IN EVALUATION OF SPACE OBJECT TRAJECTORY
ON THE BASE OF DATA FROM FUNCTIONAL APPLICATIONS TO GLONASS/GPS**

A. P. Aleshkin, T. O. Myslivtsev, S. V. Nikiforov

*A. F. Mozhaysky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: uncleserega@yandex.ru*

An algorithm is developed for compensation of atmospheric errors in trajectory information processing based of data from wide-area differential satellite navigation systems. The proposed method is demonstrated to improve accuracy of the state vector of the object evaluation in accordance with the degree of compensation of atmosphere-induced errors.

Keywords: atmospheric errors, radar long-range detection, trajectory processing, model of the ionosphere.

Data on authors

- Andrey P. Aleshkin** — Dr. Sci., Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Transmission, Antenna-Feeder Devices and Means for SEV
- Timofey O. Myslivtsev** — Dr. Sci., Associate Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Transmission, Antenna-Feeder Devices and Means for SEV
- Sergey V. Nikiforov** — Adjunct; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Transmission, Antenna-Feeder Devices and Means for SEV;
E-mail: uncleserega@yandex.ru

For citation: Aleshkin A. P., Myslivtsev T. O., Nikiforov S. V. Compensation for atmosphere-induced errors in evaluation of space object trajectory on the base of data from functional applications to GLONASS/GPS // Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Priborostroyeniye. 2016. Vol. 59, N 1. P. 25—31 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-1-25-31