

МЕТОДИКА ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОСНАЩЕННЫХ ВЫСОКОЧУВСТВИТЕЛЬНЫМИ АКСЕЛЕРОМЕТРАМИ

В. Б. ДУБОВСКОЙ¹, К. В. КИСЛЕНКО², В. Г. ПШЕНЯНИК³

¹Институт физики Земли имени О. Ю. Шмидта Российской академии наук, 123242, Москва, Россия

E-mail: dubovskoi@yandex.ru

²АО „Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»,

111024, Москва, Россия

E-mail: twlex82@mail.ru

³„НИИ КС имени А. А. Максимова“ – филиал АО „ГКНПЦ им. М. В. Хруничева“,

141091, Московская область, г. Королев, Россия

E-mail: pshenyani934@yandex.ru

Представлена методика определения параметров движения низкоорбитальных космических аппаратов на основе совместного использования измерительной информации высокочувствительных акселерометров и данных аппаратуры спутниковой навигации. Рассмотрены методические аспекты использования данных высокочувствительных акселерометров как в условиях наличия измерений навигационной аппаратуры, так и на интервалах прогноза орбитальных параметров. Приведены результаты оценки точности определения и прогнозирования параметров орбитального движения космических аппаратов с использованием предлагаемой методики и учетом технических характеристик высокочувствительных акселерометров в сравнении с результатами решения навигационных задач по традиционно применяемым технологиям. Дана оценка границ области применения высокочувствительных акселерометров для низкоорбитальных космических аппаратов, в которой гарантированно обеспечивается повышение точности решения задач навигации. Подтверждена возможность повышения точности решения задач навигационного обеспечения управления полетом космических аппаратов и качества обработки целевой информации.

Ключевые слова: низкоорбитальные космические аппараты, высокочувствительные акселерометры, параметры движения центра масс, атмосферное торможение, определение и прогнозирование параметров орбитального движения космических аппаратов

Традиционно применяемая („штатная“) технология решения задач навигационного обеспечения (НО) в бортовых комплексах управления (БКУ) низкоорбитальных космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основывается на использовании аппаратуры спутниковой навигации (АСН), функционирующей по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Современный уровень навигационной аппаратуры для орбитальных потребителей позволяет вполне точно определять параметры движения центра масс КА ДЗЗ с целью управления КА и обработки целевой информации.

Тем не менее, в некоторых случаях невозможно обеспечить требуемую точность позиционирования орбитального объекта как в условиях наличия измерительной информации АСН, так и при расчете прогнозных параметров.

Погрешность прогнозирования параметров движения КА помимо ошибок определения исходных значений орбитальных параметров определяется точностью моделей возмущающих факторов, используемых при интегрировании системы дифференциальных уравнений движения. Повысить точность прогноза параметров движения КА можно, в частности, используя адаптивные модели возмущающих факторов и оперативно уточняя их параметры.

В настоящей статье рассматривается методика повышения точности решения задач НО в БКУ КА за счет использования измерительной информации высокочувствительных акселерометров. Применение при определении параметров движения измеренных значений ускорений от действия поверхностных сил, обусловленных наличием атмосферного торможения, солнечного давления и т.д., может существенно повысить точность расчета параметров движения КА, а также согласующих параметров моделей движения на мерных интервалах (интервалах определения) и на интервалах прогнозирования.

Основными ограничениями при использовании информации акселерометров на низкоорбитальных КА с высотой орбиты 300—700 км являются высокие технические требования к точностным характеристикам акселерометров, так как уровень возмущающих ускорений на этих орбитах, обусловленный в основном атмосферным торможением, достаточно мал (10^{-5} — 10^{-7} м/с²). Чтобы измерять такие ускорения с приемлемой погрешностью (не более 1 % от измеряемой величины), нужно иметь на борту КА высокочувствительные акселерометры с порогом чувствительности не более 10^{-7} — 10^{-9} м/с².

К зарубежным высокочувствительным акселерометрам с порогом чувствительности, достигающим 10^{-8} м/с² и менее относятся „Кактус“ (Франция) [1], „Дискос“ (США) [2], а также приборы, которые использовались на борту спутников CHAMP, GRACE и GOCE (Европейский союз, США) [3].

В рамках Программы „Мониторинг-СГ“ разработан бортовой комплекс высокочувствительных акселерометров компенсационного типа с торсионным подвесом пробной массы и порогом чувствительности 10^{-9} — 10^{-10} м/с², который не имеет отечественных аналогов [4].

Целесообразно использовать информацию высокочувствительных акселерометров, когда:

- имеются условия, при которых возможен только режим автономной навигации (невозможны непрерывное функционирование АСН и получение прецизионных навигационных данных по навигационным спутникам, например, в реальном времени и др.);
- предъявляются жесткие требования по оперативному высокоточному прогнозу орбитальных параметров;
- требуется определять параметры движения КА с прецизионной точностью.

Для низкоорбитальных КА основным фактором, влияющим на точность решения задачи навигации, является атмосферное торможение. Погрешность учета ускорений сил атмосферного торможения зависит от того, насколько точны: информация об аэродинамических характеристиках КА, параметрах ориентации КА относительно направления набегающего воздушного потока и используемая модель плотности атмосферы.

Для компенсации погрешностей аэродинамических характеристик КА и не учитываемых в модели короткопериодических вариаций плотности атмосферы в состав уточняемых параметров (в дополнение к начальным условиям движения КА) включается баллистический коэффициент S_6 — согласующий параметр при расчете плотности атмосферы в правых частях системы дифференциальных уравнений движения центра масс КА. Точность прогноза параметров движения КА при учете S_6 повышается на интервалах, сопоставимых по продолжительности с длительностью интервала выборки измерений (далее — мерный интервал), поэтому измерения навигационных параметров и определение параметров движения КА выполняются периодически.

При решении навигационных задач в наземном комплексе управления (НКУ) мерный интервал составляет от полусуток до двух суток, а периодичность 1—2 цикла в сутки, в зависимости от имеющейся измерительной информации, а также требуемой точности НО.

В БКУ применяются интервальные методы обработки измерительной информации. При решении задач навигации (в условиях ограниченности вычислительных ресурсов и необходимости прогнозирования на относительно коротких интервалах времени) длительность мерного интервала обычно составляет от одного до четырех витков. Периодичность проведения

циклов решения задач НО с учетом непрерывного получения измерительной информации от АСН определяется заданной точностью прогнозирования параметров орбиты на требуемом интервале, обеспечивающей решение задач планирования целевой работы КА и автономного поддержания параметров орбиты.

Существуют два основных способа использования данных высокочувствительных акселерометров для повышения точности решения задачи навигации и прогнозирования орбитальных параметров [5]:

1) использование измерений акселерометров в модели движения КА в правых частях системы дифференциальных уравнений вместо ускорений, обусловленных действием поверхностных сил (на основе этого подхода реализуется режим автономной навигации низкоорбитальных КА).

2) оперативное уточнение параметров адаптивных моделей ускорений, вызванных действием поверхностных сил, и применение их в модели движения КА (системе дифференциальных уравнений движения центра масс КА).

В соответствии со штатными технологиями НО, используемыми при управлении полетом низкоорбитальных КА, параметры движения КА по данным АСН определяются с использованием выборки измерений на определенном интервале времени. При уточнении одновременно с определением вектора орбитальных параметров согласуется баллистический коэффициент КА для компенсации погрешностей, вызванных разницей модельных и фактических значений плотности атмосферы.

Использование измеренных значений ускорений поверхностных сил при интегрировании системы дифференциальных уравнений движения КА позволяет исключить погрешности модели, обусловленные неточностью параметров атмосферы. После определения параметров движения КА по данным АСН требуется уточнить баллистический коэффициент по измерениям акселерометров.

Предлагаемая методика определения параметров движения КА предусматривает два этапа: 1) определение вектора орбитальных параметров по данным бортовой АСН с использованием в модели движения КА измеренных значений ускорений поверхностных сил; 2) согласование величины баллистического коэффициента КА по измерениям акселерометров.

При автономной навигации с использованием данных только бортовых акселерометров для оперативного определения параметров движения КА применение измеренных значений ускорений поверхностных сил позволит компенсировать погрешности фактических параметров атмосферы, которые составляют основную часть ошибок, вносимых моделью движения.

Для достижения максимальной точности прогнозирования параметров движения КА рекомендуется уточнять параметры модели движения КА, в частности баллистического коэффициента КА, по измерениям ускорений поверхностных сил на определенном временном интервале. При определении параметров движения КА по данным АСН предлагается баллистический коэффициент уточнять на втором этапе решения задачи. Далее, полученное значение целесообразно использовать при прогнозировании орбитальных параметров совместно с бортовой моделью плотности атмосферы.

Была проведена оценка точности определения и прогнозирования параметров движения КА (высота орбиты ~450 км) с использованием штатного технологического цикла НБО, основанного на использовании только измерений АСН, и предлагаемой методики, учитывающей данные акселерометров. Параметры движения определялись с использованием измерительной информации АСН на интервалах в пределах двух суток с уточнением вектора параметров движения КА и фиксированного значения баллистического коэффициента. Прогнозирование параметров движения осуществлялось на контрольные интервалы в пределах суток.

В результате была выбрана четырехвитковая схема определения орбитальных параметров КА по „штатной“ технологии как оптимальная для дальнейшей оценки эффективности

использования предлагаемой методики. Оценки с использованием уточненного по измерениям акселерометров значения баллистического коэффициента КА показали, что использование в БКУ данных акселерометров обеспечивает повышение точности при прогнозировании параметров движения КА; при этом систематическая составляющая ошибки измерений не должна превышать уровня „шума“ измерений.

В таблице приведены сводные результаты оценки эффективности применения предлагаемой методики — значения разностей погрешностей определения и прогнозирования параметров движения КА с использованием штатной технологии НО в БКУ низкоорбитальных КА и предлагаемой методики, представленные в виде долей (в процентах) от погрешностей решения навигационной задачи по штатной технологии (РАН — режим автономной навигации). Жирной рамкой выделен оптимальный интервал согласования баллистического коэффициента КА, при котором обеспечивается максимальное улучшение точности навигационного решения.

S_0	Интервал прогноза				
	1 виток	2 витка	4 витка	12 ч	1 сутки
Текущее значение	19,1	2,6	*	*	*
1 виток	24,0	38,7	34,7	20,7	9,3
2 виток	22,8	34,4	26,1	10,5	*
4 витка	22,5	29,9	21,2	6,4	*
12 ч	22,7	29,9	18,2	3,8	*
1 сутки	23,1	27,2	8,8	*	*
РАН	27,2	47,8	66,4	76,3	84,6

* эффект применения методики отсутствует

Из анализа полученных результатов следует:

- оптимальным интервалом измерительной выборки для уточнения баллистического коэффициента является один виток;
- наибольший эффект использования уточненного по измерениям акселерометра значения баллистического коэффициента КА достигается на двухвитковом интервале прогноза, при дальнейшем увеличении интервала прогнозирования эффект постепенно снижается.

Использование в правых частях системы дифференциальных уравнений измеренных значений ускорений поверхностных сил, в частности в режиме автономной навигации, позволяет практически полностью минимизировать в модели движения КА влияние погрешностей фактических параметров атмосферы. Эффективность применения режима автономной навигации повышается с увеличением интервала прогнозирования; при этом относительная точность может достигать 84 % на суточном интервале прогноза.

Максимальный эффект применения методики использования уточненного по измерениям акселерометра значения баллистического коэффициента КА может достигать 38 % на двухвитковом интервале прогноза. При дальнейшем увеличении интервала прогнозирования эффект постепенно снижается до 10 % (на суточном интервале прогноза).

Для $S_0 = 0,001—0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$ можно обозначить следующие возможности применения измерителей ускорений поверхностных сил:

- для высоты до 400 км применение в БКУ КА данных высокочувствительных акселерометров возможно при любых значениях S_0 и любых уровнях солнечной активности;
- для высоты до 450 км применение в БКУ КА данных высокочувствительных акселерометров возможно при среднем и высоком уровнях солнечной активности; при низких уровнях солнечной активности эффективное использование данных акселерометров при НО КА возможно для $S_0 \geq 0,003—0,004 \text{ м}^2/\text{кг}$ и выше;
- для высоты до 500 км применение в БКУ КА данных акселерометров возможно при высоких уровнях солнечной активности; эффективное использование данных высокочувствительных

акселерометров при НО КА для $S_6 \geq 0,003 \text{ м}^2/\text{кг}$, при низких уровнях солнечной активности — для $S_6 \geq 0,005—0,01 \text{ м}^2/\text{кг}$;

— эффективное использование данных акселерометров при НО КА с высотой орбиты до 550 км возможно для $S_6 \geq 0,002—0,003 \text{ м}^2/\text{кг}$ при высоких уровнях солнечной активности, $S_6 \geq 0,005—0,007 \text{ м}^2/\text{кг}$ при средних уровнях солнечной активности, $S_6 \geq 0,01—0,02 \text{ м}^2/\text{кг}$ при низких уровнях солнечной активности.

— использование спутниковых акселерометров на КА с высотой орбит более 550—600 км в настоящее время неэффективно, поскольку уровень возмущающих ускорений в этом случае будет ниже их порога чувствительности.

Проведенные исследования показывают, что комплексное использование измерений высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН позволяет снизить погрешность прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты по сравнению со „штатными“ технологиями решения задач НО.

Использование данных акселерометров в режиме автономной навигации обеспечивает при моделировании движения КА существенную минимизацию погрешностей фактических параметров атмосферы и значительное повышение точности расчета орбитальных параметров.

Исследование эффективности комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и бортовой АСН в диапазоне высот орбит КА ДЗЗ 250—550 км демонстрирует возможность снижения погрешности прогнозирования параметров движения низкоорбитальных КА ДЗЗ вдоль орбиты по сравнению со „штатными“ технологиями решения задач НБО на ~40—80 % (в зависимости от длительности мерного интервала „штатных“ технологий, уровня солнечной активности и других условий полета).

Предлагаемая методика комплексного использования измерений высокочувствительных акселерометров и данных АСН может быть реализована в бортовых комплексах управления перспективных низкоорбитальных КА ДЗЗ с целью повышения точности навигационно-баллистического обеспечения управления полетом КА и повышения качества обработки целевой информации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Balmino G. et al. Avant-Projets GRADIO. Centre spatial de Toulouse, 1981.
2. [Электронный ресурс]: <<http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/ejeg/1982/82.html>>.
3. Toubou P., Willemenot E., Foulon B., and Josselin V. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: Synergy and evolution // Boll. Geof. Tear. App. 1999. Vol. 40. P. 321—327.
4. Патент 2627014 РФ. Спутниковый акселерометр / В. Б. Дубовской, В. И. Леонтьев, В. Г. Пшеняник и др. 2017. Бюл. № 22.
5. Бородин М. С., Дубовской В. Б., Кисленко К. В., Пшеняник В. Г. Вопросы использования информации высокочувствительных акселерометров для навигационно-баллистического обеспечения низкоорбитальных космических аппаратов // Новости навигации. 2013. № 4. С. 46—52.

Сведения об авторах

- Владимир Борисович Дубовской** — канд. физ.-мат. наук; Институт физики Земли им. О. Ю. Шмидта Российской академии наук; заведующий сектором; E-mail: dubovskoi@yandex.ru
- Константин Викторович Кисленко** — АО „Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»; заместитель начальника комплекса — начальник отдела филиала; E-mail: twlex82@mail.ru
- Владимир Георгиевич Пшеняник** — канд. техн. наук, старший научный сотрудник; „НИИ КС имени А. А. Максимова“ — филиал АО „ГКНПЦ им. М. В. Хруничева“; заместитель начальника отдела; E-mail: pshenyani934@yandex.ru

Ссылка для цитирования: Дубовской В. Б., Кисленко К. В., Пшеняник В. Г. Методика повышения точности навигационного обеспечения космических аппаратов, оснащенных высокочувствительными акселерометрами // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 7. С. 590—595.

METHOD OF IMPROVEMENT OF NAVIGATION AND BALLISTIC SUPPORT ACCURACY FOR SPACECRAFTS EQUIPPED WITH HIGH-SENSITIVE ACCELEROMETER UNITS

V. B. Dubovskoy¹, K. V. Kislenko², V. G. Pshenyanik³

¹ Schmidt Institute of Physics of the Earth of the RAS, 123242, Moscow, Russia
E-mail: dubovskoi@yandex.ru

² Research and Production Corporation "Precision Instrument Engineering Systems" JSC,
111024, Moscow, Russia
E-mail: twlex82@mail.ru

³ A. A. Maksimov Space Systems Research Institute – Branch
of Khrunichiev State Research and Production Space Center JSC,
141091, Moscow Region, Korolev, Russia
E-mail: pshenyanik934@yandex.ru

A method for determining motion parameters of low-orbit spacecraft is presented. The approach is based on joint use of high-sensitive accelerometers measurement data and information from the satellite navigation equipment. Methodical aspects of the use of these high-sensitive accelerometers are considered for the case of the presence of navigation equipment measurements as well as for intervals of orbital parameters forecast. Estimated accuracy of definition and forecasting of orbital motion parameters of space vehicles with the use of proposed technique with the account for technical characteristics of high-sensitive accelerometers are compared with results obtained with traditionally applied methods of navigating problems solution. Limitations are formulated for the field of high-sensitive accelerometers application in low-orbit spacecrafts to guarantee the accuracy of navigation problems solutions. The presented results confirm the possibility to improve the accuracy of solving the problems of navigational support of flight control of space vehicles and the quality of target information processing.

Keywords: low-orbit spacecraft, sensitive accelerometer unit, mass center movement parameters, atmospheric deceleration, determining and forecasting of spacecraft orbital motion parameters

REFERENCES

1. Balmino G. et al. *Avant-Projets GRADIO*, Centre spatial de Toulouse, 1981.
2. <http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/ejeg/1982/82.html>. (in Russ.)
3. Touboul P., Willemenot E., Foulon B., and Josselin V. *Boll. Geof. Tear. App.*, 1999, no. 40, pp. 321–327.
4. Patent RU 2627014 *Sputnikovyy akselerometr* (Satellite Accelerometer), Dubovskoy V.B., Leont'yev V.I., Pshenyanik V.G. et al. 2017, Bulletin 22. (in Russ.)
5. Borodin M.S., Dubovskoy V.B., Kislenko K.V., Pshenyanik V.G. *Novosti navigatsii*, 2013, no. 4, pp. 46–52. (in Russ.)

Data on authors

Vladimir B. Dubovskoy	—	PhD; Schmidt Institute of Physics of the Earth of the RAS; Head of Research Section; E-mail: dubovskoi@yandex.ru
Konstantin V. Kislenko	—	Research and Production Corporation "Precision Instrument Engineering Systems" JSC; Deputy Head of Research Sector – Head of Department; E-mail: twlex82@mail.ru
Vladimir G. Pshenyanik	—	PhD; Senior Scientist; A. A. Maksimov Space Systems Research Institute – Branch of Khrunichiev State Research and Production Space Center JSC; Deputy Head of Department; E-mail: pshenyanik934@yandex.ru

For citation: Dubovskoy V. B., Kislenko K. V., Pshenyanik V. G. Method of improvement of navigation and ballistic support accuracy for spacecrafts equipped with high-sensitive accelerometer units. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. Vol. 61, N 7. P. 590—595 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-7-590-595