

В результате разработан динамический стенд, позволяющий производить измерения динамического момента одновременно с четырех двигателей-маховиков в диапазоне $\pm 0,9$ Нм, с точностью не менее 10^{-4} Нм. Динамический стенд способен измерять момент непосредственно от двигателя-маховика, что обеспечивает более точную имитацию углового движения КА в замкнутом контуре испытаний СОС КА.

Библиографические ссылки

1. Овчинников М. Ю., Ткачев С. С. Исследование алгоритма трехосной маховичной системы ориентации // Препринты ИПМ им. М. В. Келдышева. 2010. № 25. 32 с.
2. Кузина М. В., Собинин И. С. Измеритель моментов ИМ-15. НПЦ «Полюс». Томск, 2006.
3. Сеницкий Д. Е., Мурыгин А. В. Динамический стенд для исследования характеристик и режимов работы двигателя-маховика системы ориентации и стабилизации КА // Вестник СибГАУ. 2013. № 1 (47). С. 82–86.
4. Schwartz J. L., Peck M. A., Hall C. D. Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 2003. Vol. 26, № 4. P. 513–522.
5. Пат. № 2011057 Российская Федерация. МКИ⁵ F16F 3/10. Опора для прецизионных приборов / А. Н. Гормаков, Ю. М. Комашев, В. И. Венеренко; опубл. 1994, Бюл. № 7.
6. Оптические угловые энкодеры SIGNUM RESM и RESR [Электронный ресурс]. URL: <http://www.renishaw.ru>.

7. Степановский Ю. В. Преобразующие устройства приборов. Т. 1. Электродвигатели. Киев : Корнийчук, 2002. 204 с.

Reference

1. Ovchinnikov M. Y., Tkachev S. S. *Preprint IMP im. M. V. Keldisheva*, 2010, № 25, 32 p.
2. Kuzina M. V., Sobinin I. S. *Izmeritel momentov IM-15* (Metre of the moments IM-15). NPC "Poliys", Tomsk, 2006.
3. Sinitskiy D. E., Murigin A. V. *Vestnik SibSAU*, 2013, № 1 (47), p. 82–86.
4. Schwartz J. L., Peck M. A., Hall C. D. *Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators, Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2003, vol. 26, № 4, p. 513–522.
5. Pat. 2011057 RF. MКИ F16F 3/10 *Opora dlya precizionnih priborov* (Support for precision devices). A. N. Gormakov, Yu. M. Kolmashev, V. I. Venerenko. Opubl. 1994, Bul. № 7.
6. *Opticheskie uglovie encorderi SIGNUM RESM i RESR* (Optical angular sensors SIGNUM RESM and RESR). Available at: <http://www.renishaw.ru>.
7. Stepanovskiy Yu. V. *Preobrazuyishie ustroistva priborov. T.1. Elektrodvigateli* (Changing instruments of devices. Vol. 1. Electrical engines), Kiev, Kornchuk, 2002, 204 p.

© Сеницкий Д. Е., Мурыгин А. В., 2013

УДК 629.78.051.062.2

АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСОВОГО УГЛА ДЛЯ ВЫЧИСЛЕНИЯ ФАЗОВОГО ЦЕНТРА АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ГЛОНАСС» НА УЧАСТКАХ УПРЕЖДАЮЩЕГО РАЗВОРОТА

А. В. Фатеев¹, Д. В. Емельянов¹, Ю. А. Тентилов¹, А. В. Овчинников¹, М. В. Лукьяненко²

¹ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

²Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: sibgau-sau@mail.ru

Рассмотрен актуальный вопрос минимизации погрешности вычисления фазового центра антенны относительно солнечно-земной системы координат при прохождении особых точек орбиты. Для решения данной проблемы разработаны алгоритмы упреждающего разворота, которые закладываются на борт космического аппарата (КА) и в аппаратуру потребителя. Разработанные алгоритмы дают возможность определять значение курсового угла КА на участках упреждающего разворота. Знание курсового угла позволяет вычислить поправки к координатам фазового центра антенны. Алгоритмы повышают точность определения координат потребителя на участках упреждающего разворота и являются универсальными для всех типов КА навигационной группировки ГЛОНАСС.

Ключевые слова: орбитальная группировка, упреждающий разворот, курсовой угол, алгоритм прогнозирования, фазовый центр антенны, упреждающие воздействия, эталонная модель.

ALGORITHMS OF THE COURSE CORNER DEFINITION OF THE SPACE VEHICLE "GLONASS" ON THE SITES OF THE ANTICIPATORY TURN ON THE BOARD AND IN THE EQUIPMENT OF THE CONSUMER FOR THE CALCULATION OF THE AERIAL PHASE CENTER

A. V. Fateev¹, D. V. Emelyanov¹, U. A. Tentilov¹, A. V. Ovchinnikov¹, M. V. Lukyanenko²

¹ JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev"
52, Lenin str., Jelesnogorsk, 662971, Russian Federation

² Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation. E-mail: sibgau-sau@mail.ru

The question of minimisation of an error of the calculation of the aerial phase centre concerning the solar-terrestrial co-ordinate system at the passage of the singular points of an orbit is considered. The algorithms of an anticipatory turn which are put aboard the space vehicle and in the consumer equipment are developed. The given algorithms allow to determine the value of a course corner of the space vehicle on the sites of the anticipatory turn. The knowledge of a course corner allows to calculate corrections to the co-ordinates of the aerial phase centre. The developed algorithms allow to raise the accuracy of the co-ordinates setting of the consumer on the sites of the anticipatory turn.

Keywords: an anticipatory turn, large corners of the Sun-object-earth, small corners of the Sun-object-earth, system GLONASS.

Полная орбитальная группировка ГЛОНАСС содержит 24 КА на круговых орбитах с наклоном $64,8^\circ$ в трех орбитальных плоскостях по восемь КА в каждой. Долгота восходящих узлов трех орбитальных плоскостей различается номинально на 120° . В каждой орбитальной плоскости восемь КА разнесены по аргументу широты через 45° . Такая конфигурация подсистем КА позволяет обеспечить непрерывное и глобальное покрытие земной поверхности и околоземного пространства навигационным полем [1].

Орбита навигационного КА системы ГЛОНАСС имеет особые точки (при углах Солнце–объект–Земля (СОЗ) близких к 0° – малые углы СОЗ и близких к 180° – большие углы СОЗ), при прохождении которых КА совершает разворот вокруг оси, ориентированной на Землю (ось минус ОХ). С целью уменьшения влияния сил солнечного давления на движение центра масс КА и для минимизации погрешности отслеживания курсового угла, КА совершает симметричный упреждающий разворот вокруг оси минус ОХ.

При прохождении больших углов СОЗ при угле между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, меньше заданного значения, формируется упреждающий разворот относительно оси, направленной на Землю, до момента прохождения максимального угла СОЗ. При угле между осью минус ОХ и направлением на Солнце, меньше заданного значения определяются:

– угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения максимального угла СОЗ;

– угол разворота относительно оси минус ОХ в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ;

– время разворота по оси минус ОХ на указанный выше угол при заданной скорости разворота;

– время прохождения по орбите угла от текущего положения до точки прохождения максимального угла СОЗ.

Как только время, необходимое для разворота вокруг оси минус ОХ на вычисленный угол разворота, становится больше времени прохождения по орбите угла от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, формируется признак больших углов СОЗ и признак на упреждающий разворот КА. Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения больших углов СОЗ при угле между плоскостью XOY и плоскостью СОЗ меньше заданного значения.

Малые углы СОЗ характеризуются наличием тени Земли. Приближение теневого участка определяется путем сравнения угла между осью минус ОХ и направлением на Солнце с угловым размером Земли, если угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше углового размера Земли.

При входе в тень отслеживание плоскостью направления на Солнце осуществляется по разности углов: угла, полученного интегрированием углов скорости относительно оси минус ОХ после входа КА в тень Земли, и угла, равного разности текущего угла рыскания и угла рыскания на момент входа КА в тень Земли, рассчитанных программным комплексом баллистических задач (ПК БЗ).

При прохождении в тени Земли малых углов СОЗ, при которых скорость вращения плоскости СОЗ превышает поисковую скорость относительно оси минус ОХ, формируется упреждающий разворот относительно этой оси до момента прохождения минимального угла СОЗ (середины теневого участка).

При угле СОЗ, меньше заданного значения, с использованием информации ПК БЗ определяются:

– угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения минимального угла СОЗ;

– угол разворота относительно оси минус ОХ от текущего положения КА до точки прохождения минимального угла СОЗ;

– время разворота (T_1) относительно оси минус ОХ на угол, определенный в предыдущем пункте, при заданной скорости разворота;

– время прохождения (T_2) по орбите угла от текущего положения до точки прохождения минимального угла СОЗ.

При $T_1 \geq T_2$ формируется признак упреждающего разворота. Скорость разворота $\sim 0,25$ °/с, время разворота на угол 180° не превышает 15 минут. Угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, при котором формируется упреждающий разворот, не превышает 2° . Угол СОЗ, при котором разрешается формирование упреждающего разворота, не более 5° . Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения малых углов СОЗ при угле между плоскостью ХОУ и плоскостью СОЗ, меньше заданного значения.

Для формирования признака упреждающего разворота и знака разворота используются следующие баллистические параметры:

- текущий угол СОЗ;
- текущий угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце.

Положение связанных осей КА относительно солнечно-земной и орбитальной систем координат перед формированием упреждающего разворота показано на рис. 1 [4].

Ниже представлена математическая модель вычисления курсового угла при упреждающем развороте:

$$\psi_x = \begin{cases} \psi_{нач} + \omega_{нач} \cdot t + \frac{\dot{\omega} \cdot t^2}{2}, & 0 \leq t \leq t_{разг}, \\ \psi_1 + \omega_n \cdot t, & t_{разг} \leq t \leq t_{разг} + 2t_n, \\ \psi_1 + \psi_2 + \omega_n \cdot (t - t_{разг} - 2t_n) - \frac{\dot{\omega} \cdot (t - t_{разг} - 2t_n)^2}{2}, & t_{разг} + 2t_n \leq t \leq 2t_{разг} + 2t_n, \end{cases}$$

где $\psi_1 = \psi_{нач} + \omega_{нач} \cdot t_{разг} + \frac{\dot{\omega} \cdot t_{разг}^2}{2}$, $\psi_2 = \omega_n \cdot (t_{разг} + 2t_n)$.

В модели упреждающий разворот разделен на три взаимосвязанных участка:

- разгон (участок набора поисковой скорости) – этот участок описывает движение КА вокруг оси минус ОХ (ось направленная на Землю) при наборе поисковой скорости (максимально допустимая скорость вращения аппарата). Набор поисковой скорости характеризуется наличием постоянного углового ускорения;
- разворот на поисковой скорости – описывает движение КА вокруг оси минус ОХ с постоянной максимально допустимой скоростью вращения КА;
- торможения – описывает движение КА вокруг оси минус ОХ при уменьшении угловой скорости КА с постоянным отрицательным ускорением.

На рис. 2 показан принцип работы алгоритма, позволяющего заблаговременно сформировать начальные данные, необходимые для выполнения упреждающего разворота.

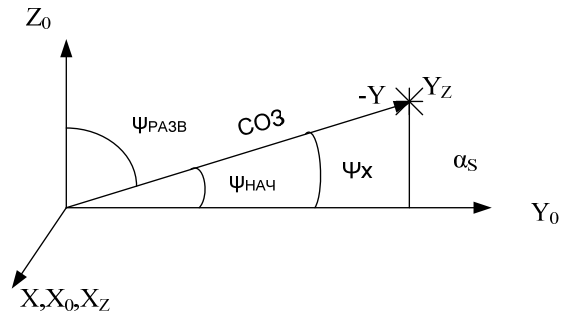


Рис. 1. Положение связанной системы координат (OXYZ) относительно солнечно-земной (OX_ZY_ZZ_Z) и орбитальной (OX₀Y₀Z₀) систем координат: α_s – угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце; CO3 – текущий угол Солнце–объект–Земля; ψ_x – значение курсового угла перед началом упреждающего разворота; $\psi_{разв}$ – угол разворота относительно оси ОХ в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, в которой ось ОУ должна быть перпендикулярна плоскости орбиты

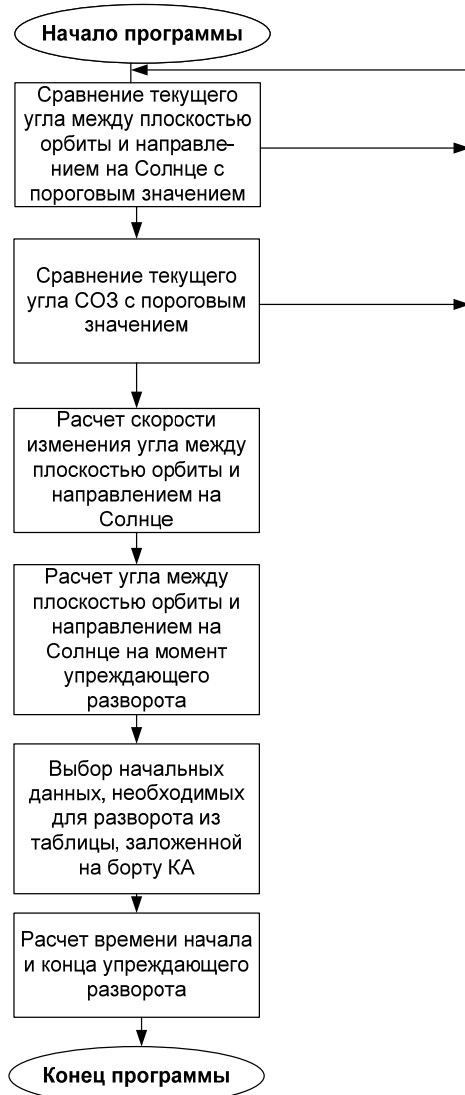


Рис. 2. Блок-схема алгоритма прогнозирования начальных данных упреждающего разворота



Рис. 3. Блок-схема алгоритма вычисления курсового угла при упреждающем развороте на борту космического аппарата

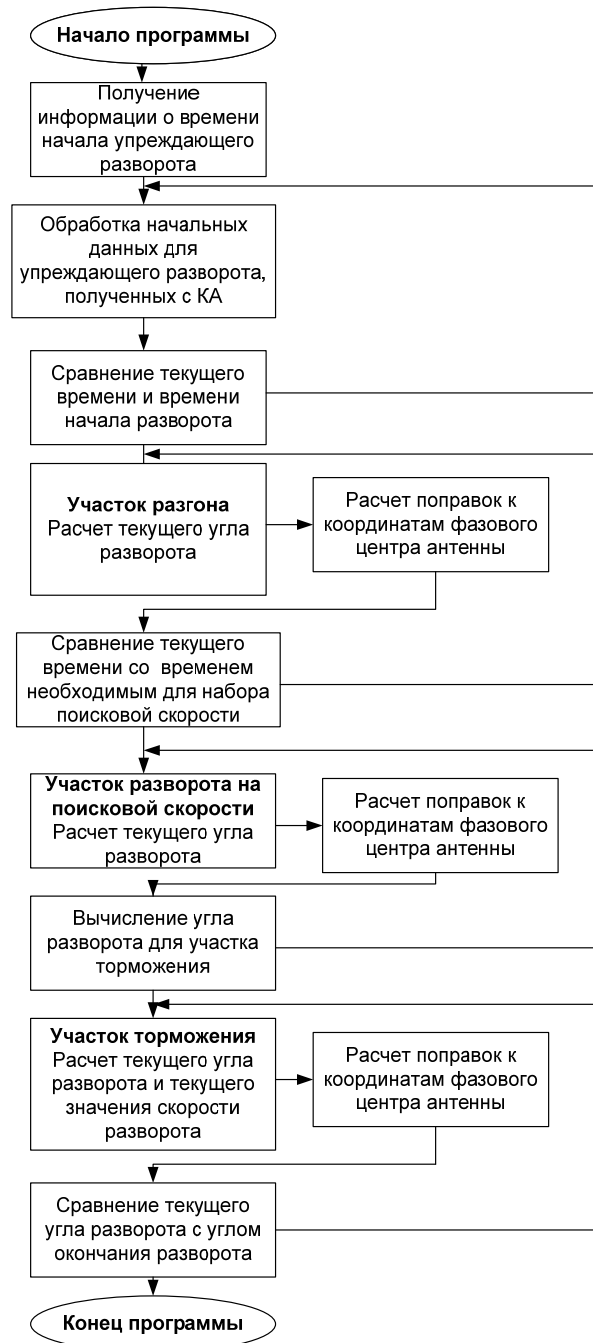


Рис. 4. Блок-схема алгоритма вычисления в аппаратуре потребителя поправки положения фазового центра антенны

Сформированные начальные данные передаются в аппаратуру потребителя через навигационный кадр.

Эталонные модели упреждающего разворота на борту и в аппаратуре потребителя одинаковые, следовательно, время начала упреждающего разворота, фактический угол разворота КА по каналу рыскания и расчетный угол разворота КА по каналу рыскания на борту и в аппаратуре потребителя будут также одинаковыми.

На КА управляющие двигатели-маховики (УДМ) имеют разброс по крутизне моментной характеристики. Момент сопротивления на валу УДМ также иска-

жает моментную характеристику УДМ. Момент инерции КА относительно оси ОХ также имеет разброс [2].

Исходя из этого, величина $\dot{\omega} = \frac{M_x}{J_x}$ не имеет по-

стоянного значения. Поэтому при проведении упреждающего разворота будут возникать существенные погрешности по углу разворота КА.

Для минимизации погрешностей, обусловленных разбросом характеристик УДМ и разбросом момента инерции КА относительно оси ОХ, рассматривается

алгоритм формирования управляющих воздействий по каналу ОХ, с дополнительным формированием управляющих воздействий на двигатель-маховик по оси ОХ при рассогласовании по углу и скорости фактического и модельного движения КА.

На рис. 3 представлен принцип работы алгоритма вычисления курсового угла при упреждающем развороте на борту навигационного КА.

Потребитель проводит измерения положения фазового центра антенны, а должен знать положение центра масс КА. В связи с этим при прохождении особых точек орбиты в аппаратуре потребителя необходимо вычислять поправки на положение фазового центра антенны.

На рис. 4 представлен принцип работы алгоритма вычисления в аппаратуре потребителя поправки положения фазового центра антенны.

Алгоритмы, описанные в данной статье, являются универсальными для всех типов космических аппаратов навигационной группировки ГЛОНАСС.

Погрешность определения ориентации по каналу рыскания с использованием разработанных алгоритмов при прохождении упреждающего разворота не превышает 15', при этом погрешность определения положения фазового центра антенн в плоскости OY_0Z_0 относительно номинального положения не бу-

дет превышать 4,5 мм при расстоянии от оси минус ОХ до центра антенны 1 м.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск, 2011. С. 119–147.
2. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М : Дрофа, 2004. С. 193–235.

References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proyektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* (The bases of designing of space vehicles of information support). Krasnoyarsk, 2011, p. 119–147.
2. Ivanov N. M., Lisenko L. N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Ballistics and navigation of space vehicles). Moscow, Drofa, 2004, p. 193–235.

© Фатеев А. В., Емельянов Д. В., Тентилов Ю. А., Овчинников А. В., Лукьяненко М. В., 2013