

ПРОХОЖДЕНИЕ ОСОБЫХ УЧАСТКОВ ОРБИТЫ НАВИГАЦИОННЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

А. В. Фатеев, Д. В. Емельянов, Ю. А. Тентилов, А. В. Овчинников

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru

Описана логика прохождения особых участков орбиты навигационного космического аппарата «Глонасс», а именно, прохождения больших и малых углов Солнце–объект–Земля. Рассматривается целесообразность выполнения упреждающего разворота космическим аппаратом при прохождении больших и малых углов Солнце–объект–Земля. Рассматривается вопрос минимизации влияния сил солнечного давления на центр масс космического аппарата при прохождении больших углов Солнце–объект–Земля. Также рассматривается вопрос минимизации погрешности определения фазового центра антенны относительно солнечно-земной системы координат при прохождении особых участков орбиты на борту и в аппаратуре потребителя. Для решения данных вопросов разработаны алгоритмы прохождения упреждающего разворота, которые закладываются на борт космического аппарата и в аппаратуру потребителя. Алгоритм, закладываемый на борт, позволяет с помощью приборов ориентации и исполнительных органов отслеживать эталонное значение курсового угла на всем участке упреждающего разворота. Алгоритм, закладываемый в аппаратуру потребителя, рассчитывает эталонное значение курсового угла на всем участке проведения упреждающего разворота. Разработан алгоритм, который за 10 мин до начала упреждающего разворота прогнозирует время начала и окончания упреждающего разворота, вычисляет продолжительность упреждающего разворота, а также начальные данные, необходимые для проведения упреждающего разворота. Также разработан алгоритм, который за 50 с до начала упреждающего разворота уточняет спрогнозированное время начала и окончания разворота, а также начальные данные, необходимые для проведения упреждающего разворота. Для аппаратуры потребителя разработан еще один алгоритм, позволяющий по текущему значению курсового угла вычислить поправки к координатам фазового центра антенны. Разработанные алгоритмы позволяют уменьшить погрешность определения координат потребителя при прохождении космическим аппаратом особых участков орбиты.

Ключевые слова: упреждающий разворот, большие углы Солнце–объект–Земля, малые углы Солнце–объект–Земля, особые участки орбиты, система ГЛОНАСС.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 126–131

PASSAGE OF SPECIAL SITES OF THE ORBIT BY THE NAVIGATING SPACE VEHICLE OF SYSTEM GLONASS

A. V. Fateev, D. V. Emelyanov, U. A. Tentilov, A. V. Ovchinnikov

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: danyka79@iss-reshetnev.ru

The logic of passage of special sites of an orbit of navigating space vehicle GLONASS, namely passage of large and small corners the Sun-object-earth is described. The expediency of fulfillment of an anticipatory turn is considered by the space vehicle at passage of large and small corners the Sun-object-earth. The question of minimization of influence of forces of solar pressure upon the centre of weights of the space vehicle is considered at passage of large corners the Sun-object-earth. Also the question of minimization of an error of definition of the phase centre of the aerial concerning is solar-terrestrial co-ordinate system is considered at passage of special sites of an orbit on board and in consumer equipment. Algorithms of passage of an anticipatory turn which are put aboard the space vehicle and in consumer equipment are developed for the solution of this points in question. The algorithm put aboard, allows by means of devices of orientation and executive powers to trace reference value of a course corner on all site of an anticipatory turn. Algorithm, are put in consumer equipment, calculates reference value of a course corner for all site of carrying out of an anticipatory turn. The algorithm which for 10 minutes prior to the beginning of an anticipatory turn predicts

time of the beginning and the termination of an anticipatory turn is developed, calculates duration of an anticipatory turn, and also the initial data necessary for carrying out of an anticipatory turn. Also the algorithm which for 50 seconds prior to the beginning of an anticipatory turn updates the beginnings predicted time and the turn terminations, and also the initial data necessary for carrying out of an anticipatory turn is developed. One more algorithm allowing on current value of a course corner to calculate the correction to co-ordinates of the phase centre of the aerial is developed for consumer equipment. The developed algorithms allow to reduce an error of a co-ordinates setting of the consumer at passage by the space vehicle of special sites of an orbit.

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

Введение. Орбита навигационного космического аппарата системы ГЛОНАСС имеет особые участки (при углах Солнце – космический аппарат – Земля близких к 0° – малые углы СОЗ и близких к 180° – большие углы СОЗ), при прохождении которых космический аппарат совершает разворот вокруг оси, ориентированной на Землю (ось минус OX) [1–3].

1. Логика работы СОС при прохождении особых участков орбиты. С целью уменьшения влияния сил солнечного давления на движение центра масс космического аппарата (при прохождении больших углов СОЗ) и для минимизации погрешности отслеживания курсового угла, космический аппарат совершает симметричный упреждающий разворот вокруг оси минус OX [3] (рис. 1).

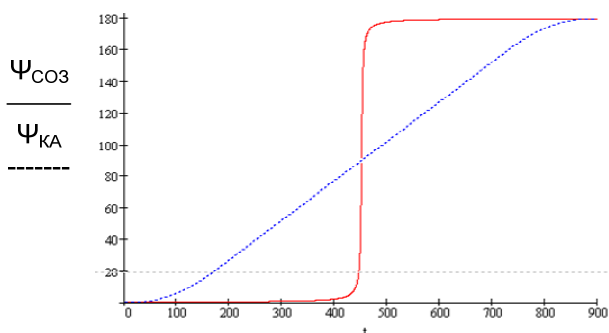


Рис. 1. График вращения космического аппарата и плоскости СОЗ при прохождении особых точек орбиты, когда Солнце находится в плоскости орбиты

При прохождении больших углов СОЗ при модуле угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше заданного значения формируется упреждающий разворот относительно оси OX до момента прохождения максимального угла СОЗ. При угле между осью OX и направлением на Солнце меньше заданного значения выполняются следующие действия:

- определяется угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения максимального угла СОЗ;
- определяется угол разворота относительно оси OX в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения максимального угла СОЗ, в которой ось OY должна быть перпендикулярна плоскости орбиты;
- определяется время разворота по оси OX на указанный выше угол, при заданной скорости разворота вокруг оси OX ;

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

Как только время, необходимое для разворота вокруг оси OX 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 относительно оси OX .

Одновременно отключается прибор ориентации на Солнце (ПОС) от управления по каналу относительно оси OX . Скорость разворота и угол разворота при упреждающем развороте контролируются по информации с блока измерения скоростей (БИС). Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения больших углов СОЗ при угле между плоскостью XOY и плоскостью СОЗ меньше заданного значения. Далее к управлению подключается ПОС, и ориентация осуществляется по алгоритму режима ориентации на Землю.

Малые углы СОЗ характеризуются наличием тени Земли. Приближение теневого участка определяется путем сравнения измеренного с помощью ПОС угла между осью минус OX и направлением на Солнце с угловым размером Земли, если угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше половины углового размера Земли, либо по информации, поступающей из программного комплекса баллистических задач (ПК БЗ).

Управление по оси OX во время прохождения тени Земли осуществляется по информации с БИС. Предусмотрены два режима управления относительно оси OX КА при прохождении теневого участка Земли.

При входе в тень отслеживание плоскостью XOY направления на Солнце осуществляется по разности углов:

- угла, полученного интегрированием угловой скорости с БИС относительно оси OX после входа КА в тень Земли;
- угла, равного разности текущего угла рыскания и угла рыскания на момент входа КА в тень Земли, рассчитанных ПК БЗ.

При прохождении в тени Земли малых углов СОЗ, при которых скорость вращения плоскости СОЗ превышает поисковую скорость относительно оси OX , формируется упреждающий разворот относительно оси OX до момента прохождения минимального угла СОЗ с целью обеспечения симметричности разворота относительно точки минимального угла СОЗ (середины теневого участка).

При прохождении малых углов СОЗ при модуле угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше заданного значения формируется упреждающий разворот относительно оси OX до момента прохождения максимального угла СОЗ.

При угле СОЗ меньше заданного значения с использованием информации ПК БЗ выполняются следующие действия:

1) определяется угол в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения минимального угла СОЗ;

2) определяется угол разворота относительно оси OX от текущего положения КА до точки прохождения минимального угла СОЗ, в котором ось OY должна быть перпендикулярна плоскости орбиты;

3) определяется время разворота $T1$ относительно оси OX на угол, определенный в п. 2, при заданной скорости разворота;

4) определяется время $T2$ прохождения по орбите угла от текущего положения до точки прохождения минимального угла СОЗ.

При $T1 \geq T2$ формируется признак упреждающего разворота относительно оси OX . Скорость разворота и угол разворота контролируются по информации с БИС.

Выключение упреждающего разворота осуществляется после прохождения середины теневого участка при угле между плоскостью XOY и направлением на Солнце меньше заданного значения.

2. Алгоритмы формирования информации для прохождения упреждающего разворота. Для формирования признака упреждающего разворота и знака разворота используются следующие баллистические параметры:

- текущий угол СОЗ;
- текущий угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце;
- угол по орбите от текущей точки до точки минимального (максимального) угла СОЗ.

Положение связанных осей КА относительно солнечно-земной и орбитальной систем координат перед формированием упреждающего разворота показано на рис. 2 [4; 5], где α_s – угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце; СОЗ – текущий угол Солнце–объект–Земля; E – угол по орбите от текущей точки до точки минимального (максимального) угла СОЗ; $\psi_{нач}$ – значение курсового угла перед началом упреждающего разворота; $\psi_{разв}$ – угол разворота относительно оси OX в процессе движения по орбите от текущего положения КА до точки прохождения минимального (максимального) угла СОЗ, в которой ось OY должна быть перпендикулярна плоскости орбиты.

Ниже представлена математическая модель вычисления курсового угла при упреждающем развороте:

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

$$\psi_1 = \psi_{нач} + \omega_{нач} \cdot t_{разг} + \frac{\dot{\omega} \cdot t_{разг}^2}{2};$$

$$\psi_2 = \omega_n \cdot (t_{разг} + 2t_n),$$

где $\psi_{нач}$ – значение курсового угла на момент начала упреждающего разворота; $\omega_{нач}$ – значение скорости вращения КА на момент начала упреждающего разворота; ω_n – значение поисковой скорости вращения КА (максимально допустимой скорости вращения); $t_{разг}$ – время разгона (торможения) КА до поисковой скорости относительно оси OX ; t_n – время разворота вокруг оси OX с поисковой скоростью.

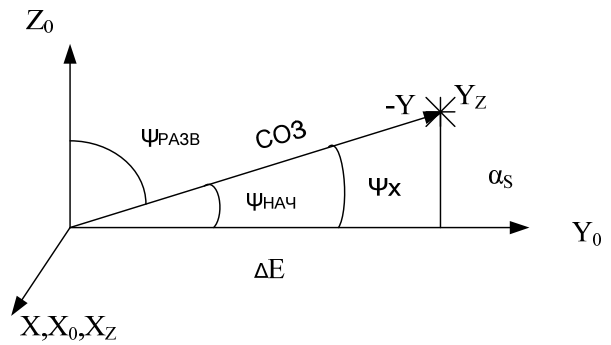


Рис. 2. Положение связанной системы координат ($OXYZ$) относительно солнечно-земной ($OX_0Y_0Z_0$) и орбитальной ($OX_0Y_0Z_0$) систем координат

В математической модели упреждающий разворот разделен на три взаимосвязанных участка (рис. 3):

1. Участок разгона (участок набора поисковой скорости) – этот участок описывает движение космического аппарата вокруг оси минус OX (ось, направленная на Землю) при наборе поисковой скорости (максимально допустимая скорость вращения аппарата). Набор поисковой скорости характеризуется наличием постоянного углового ускорения.

2. Участок разворота на поисковой скорости – описывает движение космического аппарата вокруг оси минус OX с постоянной максимально допустимой скоростью вращения аппарата.

3. Участок торможения – описывает движение космического аппарата вокруг оси минус OX при уменьшении угловой скорости космического аппарата с постоянным отрицательным ускорением.

Для проведения упреждающего разворота необходимо заблаговременно рассчитать начальный угол разворота, начальную скорость вращения, а также время начала и окончания разворота. На рис. 4 показана блок-схема алгоритма, позволяющего заблаговременно сформировать начальные данные, необходимые для выполнения упреждающего разворота.

Погрешность вычисления программным комплексом баллистических задач угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце определяет погрешность вычисления угла разворота и скорости разворота на момент начала упреждающего разворота, а также погрешность вычисления времени начала и окончания упреждающего разворота [6–8].

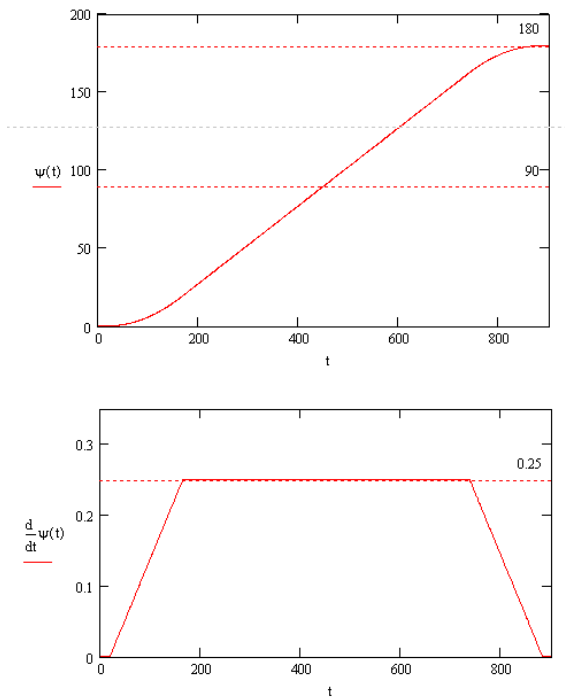


Рис. 3. График зависимости курсового угла и скорости космического аппарата при прохождении упреждающего разворота

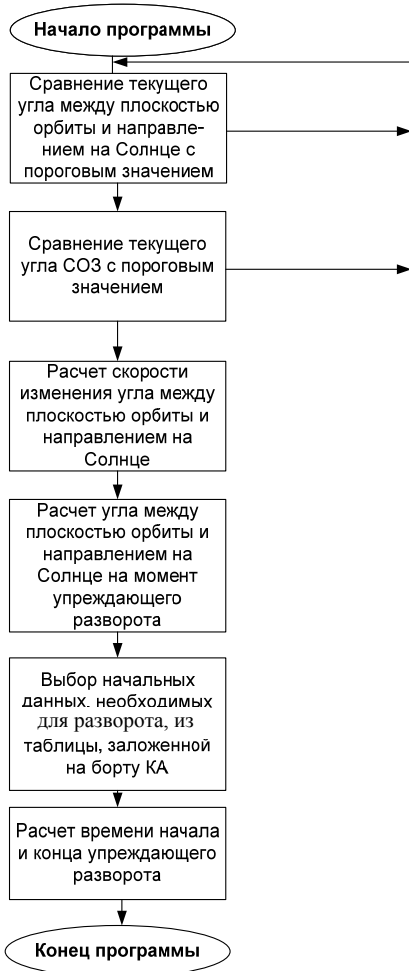


Рис. 4. Блок-схема алгоритма прогнозирования начальных данных упреждающего разворота

Для уменьшения погрешности вычисления начальных параметров упреждающего разворота разработан алгоритм (рис. 5), позволяющий по баллистической информации за 60 с до начала разворота уточнить спрогнозированные параметры упреждающего разворота.

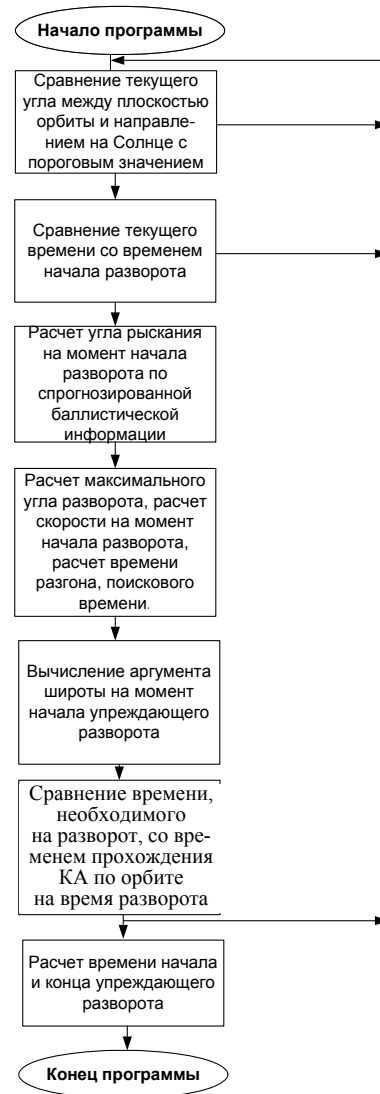


Рис. 5. Блок-схема алгоритма, уточняющего спрогнозированные начальные данные по баллистической информации, необходимые для проведения упреждающего разворота

Сформированные начальные данные передаются в аппаратуру потребителя через навигационный кадр [9; 10].

Эталонные модели упреждающего разворота на борту и в аппаратуре потребителя одинаковые, следовательно, время начала упреждающего разворота, угол разворота космического аппарата по каналу рыскания на борту и в аппаратуре потребителя будут также одинаковы.

3. Алгоритм прохождения упреждающего разворота на борту КА. На космическом аппарате управляющие двигатели-маховики (УДМ) имеют разброс по крутизне моментной характеристики. Момент

сопротивления на валу УДМ также искажает моментную характеристику УДМ. Момент инерции КА относительно оси OX также имеет разброс [11–13].

Исходя из этого, величина $\dot{\omega} = \frac{M_x}{J_x}$ не имеет постоянного значения. Поэтому при проведении упреждающего разворота будут возникать погрешности по углу разворота КА [14; 15].



Рис. 6. Блок-схема алгоритма вычисления курсового угла при упреждающем развороте на борту космического аппарата

Для минимизации погрешностей, обусловленных разбросом характеристик УДМ и разбросом момента инерции космического аппарата относительно оси OX , рассматривается алгоритм формирования управляющих воздействий по каналу OX с дополнительным формированием управляющих воздействий на двигатель-маховик по оси OX при рассогласовании по углу и скорости фактического и модельного движения КА.

На рис. 6 представлен принцип работы алгоритма вычисления курсового угла при упреждающем развороте на борту навигационного космического аппарата.

4. Алгоритм расчета курсового угла и поправок для вычисления фазового центра антенны в аппаратуре потребителя. Потребитель проводит измерения положения фазового центра антенны, а должен знать положение центра масс космического аппарата. В связи с этим при прохождении особых точек орбиты в аппаратуре потребителя необходимо вычислять поправки на положение фазового центра антенны.

На рис. 7 представлен принцип работы алгоритма вычисления в аппаратуре потребителя поправки положения фазового центра антенны.

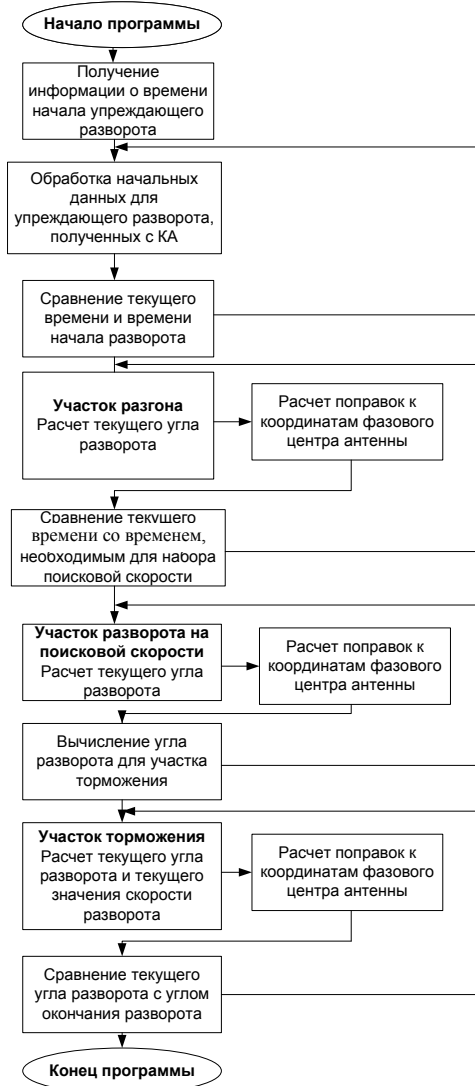


Рис. 7. Блок-схема алгоритма вычисления в аппаратуре потребителя поправки положения фазового центра антенны

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

Погрешность определения положения фазового центра антенны в плоскости OY_0Z_0 относительно номинального положения не будет превышать 2 см при расстоянии от центра масс до центра антенны 1 м.

Библиографические ссылки

1. Дилснер Ф. Спутник «Глонасс-М», модель ориентации по рысканию [Электронный ресурс] // *Advances in Space Research*. 2010. URL: <http://www.sciencedirect.com>.
2. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М. : Наука, 1965. 540 с.
3. Алгоритмы определения курсового угла для вычисления фазового центра антенны космического аппарата «Глонасс» на участках упреждающего разворота / А. В. Фатеев [и др.] // *Вестник СибГАУ*. 2013. № 4 (50). С. 198–202.
4. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М. : Дрофа, 2004. 544 с.
5. Мельников В. Н. Управление ориентацией космического аппарата. М., 2011. 49 с.
6. Попов В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1986. 184 с.
7. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М. : Наука, 1974. 600 с.
8. Спутниковые системы связи и навигации // *Труды Междунар. науч. техн. конф.* (30 сент. – 3 окт. 1997 г.) / отв. ред. М. К. Чмых. В 2 т. Т. 2. Красноярск : Изд-во Краснояр. гос. техн. ун-та, 1997. 185 с.
9. Феоктистов К. П. Космическая техника. Перспективы развития : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Баумана, 1997. 172 с.
10. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
11. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск, 2011. 488 с.
12. Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 172 с.
13. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения : учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004. 132 с.
14. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория систем автоматического регулирования. М. : Наука, 1975. 768 с.
15. Артюхин Ю. П., Каргу Л. И., Симаев В. Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М. : Наука, 1979. 279 с.
3. Fateev A. V., Emelyanov D. V., Tentilov U. A., Ovchinnikov A. V., Lukyanenko M. V. [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]. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 4 (50), p. 198–202. (In Russ.).
4. Ivanov N. M., Lisenko L. N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov*. [Ballistics and navigation of space vehicles]. Moscow, Drofa Publ, 2004, p. 544.
5. Melnikov V. N. *Upravlenie orientatsiei kosmicheskogo apparata*. [Space vehicle attitude control]. Moscow, 2011, 49 p.
6. Popov V. I. *Sistemi orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov*. [Attitude control systems and stabilisation of space vehicles]. Moscow, Mashinostroene Publ, 1986, 184 p.
7. Raushenbah B. V., Tokar E. N. *Upravlenie orientatsiei kosmicheskikh apparatov*. [Attitude control of space vehicles]. Moscow, Nauka Publ, 1974, 600 p.
8. [Satellite communications systems and navigation]. *Trudy mezhdunarodnoi nauch. tekhn. konf.* [Works of the international scientific technical conference on September]. Vol. 2. The editor-in-chief M. K. Chmih, Krasnoyarsk, 1997, 185 p.
9. Feoktistov K. P. *Kosmicheskaya tekhnika. Perspektivi razvitiia: uchebnoe posobie*. [The space engineering. Prospects for the development: the Manual]. Moscow, MG TU Bauman’s name Publ, 1997, 172 p.
10. Gushin V. N. *Osnovi ustroistva kosmicheskikh apparatov: Uchebnik dlya vuzov*. [The bases of the device of space vehicles: the Textbook for high schools]. Moscow, Mashinostroene Publ, 2003, 272 p.
11. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovi proektirovaniia kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespechenia*. [The bases of designing of space vehicles of information support]. Krasnoyarsk, 2011, 488 p.
12. Kargu L. I. *Sistemi uglovoi stabiizatsii kosmicheskikh apparatov*. [Systems of attitude hold of space vehicles]. Moscow, Mashinostroene Publ., 1980, 172 p.
13. Chebotarev V. E. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov sistem informatsionnogo obespechenia: uchebnoe posobie. V 2 kn. Kn. 2. Vnutrennee proektirovanie kosmicheskogo apparata*. [Designing of space vehicles of systems of information support: the manual: in 2 books. The book. 2. Internal designing of the space vehicle]. SibSAU Krasnoyarsk, 2004, 132 p.
14. Besekerski V. A., Popov E. P. *Teoria sistem avtomaticheskogo regulirovaniia*. [The theory of autothrottle systems]. Moscow, Nauka Publ, 1975, 768 p.
15. Artuhin U. P., Kargu L. I., Simaev V. L. *Sistemi upravleniia kosmicheskikh apparatov, stabilizirivannikh vrasheniem*. [Control systems of the space vehicles stabilised by rotation]. Moscow, Nauka Publ, 1979, 279 p.

References

1. Dilssner, F. *Sputnik Glonass-M, model orientatsii po riskaniu*. [The satellite of Glonass-M, orientation model on yaw]. *Advances in Space Research*. 2010. (In Russ.) Available at <http://www.sciencedirect.com>.
2. Elyasberg P. E. *Vvedenie v teoriiju poleta iskusstvennikh sputnikov Zemli* [Introduction in the theory of flight of artificial Earth satellites]. Moscow, 1965, 540 p.

© Фатеев А. В., Емельянов Д. В., Тентилов Ю. А., Овчинников А. В., 2014