



DOI 10.22363/2312-8143-2017-18-3-361-372

УДК 629.78

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И КОРРЕКЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

К.В. Михайловский, М.А. Городецкий

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)
2-я Бауманская ул., 5, стр. 1, Москва, Россия, 105005

Предложена методика комплексного анализа характеристик орбит, используемых для космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Приведены результаты математического моделирования условий функционирования подобных КА. Методика апробирована с учетом входных параметров орбиты КА — «БелКА». Методика будет полезна при определении комплекса орбитальных характеристик КА ДЗЗ на этапе технических предложений.

Ключевые слова: космические аппараты дистанционного зондирования Земли, солнечно-синхронная орбита, расчет, определение параметров

Введение. Одной из наиболее важных задач Федеральной космической программы России на период до 2025 г. является создание космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Неотъемлемой частью проектирования системы ДЗЗ считается определение параметров орбит, которые наиболее эффективны с позиций информативности, энергообеспечения и длительности активного существования КА. Разнообразные и многочисленные исследования в данной области проводятся в нашей стране и за рубежом; их результаты обобщены в ряде изданий [1–10].

Так в работе [6] рассмотрен подход к выбору технических параметров корректирующей двигательной установки КА ДЗЗ, исходя из характеристик съемочной аппаратуры, системы ориентации и требуемого срока активного существования КА, но не решается проблема видимости пункта приема информации (ППИ) и целевых задач использования КА ДЗЗ. В труде [7] представлен анализ параметров орбит КА ДЗЗ для обеспечения хорошего покрытия ближневосточных территорий, однако нет практических рекомендаций для анализа орбитальных параметров. В издании [8] показаны возможности расчета движения КА с использованием специализированного программного обеспечения моделирования траекторных параметров. В работах [9; 10] приведены современные подходы к более точному моделированию отдельных траекторных параметров движения КА.

Стоит отметить, что в области расчета характеристик орбит КА ДЗЗ еще имеются пробелы в части комплексного анализа характеристик орбит, актуализирующих разработку соответствующей методики.

Цель настоящей работы заключается в формировании универсальной методики, позволяющей на ранних стадиях проектирования достаточно быстро и одновременно точно проводить расчетные оценки параметров орбит КА ДЗЗ и анализировать условия их коррекции для поддержания этих параметров.

Методика включает в себя: оценку максимального времени нахождения КА в зоне видимости ППИ и оценку зон видимости; обеспечение постоянства солнечной освещенности и возможности проведения наблюдений путем использования солнечно-синхронной орбиты (ССО); обеспечение видимости земной поверхности в заданное время полета КА, путем выполнения условий кратности орбит; оценку углового размера теневого участка орбиты; построение трассы полета КА и определение максимального просвета между географическими долготами восходящих узлов орбиты в зависимости от высоты; анализ влияния земной атмосферы на орбитальное движение КА; моделирование коррекций поддержания высоты орбиты с учетом атмосферного торможения КА.

Для решения этих задач в рамках методики построена математическая модель условий функционирования КА ДЗЗ в целях анализа освещенности и видимости, кратности, покрытия земной поверхности трассами полета. При расчетах учтено воздействие атмосферы на орбитальное движение и выполнена коррекция поддержания высоты орбиты. Расчет выполнен с помощью программного обеспечения MatLab. Апробация методики проведена для КА «БелКА» [11].

Задача определения наклона орбиты в зависимости от высоты. По замыслу КА «БелКА» выводится на ССО. Далее представлено решение задачи определения зависимости наклона орбиты (i , град) от высоты (H , км) и определения значения i для заданной высоты.

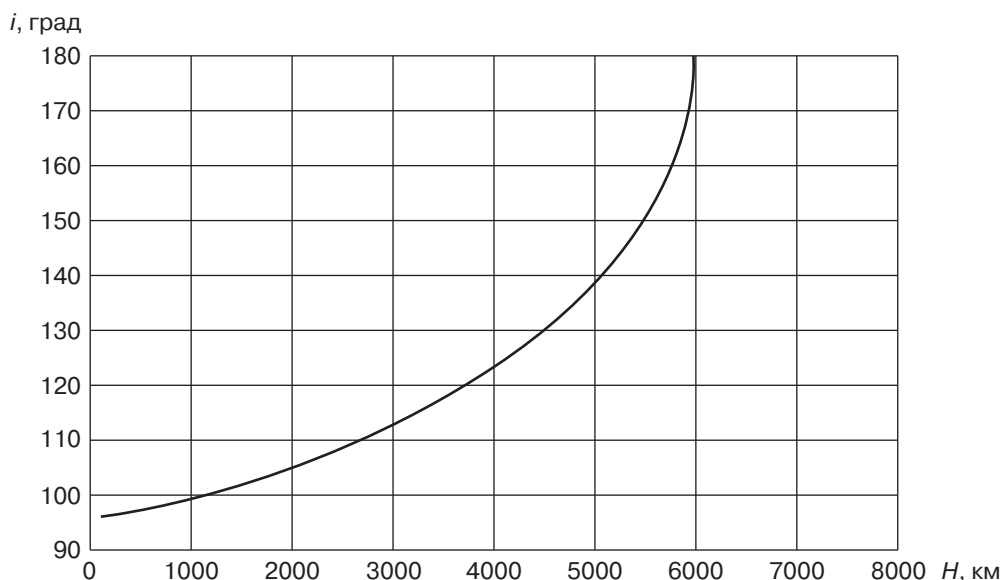


Рис. 1. Зависимость наклона от высоты орбиты

Условие солнечной синхронности:

$$i = \frac{180}{\pi} \left(\pi - \arccos \left(\frac{2\omega_s}{3J_2 \left(\frac{R_e}{R_e + H} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{(R_e + H)^3}}} \right) \right),$$

где $\omega_s = 0,2 \cdot 10^{-6}$ — средняя угловая скорость движения Земли вокруг Солнца, рад/с; $R_e = 6378,14$ — экваториальный радиус Земли, км; $\mu = 3,99 \cdot 10^5$ — гравитационный параметр Земли, км³/с²; $J_2 = 1,08 \cdot 10^{-3}$ — безразмерный коэффициент, характеризующий форму Земли.

Результаты расчета угла i (зависимость наклона ССО от средней высоты полета КА) показывают, что свойство постоянства условий освещенности КА может быть достигнуто только для орбит, превосходящих по наклону полярные орбиты (рис. 1). В пределах высот полета от 200 км до 2000 км изменение наклона i составляет от 97 до 105°.

Построение трассы полета и определение максимального просвета между географическими долготами восходящих узлов ССО. На примере КА «БелКА» была построена трасса полета, в географических координатах, в виде зависимости $\varphi(\lambda)$. Вычисления проводились с помощью системы уравнений:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \quad \cos \varphi = \frac{z}{r}; \quad \operatorname{tg} \lambda = \frac{y}{x}; \quad \varphi_1 = \frac{180}{\pi}; \quad \lambda_1 = \frac{180}{\pi}(\lambda - \omega_3 t),$$

где φ — географическая широта, град; λ — географическая долгота, град; $\omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5}$ — средняя угловая скорость суточного вращения Земли вокруг оси, рад/с; r, x, y, z — вектор положения в орбитальной геоцентрической системе координат. Зависимость $\varphi_1(\lambda_1)$ приведена на рисунке 2.

Далее решается задача по графическому построению зависимости максимального просвета между географическими долготами восходящих узлов ССО (λ) от высоты орбиты на временном интервале n суток (за целое число витков). Выбраны значения высот в интервале от 500 до 550 км. Строится зависимость максимального просвета от высоты орбиты (рис. 3).

Определение размера тени. Зависимость углового размера тени (θ , град) определяется с учетом плоскости орбиты (β , град) для заданной высоты.

Изменение половинного размера теневого участка:

$$\vartheta(\beta) = \frac{180}{\pi} \arccos \frac{\sqrt{2R_e H + H^2}}{(R_e + H) \cos \beta}.$$

На рисунке 4 представлена кривая зависимости углового размера тени от угла наклона солнечных лучей к плоскости орбиты (β). Значения угла β для орбиты с тенью лежат в пределах:

$$0 \leq \beta < \arcsin \frac{R_e}{R_e + H}$$

Орбиты с углами $\beta > \arcsin \frac{R_e}{R_e + H}$ являются чисто солнечными, т.е. с отсут-

ствием теневого участка. Для высоты орбиты с тенью $H = 511$ км предельное значение угла $\beta_{\max} = 67,8^\circ$.

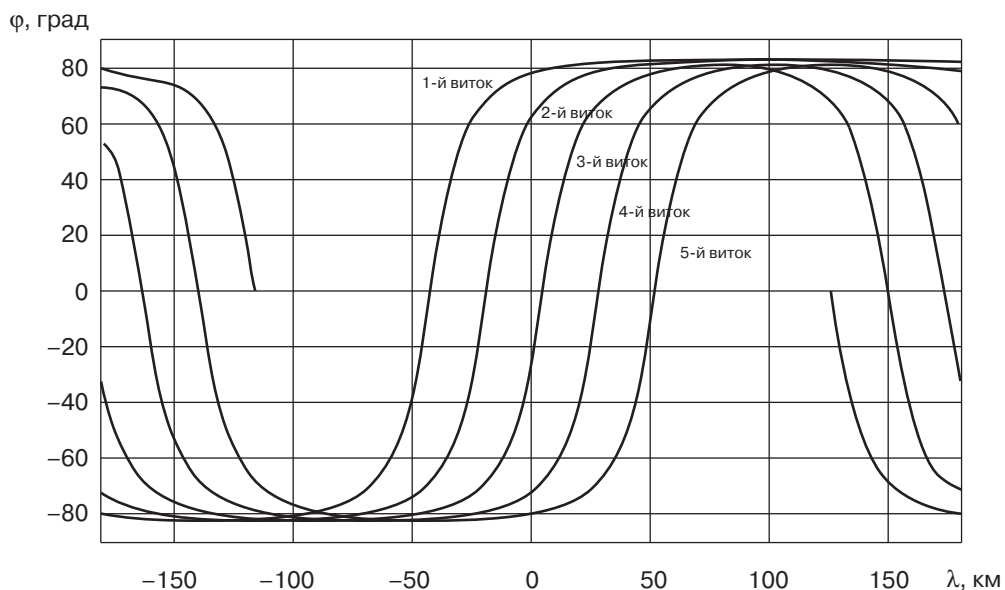


Рис. 2. Трассы полета КА

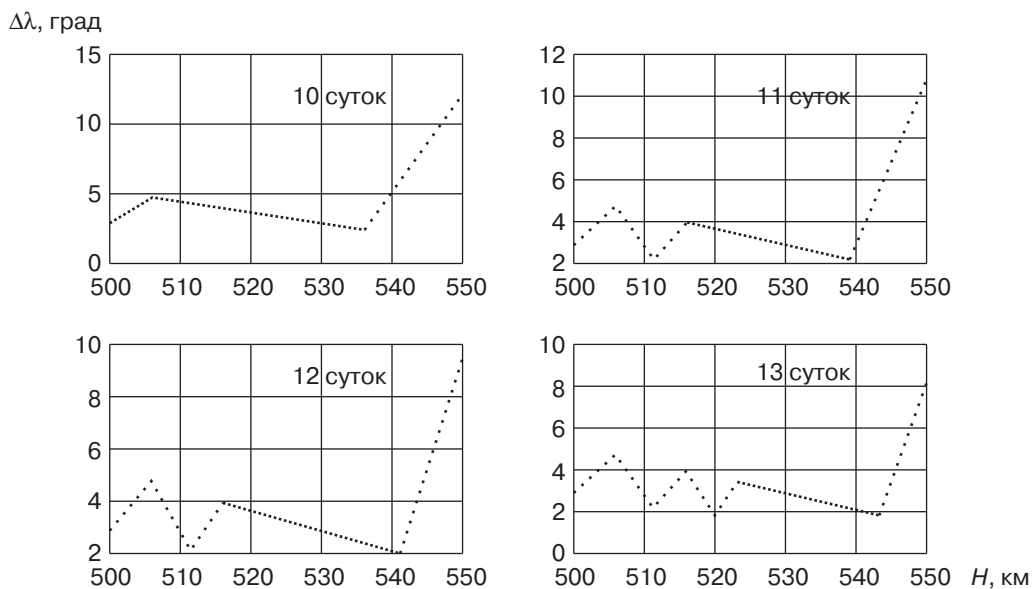


Рис. 3. Максимальное расстояние между трассами полета в зависимости от высоты орбиты

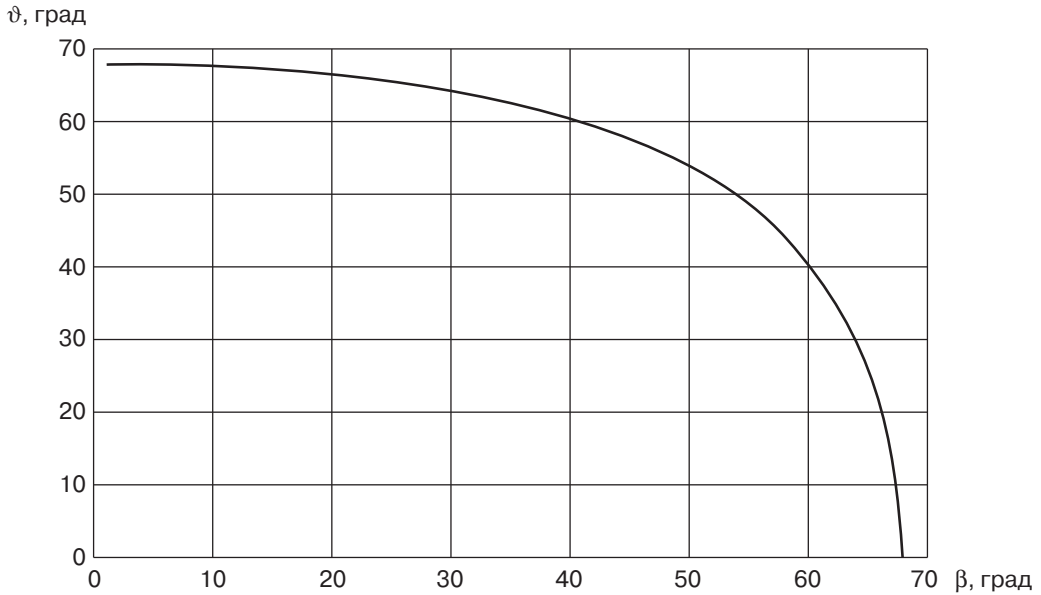


Рис. 4. Зависимость между размером тени и углом вектора Солнца к плоскости орбиты

Оценка максимального времени нахождения КА на круговой орбите в зоне видимости ППИ и определения размера полосы обзора бортовой аппаратуры. Считается, что в некоторой точке сферической поверхности Земли расположен ППИ. Плоскостью местного горизонта является плоскость, касательная сферической поверхности в данной точке. Зона видимости (обзора) ППИ — это область пространства, в пределах которой с данного пункта виден КА. Практически область «радиовидимости» охватывает не все полусферическое пространство, а некоторую его часть, возвышающуюся над местным горизонтом на минимальный угол возвышения $\delta = \delta_{\min} = 5\text{—}10^\circ$. Минимальный угол «радиовидимости» определяется исходя из условий распространения радиоволн и требований приема радиосигналов. Исходные данные: высота орбиты $H = 511$ км; минимальный угол места $\delta_{\min} = 5^\circ$, угол съёмочной аппаратуры КА составляет $\pm 40^\circ$. Размером поля зрения аппаратуры можно пренебречь.

Геоцентрический радиус зоны обзора ППИ (φ_δ , град) определяется по формуле

$$\varphi_\delta = \frac{180}{\pi} \arccos \left[\frac{R_e}{R_e + h} \cos \delta_{\min} \right] - \delta_{\min}.$$

Граница зоны видимости КА с ППИ определяется также (помимо минимального угла радиовидимости) максимальной дальностью связи (D_{\max} , км), обеспечиваемой аппаратурой ППИ и КА (рис. 5):

$$D_{\max} = \sqrt{(R_e + h)^2 + R_e^2 - 2(R_e + h)R_e \cos \varphi};$$

$$\varphi_D = \frac{180}{\pi} \arccos \left(\frac{R_e}{R_e + h} \cos \delta_D \right) - \delta_D.$$

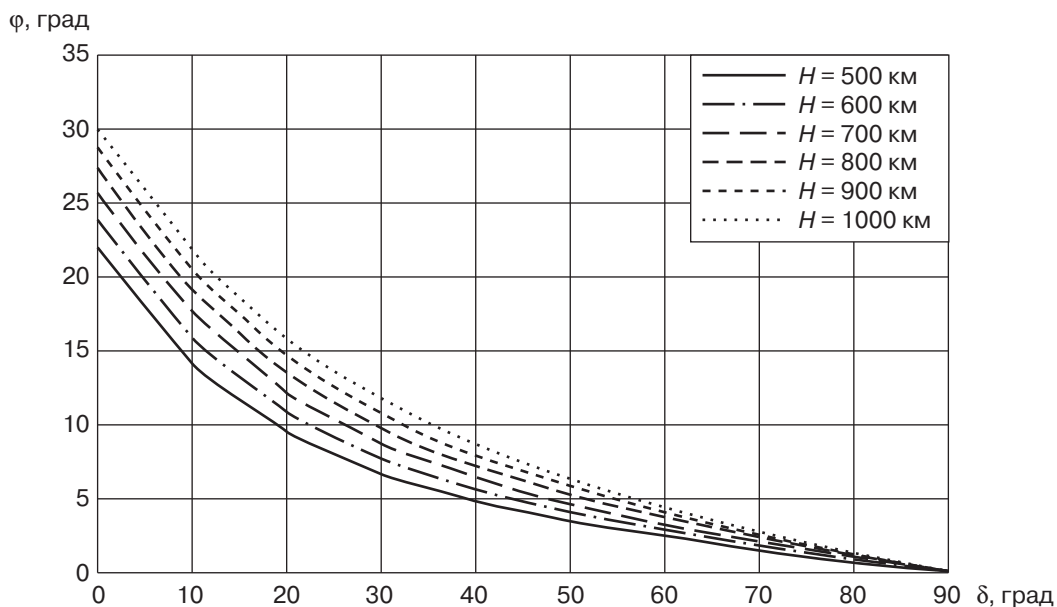


Рис. 5. Зависимость между геоцентрическим угловым радиусом зоны обзора ППИ и углом места для высот 500—1000 км

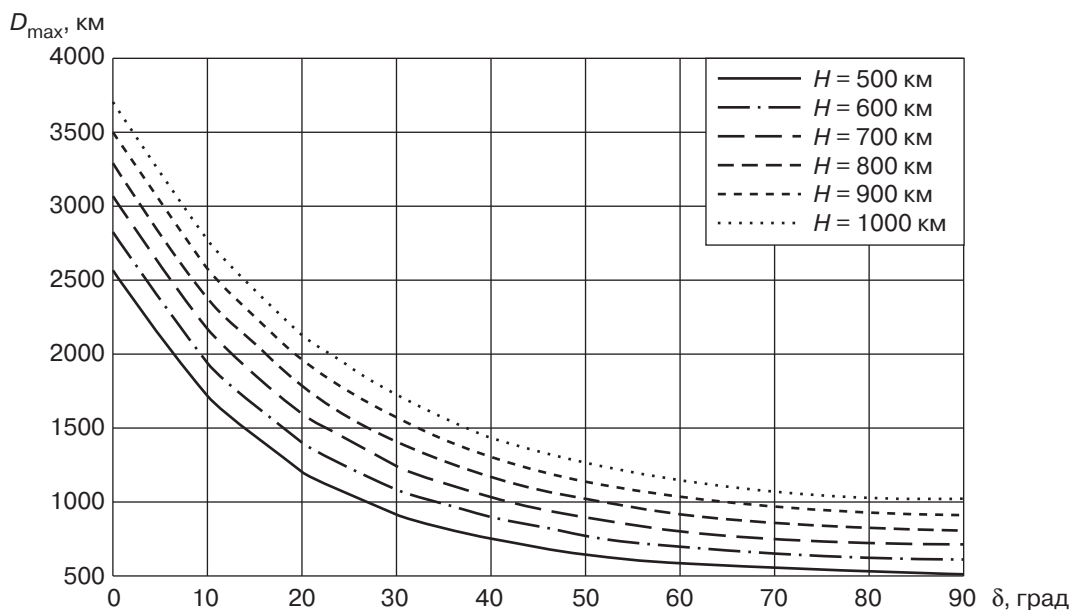


Рис. 6. Зависимость между максимальной дальностью работы антенны ППИ и углом места для высот 500—1000 км

Минимальный угол места, при котором работает антенна ППИ, составляет $\delta_{\min} = 5^\circ$. Максимальная дальность, на которой работает антенна, составляет $D_{\max} = 2100$ км и достигается при значении угла места $\delta_D \approx 5^\circ$ (рис. 6).

Из рисунка 5 находится соответствующий геоцентрический угол $\varphi_D \approx 17^\circ$. Угловая скорость спутника равна $360^\circ/98$ мин, где за примерный период обращения

КА берется 98 мин. Следовательно, спутник, проходящий через зенит ППИ, будет находиться в зоне радиовидимости примерно $2 \cdot 17 \cdot 98 / 360 \approx 9$ мин. Если спутник проходит не через зенит ППИ, то время его нахождения в зоне видимости будет меньше.

Рассчитано значение углового радиуса поля обзора по формуле (φ_ϵ , град)

$$\varphi_\epsilon = \frac{180}{\pi} \arcsin \left[\left(1 + \frac{h}{R_e} \right) \sin \epsilon \right] - \epsilon.$$

Линейный размер (L , км) на поверхности Земли связан с центральным углом φ° соотношением $L \approx 111\varphi^\circ = \pm 433$ км. Проиллюстрированы границы зоны видимости на примере 3-х пунктов наблюдения, находящихся в городах: Отрадное, Берлин и Хабаровск. Границы зоны видимости для каждого пункта определяются (по времени) с помощью зависимостей: $\lambda_1(j)$, $\Delta t_1(j)$, $\lambda_2(j)$, $\Delta t_2(j)$ (на восходящей и нисходящей частях витка), j — количество точек (рис. 7). Определяется время полета (Δt , с) от начала витка до входа в зону видимости и выхода из нее:

$$\Delta t_1 = \frac{u_1}{\omega_{КА}}; \Delta t_2 = \frac{u_2}{\omega_{КА}}; \omega_{КА} = \sqrt{\frac{\mu}{R_e + H}},$$

где u_1, u_2 — аргументы широты прилета в точку на границе зоны видимости на восходящей и нисходящей части витка соответственно, град; $\omega_{КА}$ — угловая скорость КА, град.

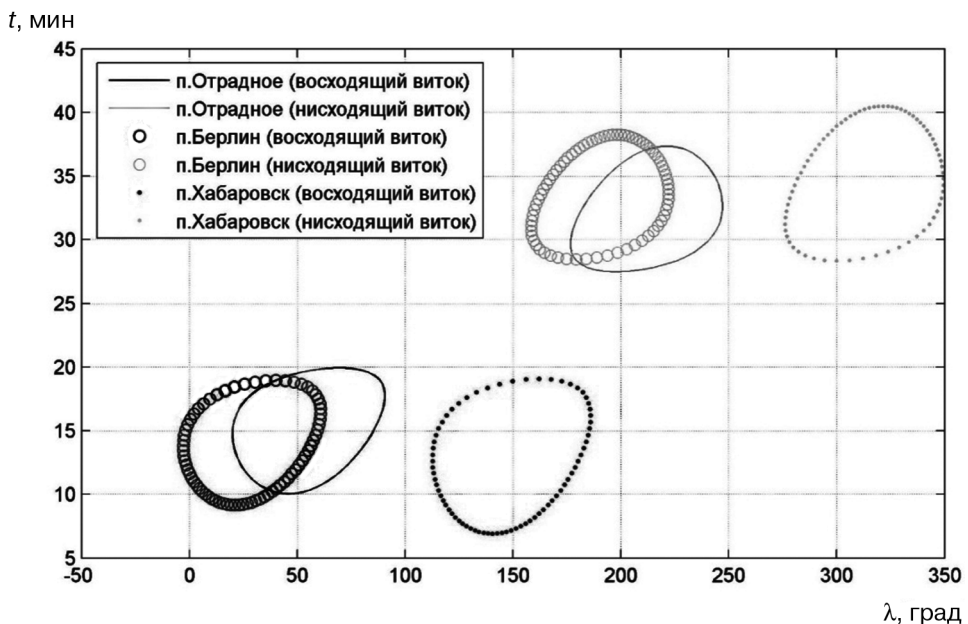


Рис. 7. Зоны радиовидимости ППИ на восходящем и нисходящем витках

Географическая долгота восходящего узла витка, проходящего через точку на границе зоны видимости:

$$\lambda_1 = \lambda_p + \Delta\lambda + d\lambda + \omega_z \Delta t_1; \lambda_2 = \lambda_p + \pi + \Delta\lambda - d\lambda + \omega_z \Delta t_2,$$

где $\Delta\lambda$ — расстояние от географической долготы восходящего узла до географической долготы пункта по азимуту, град; $d\lambda$ — смещение долготы восходящего узла за счет наклона, град; $\omega_z \Delta t$ — смещение долготы восходящего узла за счет поворота Земли за время полета от восходящего узла до точки, град.

Моделирование коррекций. Во время движения по орбите КА подвергается воздействию: гравитационных полей Земли, Солнца, Луны, аэродинамическому напору, возмущениям от включений двигательной установки КА. Все перечисленные факторы, поддаются точному аналитическому расчету. Воздействие хотя и составляет малую величину (при плотности $10^{-14} - 10^{-13}$ кг/м³ на высоте 600 км), но при постоянном действии приводит к существенному снижению высоты орбиты. Торможение КА и темп снижения высоты орбиты в значительной мере определяются уровнем солнечной активности, носящем случайный характер и оцениваемом по средней величине. Текущие же (случайные) значения высоты и темпа ее падения определяются по данным измерений орбиты. При этом темп падения высоты незначителен, что избавляет от необходимости принимать срочные решения по подъему высоты орбиты. Для поддержания свойств ССО достаточно отслеживать и регулировать величину смещения момента прихода Δt_n в восходящий узел фактического движения от опорного. Задача заключается в том, чтобы определить, до какого уровня необходимо поднять высоту реальной орбиты (в соответствии с эквивалентными затратами ΔV на коррекцию), чтобы после подъема максимальное значение Δt не вышло за установленный предел Δt_m .

Ускорение с учетом торможения определяется по формуле

$$w = c_6 \rho (R_e + H_0)^2 \omega^2,$$

где $c_6 = c S_m / 2m$ — баллистический коэффициент КА, м²/кг; S_m — площадь миделева сечения, м²; m — масса КА, кг; $c = 2,0 - 2,2$ — коэффициент аэродинамического сопротивления; ρ — средняя плотность атмосферы на высоте H_0 , кг/м³. Процесс падения высоты и ее поднятие с помощью коррекций рассматривается за период времени: 0,5 года (180 суток). Число витков за 180 суток полета составляет: $n = 2700$. Падение высоты орбиты за сутки составляет 130 м. Допустимое значение падения высоты составляет 2000 м. Продолжительность падения на допустимую величину составляет 15 суток. Импульс необходимый для подъема на высоту Δu составляет 1,1 м/с. Необходимое число коррекций (подъемов) высоты орбиты 12 раз. Суммарный импульс: $\Delta V_\Sigma = \Delta V k = 1,1 \cdot 12 = 13,2$ м/с. Расход топлива:

$$\Delta m = \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_\Sigma}{c}} \right) m_{КА} = \left(1 - e^{-\frac{13,2}{2600}} \right) \cdot 750 = 3,8 \text{ кг.}$$

Далее строится зависимость периодической функции $H(n)$, где диапазон изменения высоты орбиты лежит в пределах $[-1 - 1]$ км (рис. 8). Основные параме-

тры для построения: допустимый диапазон падения высоты 2000 м; продолжительность падения на диапазон высоты 15 суток; число коррекций 12.

Расчетная формула:

$$H(i, j) = H_{\max} - \Delta y \left(\frac{n-1}{225} - i + 1 \right), \quad n = \left(i - 1 + \frac{j-1}{\tau} \right) 225,$$

$$1 \leq i \leq k + 1; 1 \leq j \leq \tau + 1; \tau = 225; H_{\max} = 1000 \text{ м.}$$

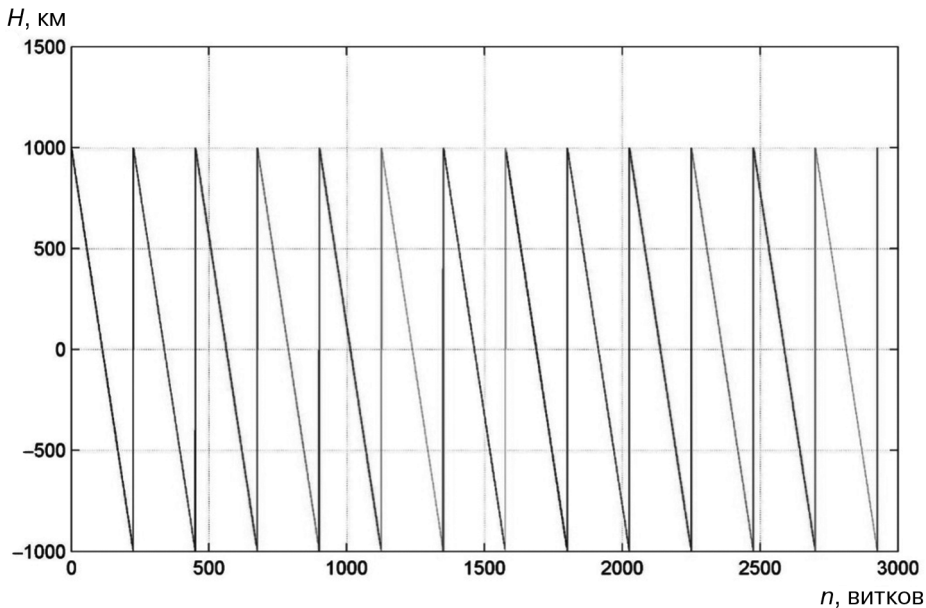


Рис. 8. Изменение высоты орбиты под воздействием атмосферы и коррекция ее поддержания

Заключение. Разработана комплексная методика расчета параметров орбиты для КА ДЗЗ с учетом анализа условий освещенности, кратности, покрытия и видимости поверхности Земли, позволяющая сократить временные затраты на этапе формирования технических предложений.

В методике предложена система математических моделей, реализованная в виде алгоритмов в программном пакете MatLab, с помощью которой выполнена оценка параметров рабочей орбиты КА «БелКА» с учетом: постоянства солнечной освещенности; видимости земной поверхности в заданное время полета КА над одними и теми же участками обследуемой местности; глобального обзора Земли; наилучшей оперативности наблюдения районов земной поверхности; требуемых коррекций высоты орбиты, понижающейся вследствие торможения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] *Montenbruck O. and Gill E.* Satellite orbits: models, methods, applications. Springer — Verlag Berlin Heidelberg, 2000. 369 p.
- [2] *Hastings D. and Garrett H.* Spacecraft-Environment interactions. Cambridge University press, 2004. 320 p.

- [3] *Davis V.A. and Gordon L.W.* Spacecraft surface charging handbook. NASA, technical report, 1992. 343 p.
- [4] *Hughes P.C.* Spacecraft attitude dynamics. Dover publications, Mineola, 2004. 592 p.
- [5] *Schaub H. and Junkins J.L.* Analytical mechanics of space systems, Second edition. AIAA, Reston, 2009. 794 p.
- [6] *Ходненко В.П., Хромов А.В.* Выбор проектных параметров системы коррекции орбиты космического аппарата дистанционного зондирования земли // Вопросы электромеханики. 2011. Т. 121. С. 15—22.
- [7] *Asghar E., Mehran M., Ali A.* Orbit analysis of a remote sensing satellite for local observation of the earth surface // Applied Science and Research Association (ASRA) Department of Mechanical Engineering, Toosi University of technology, 2005. 5 p.
- [8] *Lovera M.* Control-oriented modelling and simulation of spacecraft attitude and orbit dynamics // Journal of Mathematical and Computer Modelling of Dynamical Systems, Special issue on Modular Physical Modelling, 2006. Vol. 12. No. 1. P. 73—88.
- [9] *Sidorenko V.V. and Neishtadt A.I.* Investigation of the stability of long-periodic planar motion of a satellite in a circular orbit // Cosmic Research. 2000. Vol. 38. No. 3. P. 289—303.
- [10] *Casella F., Lovera M.* High-Accuracy orbital dynamics simulation through keplerian and equinoctial parameters / The Modelica Association, Modelica, March 3rd—4 th. 2008. P. 505—14.
- [11] URL: https://www.energia.ru/rus/news/news-2006/press_release-07-26.html (дата обращения: 26.07.2006).

© Михайловский К.В., Городецкий М.А., 2017

История статьи:

Дата поступления в редакцию: август 2017

Дата принятия к печати: сентябрь 2017

Для цитирования:

Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты космического аппарата дистанционного зондирования земли // *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: «Инженерные исследования».* 2017. Т. 18. № 3. С. 361—372. DOI 10.22363/2312-8143-2017-18-3-361-372

Сведения об авторах:

Михайловский Константин Валерьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. *Контактная информация:* e-mail: konst_mi@mail.ru

Городецкий Михаил Алексеевич, магистрант 2-го года обучения кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. *Контактная информация:* e-mail: mikgord@gmail.com

DEVELOPMENT OF METHOD FOR DETERMINING AND CORRECTING PARAMETERS OF THE WORKING ORBIT OF THE EARTH REMOTE SENSING SATELLITE

K.V. Mikhaylovskiy, M.A. Gorodetsky

Bauman Moscow State Technical University (National Research University)
2-nd Baumanskaya str., 5/1, Moscow, Russia, 105005

A technique for the complex analysis of the characteristics of orbits used for space vehicles for remote sensing of the Earth (RSE), taking into account their trajectory, is proposed. The results of mathematical modeling of the operating conditions of such devices are presented. The technique is tested taking into account the input parameters of the orbit of the BelKA spacecraft. The technique will be useful in choosing of complex orbital characteristics for RSE spacecraft at the stage of technical proposals.

Key words: space vehicles for remote sensing of the Earth, solar-synchronous orbit, modeling, determination of characteristics

REFERENCES

- [1] Montenbruck O. and Gill E. *Satellite orbits: models, methods, applications*. Springer — Verlag Berlin Heidelberg, 2000. 369 p.
- [2] Hastings D. and Garrett H. *Spacecraft-Environment interactions*. Cambridge University press, 2004. 320 p.
- [3] Davis V.A. and Gordon L.W. *Spacecraft surface charging handbook*. NASA, technical report, 1992. 343 p.
- [4] Hughes P.C. *Spacecraft attitude dynamics*. Dover publications, Mineola, 2004. 592 p.
- [5] Schaub H. and Junkins J.L. *Analytical mechanics of space systems*, Second edition. AIAA, Reston, 2009. 794 p.
- [6] Khodnenko V.P., Khromov A.V. Selection of the design parameters of the orbit correction system for the space remote sensing satellite // *Questions of electromechanics*. 2011. Vol. 121. P. 15–22.
- [7] Asghar E., Mehran M., Ali A. Orbit analysis of a remote sensing satellite for local observation of the earth surface // *Applied Science and Research Association (ASRA) Department of Mechanical Engineering, Toosi University of technology*, 2005. 5 p.
- [8] Lovera M. Control-oriented modelling and simulation of spacecraft attitude and orbit dynamics // *Journal of Mathematical and Computer Modelling of Dynamical Systems, Special issue on Modular Physical Modelling*. 2006. Vol. 12. No. 1. P. 73–88.
- [9] Sidorenko V.V. and Neishtadt A.I. Investigation of the stability of long-periodic planar motion of a satellite in a circular orbit // *Cosmic Research*. 2000. Vol. 38. No. 3. P. 289–303.
- [10] Casella F., Lovera M. High-Accuracy orbital dynamics simulation through keplerian and equinoctial parameters / *The Modelica Association, Modelica*, March 3rd–4th. 2008. P. 505–514.
- [11] Site: https://www.energia.ru/rus/news/news-2006/press_release-07-26.html (Data: 26.07.2006).

Article history:

Received: August 2017

Accepted: September 2017

For citation:

Mikhaylovskiy K.V., Gorodetsky M.A. (2017) Development of method for determining and correcting parameters of the working orbit of the earth remote sensing satellite. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 18(3), 361–372. DOI 10.22363/2312-8143-2017-18-3-361-372

Bio Note:

Mikhailovskiy Konstantin Valerievich, candidate of technical sciences, associate professor of the department “Rocket and space composite construction”. Bauman MSTU. *Contact information:* e-mail: konst_mi@mail.ru

Gorodetsky Mikhail Alekseevich, master student of the 2nd year of the department “Rocket and space composite construction”. Bauman MSTU. *Contact information:* e-mail: mikgord@gmail.com