

ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

Алдохина В. Н.¹, канд. физ.-мат. наук, доцент, ✉ belvik@list.ru

Королев В. О.¹, канд. техн. наук, доцент, vadimaj@gmail.com

¹Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского,
Ждановская ул., 13, 197198, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация

Работа посвящена созданию программы, визуализирующей зависимость орбиты искусственного спутника Земли в околоземном космическом пространстве от значений ее элементов. Моделируется процесс невозмущенного движения спутника. Дополнительные построения: линии апсид, линии узлов, экваториальной плоскости, направления на точку весеннего равноденствия предусмотрены для большей наглядности модели. Показано влияние несферичности Земли на движение объекта. Программа предназначена для использования курсантами и преподавателями в очном и дистанционном режимах.

Ключевые слова: искусственный спутник Земли, орбита, невозмущенное движение, возмущенное движение, элементы орбиты, среда программирования LabVIEW.

Цитирование: Алдохина В. Н., Королев В. О. Программная реализация построения орбиты искусственного спутника Земли // Компьютерные инструменты в образовании. 2024. № 2. С. 48–57. doi:10.32603/2071-2340-2024-2-48-57

1. ВВЕДЕНИЕ

Использование имитационных компьютерных моделей в обучении — одно из направлений совершенствования современного образования [1–3].

Для отображения движения искусственных спутников Земли (ИСЗ) в околоземном космическом пространстве (ОКП) существует немало программ, в том числе бесплатных.

Google Earth позволяет просматривать спутниковые карты Земли, отображать орбиты спутников, включая те, которые используются в глобальных навигационных спутниковых системах (GNSS), таких как GPS, ГЛОНАСС, Galileo и Beidou. Google Earth предлагает инструменты для визуализации орбит и может быть использован для образовательных целей.

STK (Systems Tool Kit) от AGI — мощный инструмент для анализа и визуализации аэрокосмических данных, позволяет пользователям создавать детализированные модели спутниковых систем, включая их трехмерные орбиты и движения. STK широко используется в индустрии и академических кругах для комплексного анализа и визуализации решаемых задач.

Orbitron — более специализированное программное обеспечение, предназначенное для трекинга спутников, включая те, которые используются в глобальных навигационных системах. Orbitron позволяет в реальном времени отслеживать спутники, отображать их орбиты и предоставлять дополнительную информацию о каждом объекте.

Gpredict — программное обеспечение, позволяющее пользователям следить за движением спутников в реальном времени. Gpredict хорошо подходит для радиолюбителей и тех, кто интересуется космическими технологиями.

Указанные продукты рассчитаны на квалифицированных специалистов, имеющих определенный багаж знаний в данной области, которым не требуется разъяснения визуализированных процессов. Кроме того, в связи с санкциями **недружественных государств** легальный доступ к некоторым из них стал невозможен.

Обучающий пакет для изучения основ движения космических объектов разработан в [4]. Компьютерные модели прогнозирования движения спутников и построения трасс были разработаны авторами [5, 6].

В связи с вышеизложенным, появилась идея создания программного продукта виртуальной 3D модели [7], которая позволила бы наглядно, просто и доступно объяснить обучающимся принципы построения орбиты ИСЗ, а также влияние несферичности Земли на его движение.

Целью исследования является процесс создания 3D модели движения искусственных спутников Земли в околоземном космическом пространстве для повышения наглядности обучения, а также анализ эффективности ее применения в учебном процессе.

2. ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В ПРОГРАММЕ

Математический аппарат, необходимый для реализации модели, изложен, например в [8, 9]. Период обращения T спутника, высоту апогея H_a и высоту перигея H_{Π} легко найти по формулам:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad H_a = a(1 + e) + R_3, \quad H_{\Pi} = a(1 - e) + R_3,$$

где a — большая полуось, e — эксцентриситет, R_3 — радиус Земли, $\mu = 39,89 \cdot 10^4 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Построение невозмущенной орбиты ИСЗ сводится к точечному построению кривой второго порядка (эллипса) в пространстве и вычислению момента времени t прохождения ИСЗ через каждую построенную точку.

Шаг вычисления примем 1° (один градус), количество шагов $N = 360$. В орбитальной системе координат (x_ω, y_ω) с центром в фокусе F (притягивающем центре) и осью абсцисс (рис. 1), направленной по вектору Лагранжа (из фокуса в перигей), имеем

$$x_{\omega_j} = a \cos \frac{j\pi}{180} - e, \quad y_{\omega_j} = a \sqrt{1 - e^2} \sin \frac{j\pi}{180}, \quad t_j = \frac{j\pi}{180} - \frac{eT \sin \frac{j\pi}{180}}{2\pi}, \quad j = 0 \dots N.$$

Для того чтобы найти координаты точек орбиты в неподвижной геоцентрической (рис. 2) системе координат $(x, y, z)^T$, нужно умножить матрицу поворота PQ на вектор $(x_\omega, y_\omega, 0)^T$:

$$\begin{pmatrix} x_j \\ y_j \\ z_j \end{pmatrix} = PQ \cdot \begin{pmatrix} x_{\omega_j} \\ y_{\omega_j} \\ 0 \end{pmatrix},$$

$$PQ = \begin{pmatrix} \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i & -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i & 0 \\ \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i & -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i & 0 \\ \sin \omega \sin i & \cos \omega \sin i & 0 \end{pmatrix},$$

где Ω — долгота восходящего узла, ω — аргумент перигея, i — наклонение орбиты, $j = 0 \dots N$.

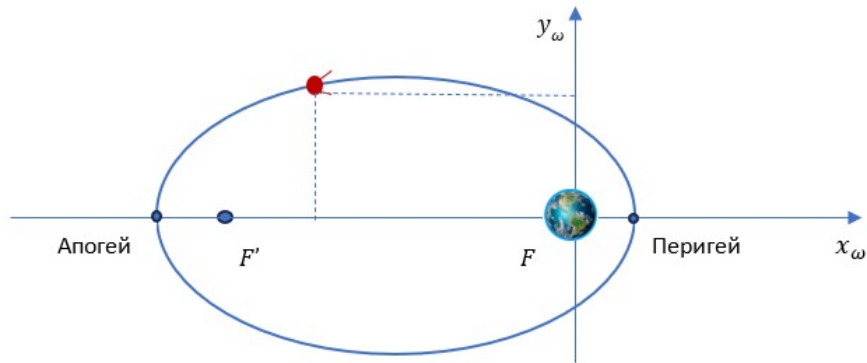


Рис. 1. Орбитальные координаты

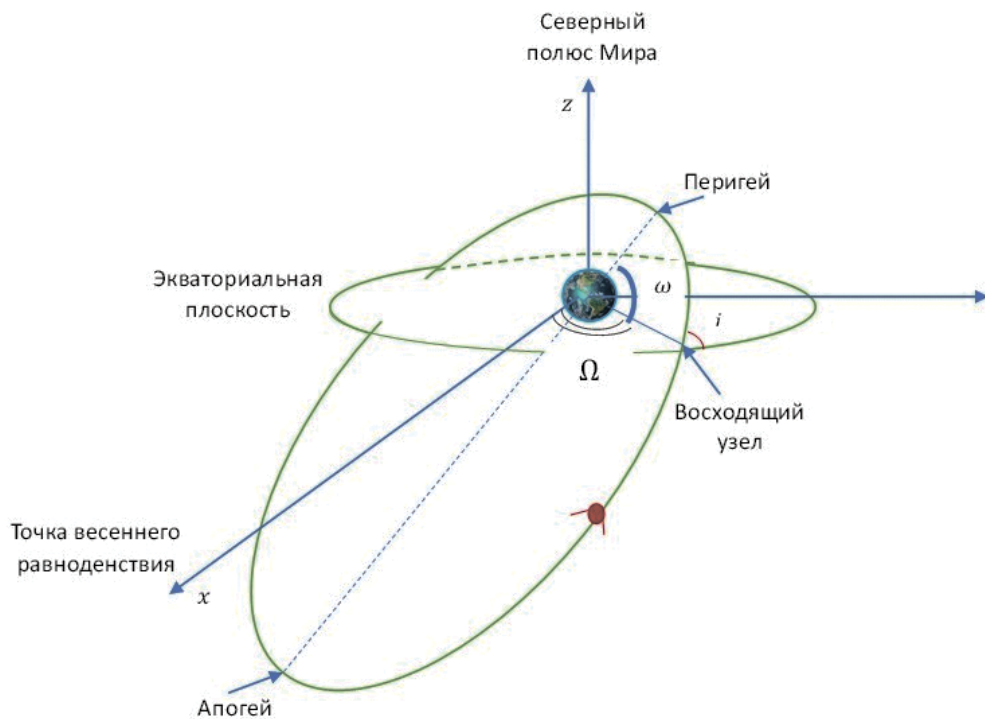


Рис. 2. Геоцентрическая неподвижная система координат

Теория невозмущенного движения подразумевает движение спутника только под действием силы всемирного тяготения. Она дает неплохое приближение движения спутников на высоких орбитах (с высотой полета более 36 тыс. км) или на низких и средних орбитах в течение малого промежутка времени. Если же рассматривать движение

низколетящих спутников в течение длительного времени, то необходимо учитывать несферичность Земли и рассматривать поверхность Земли как трехосный эллипсоид, сжатый на полюсах. В качестве меры полярного сжатия планеты принимают отношение

$$\alpha = \frac{R_э - R_п}{R_э},$$

где $R_э$ — экваториальный радиус, $R_п$ — полярный радиус планеты. Для Земли $\alpha \approx 1/300$.

Наиболее сильно несферичность планеты влияет на вековой уход двух элементов орбиты: долготы восходящего узла Ω и аргумента перигея ω . Хорошее приближение прецессии линии узлов и линии апсид за время t дают формулы:

$$\Delta\Omega = -J \left(\frac{R_э}{a} \right)^2 \frac{2\pi t \cos i}{T(1-e^2)^2},$$

$$\Delta\omega = 0,5J \left(\frac{R_э}{a} \right)^2 \frac{2\pi t(5 \cos^2 i - 1)}{T(1-e^2)^2},$$

где $J = 0,001624$.

Полярное сжатие планеты вызывает вращение восходящего узла орбиты в направлении, противоположном направлению вращения спутника. Вращение линии узлов происходит тем быстрее, чем ближе значение наклона орбиты к нулю. Для полярной орбиты ($i = 90^\circ$, $\cos i = 0$) восходящий узел не прецессирует, плоскость орбиты не поворачивается вокруг оси планеты. Для спутников, близких к экваториальным, это вращение происходит быстрее всего.

Перигей орбиты, а вместе с ним и линия апсид, вращаются в плоскости орбиты. Это вращение происходит в том же направлении, что и движение спутника, если $i < 63,4^\circ$ ($5 \cos^2 i - 1 > 0$), и в противоположном направлении, если $i > 63,4^\circ$. При значении наклона $i = 63,4^\circ$ положение перигея орбиты не изменяется.

В программе предусмотрена возможность намеренного искаженного увеличения влияния несферичности для большей наглядности результата.

Вычисление угла поворота Земли (между плоскостью Гринвичского меридиана и направлением на точку весеннего равноденствия) учитывает значения звездного времени и Юлианской даты на момент прохождения спутника через перигей.

Среднее звездное время S_0 на начало суток момента времени (эпохи) t_0 вычисляется по формуле:

$$S_0 = 100,46061837^\circ + 36000,77005361^\circ \cdot \tau + 3,879333^\circ \cdot 10^{-4} \cdot \tau^2 - 2,583^\circ \cdot 10^{-8} \cdot \tau^3,$$

где τ — интервал времени в юлианских столетиях по 36525 средних солнечных суток, вычисляемый по формуле

$$\tau = \frac{JD - 2451545}{36525},$$

JD — Юлианская дата начала суток эпохи t_0 .

Звездное время S эпохи t_0 равно

$$S = S_0 + \omega_z t,$$

где t — интервал времени, прошедший от начала суток эпохи t_0 , ω_z — суточная скорость вращения Земли.

3. АЛГОРИТМ РАБОТЫ ПРОГРАММЫ И ЕГО РЕАЛИЗАЦИЯ В ПРОГРАММНОЙ СРЕДЕ LABVIEW

1. Ввод начальных данных: шесть кеплеровских элементов орбиты, текущее время.
2. Вычисление периода обращения ИСЗ, высот апогея, перигея.
3. Вычисление координат точек орбиты во второй экваториальной системе координат.
4. Вычисление положения ИСЗ в любой наперед заданный момент времени (для имитации движения).
5. Вычисление координат точек апогея, перигея (для построения линии апсид), восходящего, нисходящего узлов (для построения линии узлов).
6. Вычисление угла поворота Земли на момент текущего времени.
7. Учет несферичности Земли.
8. Вывод результатов вычислений.
9. Вывод основных построений: Земли, орбиты, отображения ИСЗ.
10. Вывод дополнительных построений: линии узлов, направления на точку весеннего равноденствия, линий апсид и экваториальной плоскости.

Алгоритм реализован в графическом языке программирования G [10] LabVIEW. Среда разработки LabVIEW содержит рабочую область и лицевую панель. Одной из причин выбора именно этой среды разработки послужила относительная простота создания графических интерфейсов с широкими возможностями управления и запуска в непрерывном режиме. Рабочая область программы приведена на рисунке 3. Область представляет собой набор кластеров, соединенных между собой нитями «wire». Слева размещены входные данные. Основную часть занимают блоки построения и вывода данных.

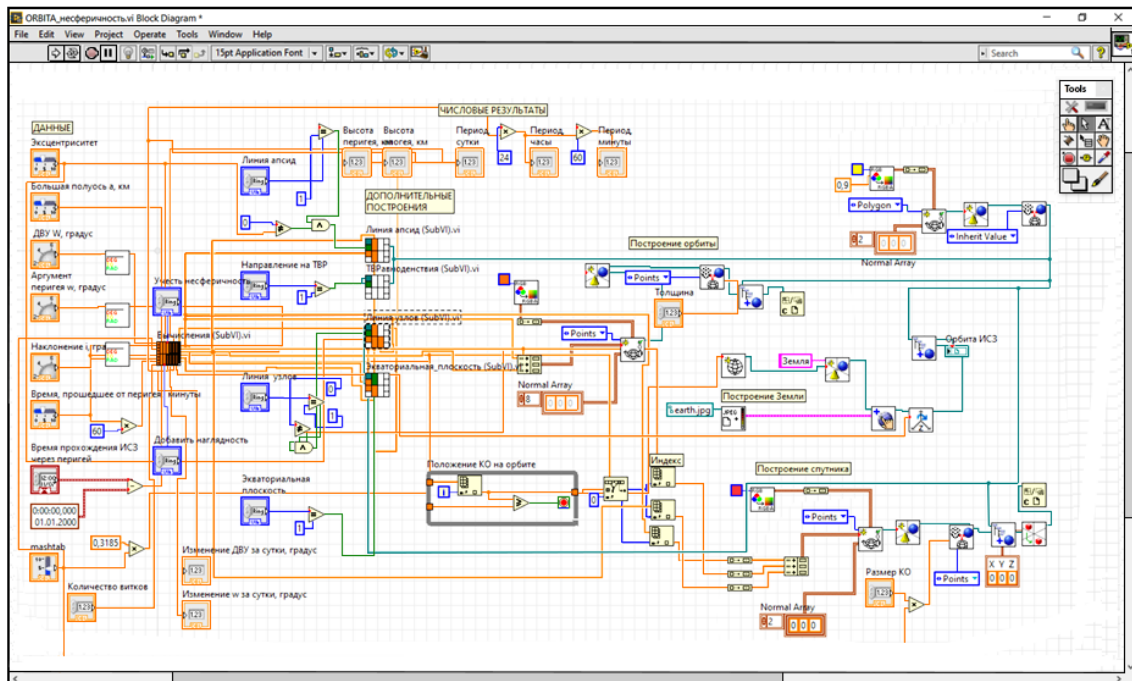


Рис. 3. Рабочая область программы

Все вычисления «спрятаны» в подпрограмме (рис. 4).

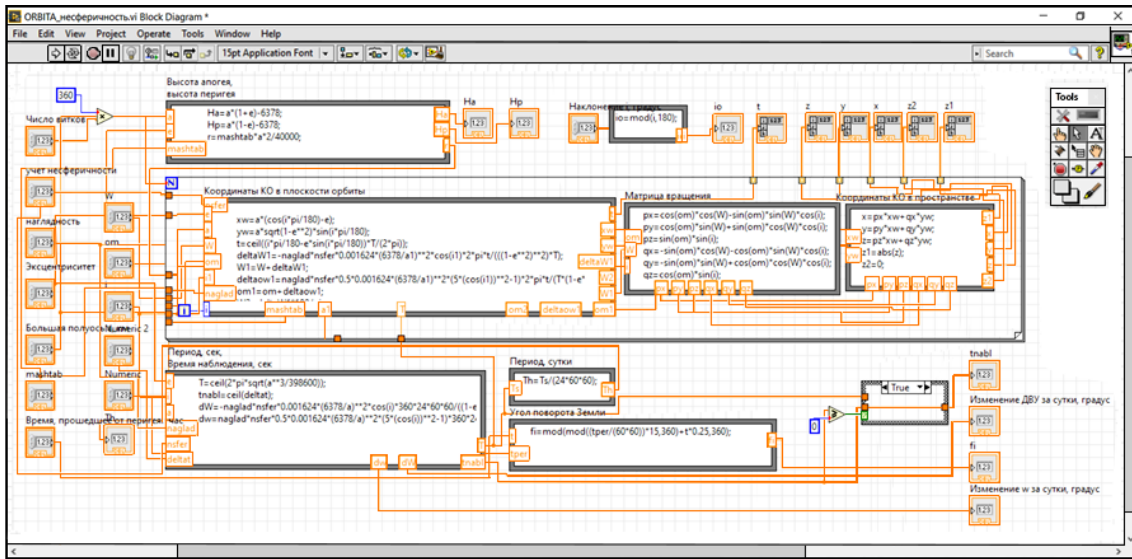


Рис. 4. Подпрограмма вычислений координат точек орбиты

4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ ПРОГРАММЫ

Лицевая панель программы приведена на рисунке 5. Построена невозмущенная орбита ИСЗ, линия узлов (сплошная), линия апсид (пунктирная) и направление на точку весеннего равноденствия (точечная вниз).

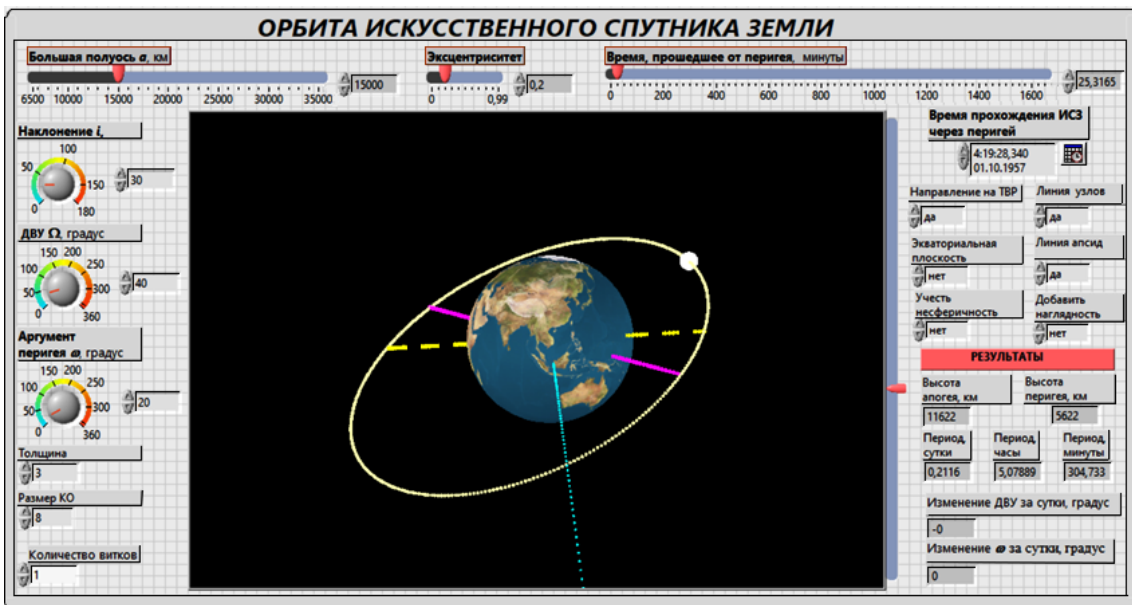


Рис. 5. Лицевая панель программы

В верхней части лицевой панели расположены ползунки для изменения значений большой полуоси, эксцентриситета, времени, прошедшего от момента прохождения ИСЗ

через перигей. Изменение значений большой полуоси позволяет выявить зависимость размеров орбиты, значения эксцентриситета определяют форму орбиты, а изменение времени, прошедшего от момента прохождения ИСЗ через точку перигея, позволяет имитировать движение спутника по орбите.

В левой части панели имеются ручки для задания значений углов наклона, долготы восходящего узла (ДВУ), аргумента перигея. Изменение значений наклона и ДВУ позволяют убедиться, что именно эти параметры определяют положение плоскости орбиты, а именно значение наклона задает ее положение относительно плоскости экватора, а ДВУ определяет ее поворот вокруг оси вращения Земли. Значение аргумента перигея на положение плоскости орбиты не влияет. Аргумент перигея определяет ориентацию орбиты в плоскости. Изменение его значения задает поворот орбиты относительно линии узлов.

Главная центральная часть экрана отведена на визуализацию построения орбиты в зависимости от значений ее элементов. Здесь построена Земля с учетом ее поворота вокруг оси вращения, построена невозмущенная эллиптическая орбита, ИСЗ изображен в виде объемной точки. Ползунок справа от окна визуализации позволяет изменить масштаб изображения, а с помощью встроенных средств LabVIEW изображение можно двигать и поворачивать.

В правой части экрана предусмотрена возможность подключаемых дополнительных построений: линии узлов, линии апсид, направления на точку весеннего равноденствия, экваториальной плоскости. И, наконец, внизу в правой части лицевой панели выводятся результаты вычислений высот апогея, перигея, периода.

Для демонстрации влияния несферичности Земли на движение ИСЗ предусмотрена возможность намеренного искажения результатов для еще большей наглядности (рис. 6). Эта реализация позволяет показать эволюцию орбиты с течением времени.

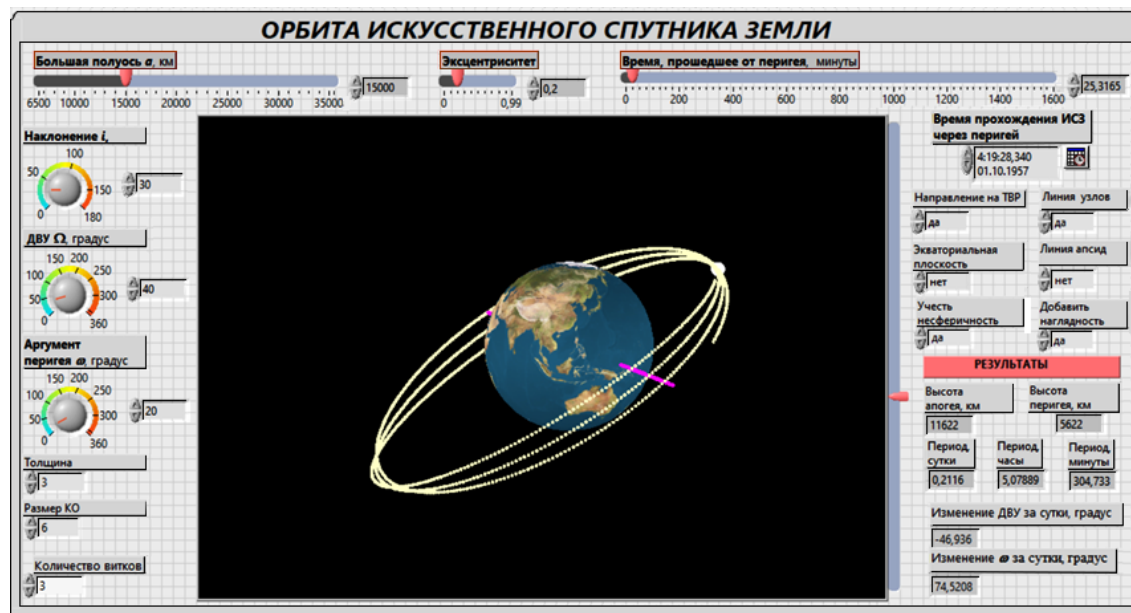


Рис. 6. Влияние несферичности Земли на движение ИСЗ

Простое, интуитивно понятное управление не требует ни длительного обучения по работе с программой, ни написания объемных инструкций.

Программу можно запустить в непрерывном режиме: любое изменение каждого из задаваемых параметров будет непрерывным образом отображаться на результатах. Этот факт повышает наглядность при изучении основ движения ИСЗ в ОКП.

Каких целей удалось достичь применением виртуальной модели на занятиях? Использование программы на лекциях позволило увеличить наглядность, избежать проблем пространственного воображения, качественно изложить суть определений элементов орбиты, доступно объяснить влияние несферичности Земли на движение искусственных спутников Земли в околоземном космическом пространстве. На занятиях практической направленности обучающиеся могут закрепить теоретический материал, провести исследование по изменению невозмущенной и возмущенной орбиты при изменении значений ее элементов и времени.

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работы разработан виртуальный прибор, позволяющий моделировать невозмущенное движение искусственного спутника Земли в околоземном космическом пространстве, анализировать зависимость размеров, формы и положения орбиты от значений ее элементов, учитывать влияние несферичности Земли на движение спутника.

Проанализированы результаты применения виртуальной модели на занятиях различных форм деятельности.

Список литературы

1. Пупырев Н. П. Педагогические возможности компьютерных моделей // Современные наукоемкие технологии. 2004. № 6. С. 68–69.
2. Маркович О. С. Компьютерное моделирование в учебном исследовании: разработка новых методов обучения с использованием информационных технологий // Современные проблемы науки и образования. 2015. № 5.
3. Вайгенд М. Математическое моделирование и программирование в естественнонаучном образовании // Компьютерные инструменты в образовании. 2019. № 2. С. 55–64. doi:10.32603/2071-2340-2019-2-55-64.
4. Бутиков Е. И. Движение космических тел. Методические материалы к комплексу компьютерных моделирующих программ. 2007. 70 с. [Электронный ресурс]. URL: <http://butikov.faculty.ifmo.ru/MotionsRus.pdf> (дата обращения: 13.06.2024).
5. Алдохина В. Н., Куликов С. В., Королев В. О. Модель прогнозирования движения искусственного спутника Земли в околоземном космическом пространстве // Современные наукоемкие технологии. 2021. № 1. С. 7–11.
6. Алдохина В. Н., Королев В. О., Гудаев Р. В. Визуализация траектории космического объекта в среде программирования LabVIEW // Сборник научных трудов «Проблемы обороноспособности и безопасности». М.: ФГБНУ «Экспертно-аналитический центр». 2015. Вып. 136. С. 106–111.
7. Алдохина В. Н., Королев В. О., Куликов С. В., Федоренко Д. С. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2020615106. Орбита ИСЗ: № 2020614119 : заявлено 13.04.2020 : опубл. 15.05.2020.
8. Эскобал П. Методы определения орбит. М.: Мир; 1970. 472 с.
9. Эльясберг П. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: URSS, 2015. 544 с.
10. Тревис Дж. LabVIEW для всех. Пер. с англ. Клушин Н. А. М.: ДМК Пресс; Прибор Комплект, 2005. 544 с.

Поступила в редакцию 21.05.2024, окончательный вариант — 13.06.2024.

Алдохина Виктория Николаевна, канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, ✉ belvik@list.ru

Королев Вадим Олегович, канд. техн. наук, доцент кафедры, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, vadimaj@gmail.com

Computer tools in education, 2024

№ 2: 48–57

<http://cte.eltech.ru>

doi:10.32603/2071-2340-2024-2-48-57

Software Implementation for Construction of an Earth Satellite Orbit

Aldokhina V. N.¹, Cand. Sc., Associate Professor, ✉ belvik@list.ru

Korolev V. O.¹, Cand. Sc., Associate Professor, vadimaj@gmail.com

¹Military Space Academy, 13 Zhdanovskaya st., 197198, Saint Petersburg, Russia

Abstract

The work is devoted to the creation of a program that visualizes the dependence of the orbit of an artificial Earth satellite in near-Earth space on the values of its elements. The process of unperturbed motion of the satellite is simulated. For greater clarity of the model, additional constructions are provided such as lines of apsides, lines of nodes, equatorial plane, directions to the vernal equinox point. The influence of the nonsphericity of the Earth on the movement of an object is shown. The program is intended for use by students and teachers in full-time and remote modes.

Keywords: *Earth satellite, orbit, unperturbed motion, perturbed motion, orbital elements, LabVIEW programming environment.*

Citation: V. N. Aldokhina and V. O. Korolev, “Software Implementation for Construction of an Earth Satellite Orbit,” *Computer tools in education*, no. 2, pp. 48–57, 2024 (in Russian); doi:10.32603/2071-2340-2024-2-48-57

References

1. N. P. Pupyrev, “Pedagogical capabilities of computer models,” *Modern science-intensive technologies*, no. 6, pp. 66–68, 2004 (in Russian).
2. O. S. Markovich, “Computer modeling in educational research: development of new teaching methods using information technologies,” *Modern problems of science and education*, no. 5, 2015 (in Russian).
3. M. Weigend, “Mathematical modeling and programming in natural science education,” *Computer tools in education*, no. 2, pp. 55–64, 2019 (in Russian); doi:10.32603/2071-2340-2019-2-55-64
4. E. I. Butikov, “Movement of cosmic bodies. Methodological materials for a complex of computer modeling programs,” in <http://butikov.faculty.ifmo.ru>, 2007. [Online] (in Russian). Available: <http://butikov.faculty.ifmo.ru/MotionsRus.pdf>
5. V. N. Aldokhina, S. V. Kulikov, and V. O. Korolev, “Model for predicting the movement of an artificial earth satellite in near-Earth space,” *Modern science-intensive technologies*, no. 1, pp. 7–11, 2021 (in Russian).

6. V. N. Aldokhina, V. O. Korolev, and R. V. Gudaev, “Visualization of the route of a space object in the LabVIEW programming environment,” in *Collection of scientific papers “Problems of defense and security”*, Moscow: Federal State Budgetary Institution “Expert Analytical Center”, no. 13b, pp. 106–111, 2015 (in Russian).
7. V. N. Aldokhina, V. O. Korolev, S. V. Kulikov, and D. S. Fedorenko, “Satellite orbit,” [Soft], Certificate of registration of the computer program RU 2020615106, 2020614119: declared 04/13/2020: publ. 05/15/2020.
8. P. Escobal, *Methods for determining orbits*, Moscow: Mir, 1970 (in Russian).
9. P. Eliasberg, *Introduction to the theory of flight of artificial Earth satellites*, Moscow: URSS, 2015 (in Russian).
10. J. Travis, *LabVIEW for Everyone*, Moscow: DMK Press; PriborKomplekt, 2005 (in Russian).

Received 21-05-2024, the final version — 13-06-2024.

Victoria Aldokhina, Cand. of Sciences (Phys.-Math.), Associate Professor, Military Space Academy,
✉ belvik@list.ru

Vadim Korolev, Cand. of Sciences (Tech.), Associate Professor, Military Space Academy,
vadimaj@gmail.com