

Министерство образования и науки Российской Федерации
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ (НИ ТГУ)
Физический факультет
Кафедра астрономии и космической геодезии

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ В ГЭК



ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА БАКАЛАВРА

**РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА ЯЗЫКЕ JAVA ДЛЯ
ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЕРЕСЕЧЕНИЙ ЗОН ВИДИМОСТИ АВРОРАЛЬНЫХ ИМАДЖЕРОВ С
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПРИПОЛЯРНЫХ ЗОНАХ**

по основной образовательной программе подготовки бакалавров
направление подготовки 09.03.02 – Информационные системы и технологии

Попандопуло Никита Андреевич

Руководитель
к.ф.-м.н., доцент кАиКГ ФФ
М. А. Баныщикова
«09» июня 2018 г.

Автор работы
Студент группы № 5476
Н. А. Попандопуло

Министерство образования и науки Российской Федерации
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ (НИ ТГУ)

Физический факультет

Кафедра астрономии и космической геодезии

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой астрономии
и космической геодезии ФФ ТГУ,

д-р физ.-мат. наук

Авдюшев В. А.

«19» 09 2017 г.

ЗАДАНИЕ

по подготовке ВКР бакалавра студенту Попандопуло Н. А. группы № 5476

1. Тема ВКР «Разработка программного обеспечения на языке Java для определения пересечений зон видимости авроральных имаджеров с космических аппаратов в приполярных зонах».
2. Срок сдачи студентом выполненной ВКР: июнь 2018 г.
3. Исходные данные к работе:
Программа, написанная на Pascal.
4. Краткое содержание работы:
1 глава — описание космического эксперимента; 2 глава — моделирование движения ИСЗ; 3 глава — разработка ПО для космического эксперимента.
5. Организации, по заданию которых выполнялась работа:
Томский государственный университет (ТГУ).
6. Графический материал: 18 рисунков.
7. Дата выдачи задания: 19 сентября 2017 г.

Руководитель ВКР,
канд. физ.-мат. наук



Баньщикова М. А.

Задание принял к исполнению
студент группы № 5476



Попандопуло Н. А.

РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа «РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА ЯЗЫКЕ JAVA ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЕРЕСЕЧЕНИЙ ЗОН ВИДИМОСТИ АВРОРАЛЬНЫХ ИМАДЖЕРОВ С КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПРИПОЛЯРНЫХ ЗОНАХ» состоит из 31 страниц печатного текста, 18 рисунков, 3 таблиц и 15 источников использованной литературы.

Ключевые слова: программное обеспечение, Java, космический эксперимент, Метеор-МП, Зонд, авроральный имаджер, модель движения ИСЗ.

Объектом исследования является движение космических аппаратов Метеор-МП и Зонда в приполярных зонах.

Цель работы – создать оболочку программы на языке Java для численного моделирования движения КА, исследования их движения, в частности определения пересечения зон видимости, а также визуализации трасс КА при учете различных условий (одновременное нахождение на теневом участке орбиты, учет пересечения зон видимости и одновременное нахождение КА в выбранных широтах).

В процессе работы была использована свободная интегрированная среда разработки NetBeans 8.2 для создания приложения.

В результате было разработано ПО для нахождения пересечений зон видимости двух КА в области тени в полярных и в приполярных зонах, и с возможностью построения трасс этих КА.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
1 Описание космического эксперимента с приборами Летиция, Авровизор-ВИС/МП на орбите космических аппаратов Зонд и Метеор-МП.....	4
1.1 Искусственные спутники Земли типа Метеор-МП и Зонд.....	4
1.2 Имаджеры «Авровизор-ВИС» и «Летиция»	6
2 Моделирование движения искусственного спутника Земли.....	8
2.1 Невозмущенная модель движения ИСЗ	8
2.2 Численная модель движения КА с учетом возмущений.....	11
2.3 Метод Рунге – Кутты 4-го порядка.....	12
2.4 Переход во вращающуюся систему координат	13
2.5 Вхождение КА в тень Земли.....	14
2.6 Вычисление площади пересечения областей видимости	15
2.7 Определение параметров	16
3 Разработка приложения для нахождения пересечений зон видимости КА на теневом участке орбит в полярных и в приполярных зонах	19
3.1 Создание приложения «SEApp».....	19
3.2 Описание интерфейса приложения.....	19
3.3 Пример использования приложения.....	25
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	29
ЛИТЕРАТУРА	30

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время идет подготовка к космическому эксперименту, связанному с одновременным получением космическими аппаратами (КА) и наземными станциями серийной съемки изображений возмущенной ионосферы для последующего выяснения причин пропадания радиосигналов с навигационных спутников и возможно нахождения путей решения данной проблемы. Таким образом, предполагаются одновременные наблюдения одних и тех же областей ионосферы имаджерами Летиция (с орбиты космического аппарата Зонд) и Авровизор-ВИС/МП (с орбиты космического аппарата Метеор-МП).

В рамках предыдущей работы нами была построена численная модель движения КА Метеора-МП и Зонда, а также выявлены наилучшие конфигурации орбит для определения максимального количества пересечений областей видимости КА за один календарный год на теневом участке орбиты и в полярных зонах. Результаты данного исследования мы представили в 3-х конференциях [1 – 3].

Моделирование мы осуществляли на языке Pascal. Pascal является процедурным языком программирования и проводить исследование на таком языке доставляет неудобства. Неудобства связаны с тем, что приходится работать с входными и выходными файлами, а это не удобно пользователям. Во-первых, подготовка входных данных для вычисления требует времени. Во-вторых, появляется вероятность ошибки неправильного задания начальных параметров. В-третьих, обработка результатов (построение таблиц, графиков) также требует времени и использования дополнительного ПО (Microsoft Word, Microsoft Excel, Grapher и др.). Чтобы устранить эти неудобства, мы решили создать удобный интерфейс для проведения данного исследования на языке Java.

Целью данной работы является создание оболочки программы на языке Java для численного моделирования движения КА, исследования их движения, в частности определения пересечения зон видимости, а также визуализации трасс КА при учете различных условий (одновременное нахождение на теневом участке орбиты, учет пересечения зон видимости и одновременное нахождение КА в выбранных широтах).

Для достижения данной цели мы сформулировали следующие задачи:

- 1) научиться программировать на языке Java;
- 2) переписать программу с Pascal на Java;
- 3) разработать интерфейс ПО;
- 4) реализовать обработчики событий для компонентов формы и логику взаимодействия между ними;
- 5) реализовать защиту от «дурака».

1 Описание космического эксперимента с приборами Летиция, Авровизор-ВИС/МП на орбите космических аппаратов Зонд и Метеор-МП

В настоящее время идет подготовка к космическому эксперименту [4, 5], связанному с одновременным запуском космических аппаратов Метеор-МП и Зонд (программа Геофизика). В данном эксперименте предполагаются одновременные получения космическими аппаратами и наземными станциями изображений возмущенной ионосферы и серийной обработки полученных данных. Таким образом, предполагаются одновременные наблюдения на теневой стороне Земли одних и тех же областей ионосферы имаджерами Летиция (с орбиты космического аппарата Зонд) и Авровизор-ВИС/МП (с орбиты космического аппарата Метеор-МП). Данные приборы так же необходимы для расчета сопутствующей геофизической и астрономической информации для пространства наблюдений в эксперименте на орбите КА Метеор-МП. Космические аппараты Метеор-МП и Зонд планируют запустить к 2025 году на полярные низкоапогейные орбиты.

1.1 Искусственные спутники Земли типа Метеор–МП, Зонд

Орбиты запускаемых ИСЗ очень разнообразны. Они определяются начальными условиями, задаваемыми при выводе спутника на орбиту, и действием естественных сил на пассивном участке полета. По геометрическому характеру движения различают следующие основные классы орбит: круговые и близкие к круговым. Эти орбиты имеют эксцентриситеты 0–0.03. Высота над поверхностью Земли для таких спутников мало меняется в процессе полета. В зависимости от высоты полета спутники этого класса орбит подразделяют на низколетящие, средневысокие и высоколетящие [6, 7].

В данной работе мы рассматриваем низколетящие спутники. Такие ИСЗ движутся на высотах $h = 200\text{--}1500$ км. Основными источниками возмущений на таких расстояниях от Земли являются несферичность Земли и сопротивление атмосферы. Превалирующим является сжатие Земли.

Также спутники классифицируют по расположению орбит в пространстве. Спутники с наклоном $80^\circ\text{--}100^\circ$ называются полярными и близкими к ним.

К полярным близок важный класс орбит, называемых солнечно-синхронными (ССО), которые всегда имеют постоянную ориентацию относительно Солнца. Ценность ССО состоит в том, что, двигаясь по ней, спутник пролетает над земными объектами всегда в одно и то же время суток, что важно для проведения космической съемки. Благодаря близости ССО к полярным орбитам с них можно следить за всей земной поверхностью, что важно для метеорологических, картографических и разведывательных спутников. Определенный набор параметров ССО позволяет спутнику никогда не уходить в тень Земли, всегда оставаясь на

Солнце вблизи границы дня и ночи. Спутник не испытывает перепадов температуры, а солнечные батареи непрерывно обеспечивают его энергией [6, 7].

«Метеор» — серия советских метеорологических спутников, эксплуатировавшихся в 1960–1970-х годах. КА Метеор-МП — это гидрометеорологический и океанографический космический комплекс четвертого поколения, предназначенный для следующих целей:

1. анализа и прогноза погоды в региональном и глобальном масштабах;
2. анализа и прогноза состояния акватории морей и океанов, включая контроль ледовой обстановки;
3. анализа и прогноза условий для полета авиации;
4. анализа и прогноза гелиогеофизической обстановки в околоземном космическом пространстве (ОКП), состояния ионосферы и магнитного поля Земли;
5. мониторинга климата и глобальных изменений;
6. контроля чрезвычайных ситуаций;
7. экологического мониторинга окружающей среды и др.

На рисунке 1 представлен эскизный проект КА «Метеор-МП». Спутник должен выводиться на солнечно-синхронную орбиту с высотой 650–850 км. Срок активного существования — не менее 7–10 лет. В таблице 1 приведены элементы орбиты спутника на 1 января 2025 в 00:00:00.

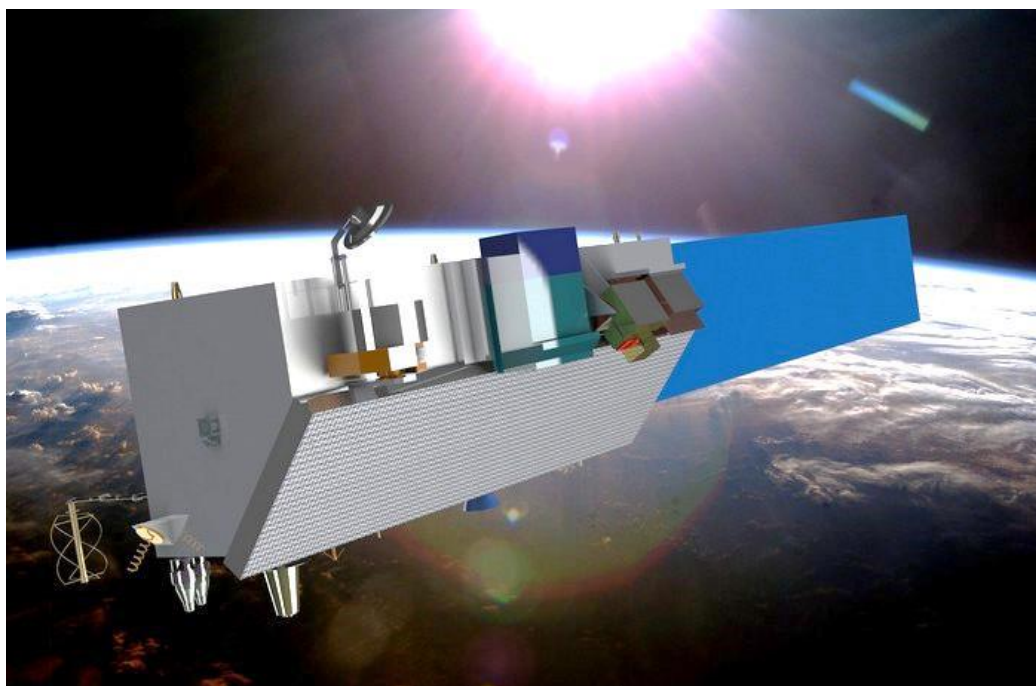


Рисунок 1 – Гидрометеорологический космический аппарат «Метеор-МП».

Таблица 1 – Элементы орбиты КА Метеор-МП

T_0	a , км	e	i , °	Ω , °	ω , °	M_0 , °	h , км
01.01.2025 00:00:00	7372.686	0.001835	99.333	0.0	0.0	0.0	820

«Зонд» — наименование советских космических аппаратов для изучения космического пространства. Ориентация КА Зонд обеспечивает постоянную ориентацию на Солнце для питания солнечных батарей и ориентацию на Землю для наведения остроуправленной антенны.

На рисунке 2 представлен КА «Зонд».

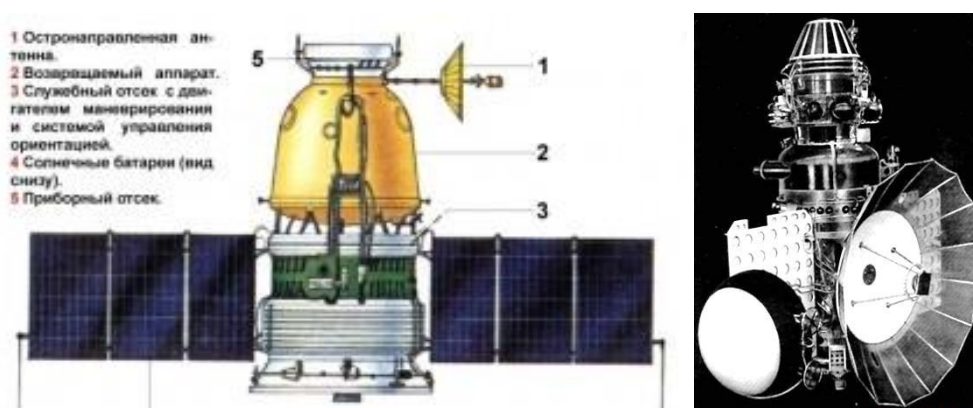


Рисунок 2 – Космический аппарат «Зонд».

В таблице 2 приведены элементы орбиты спутника на 1 января 2025 в 00:00:00.

Таблица 2 – Элементы орбиты КА Зонд

T_0	a , км	e	i , °	Ω , °	ω , °	M_0 , °	h , км
01.01.2025 00:00:00	7030.0	$1 \cdot 10^{-6}$	98.0	0.0	0.0	0.0	650

Следует заметить, что орбиты космических аппаратов почти круговые, а высота над поверхностью Земли составляет примерно 650 км (Зонд), 820 км (Метеор-МП).

1.2 Имаджеры «Авровизор-ВИС» и «Легития»

Имаджер «Авровизор-ВИС» [4] представляет собой широкоугольный (поле зрения 30 град.) трехканальный монохроматический (1-ый канал измеряет интенсивность линии нм [OI], 2-ой канал измеряет интенсивность линии 427,8 нм N2, 3-й канал измеряет интенсивность водородной эмиссии H 486,1 нм) прибор с регистрацией изображений на охлаждаемые

матрицы (1024 x 1024). Направление осей прибора в надир обеспечивает захват авроральных изображений на фоне неосвещенной Земли. В поле изображения всегда находится проекция магнитной силовой линии, на которой находится КА. На рисунке 3 представлена типовая сцена наблюдений полярных сияний во время суббурь для аппаратуры Авровизор-ВИС/МП. На рисунке 4 представлен КА Метеор-МП, находящийся на теневой части орбиты, конусом обозначено поле зрения прибора, с углом обзора 30 градусов. Прибор направлен на Землю. Как показано на картинке на определенных высотах от поверхности Земли три канала прибора проводят измерения соответствующих интенсивностей.

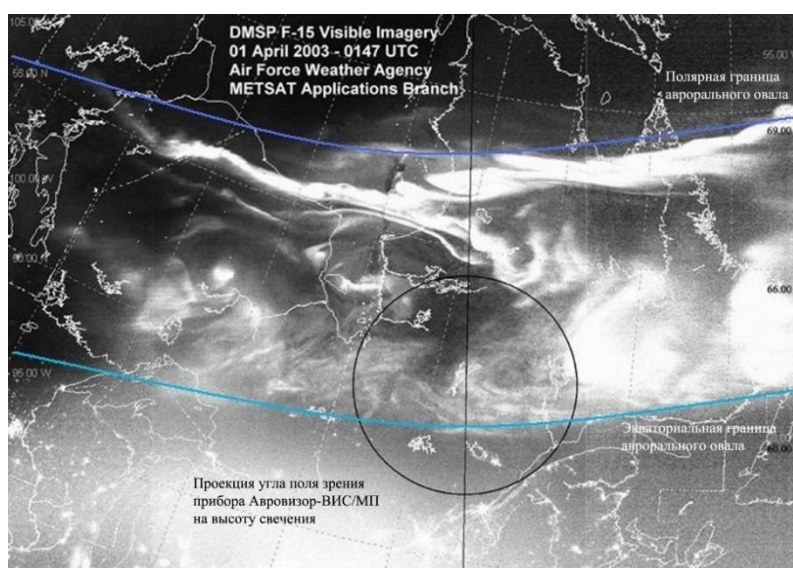


Рисунок 3 – Типовая сцена наблюдений северных сияний во время суббурь для аппаратуры Авровизор-ВИС/МП.

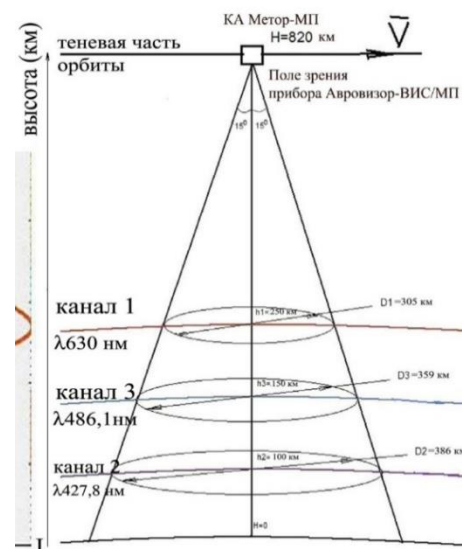


Рисунок 4 – Поле зрения прибора Авровизор-ВИС/МП.

Имаджер «Летиция» представляет собой широкоугольный (поле зрения 30 град.) двухканальный монохроматический (1й канал измеряет интенсивность линии 630 нм [OI], 2-ой канал измеряет интенсивность линии 427,8 нм N2+) прибор с регистрацией изображений на охлаждаемые матрицы (1024 x 1024). Направление осей прибора обеспечивает захват изображений свечения как на фоне неосвещенной Земли, так и слегка освещенные. Цель эксперимента: Получение мгновенных пространственных распределений (в рамках поля зрения) потока энергии высыпавшихся электронов и их средней энергии.

2 Моделирование движения искусственного спутника Земли

В данной работе мы моделировали движение искусственного спутника Земли двумя способами: в рамках невозмущенной задачи двух тел и с учетом возмущений от второй зональной гармоники.

Рассмотрим модели подробнее.

2.1 Невозмущенная модель движения ИСЗ

Движение спутника в рамках невозмущенной задачи двух тел описывается в [8]. Рассмотрим движение материальной точки с пренебрежимо малой массой в системе координат с началом в центре масс центрального тела. Элементы, характеризующие размеры, форму орбиты — это большая полуось a , эксцентриситет e , положение орбиты в пространстве это долгота восходящего узла Ω , наклонение i , а остальные элементы характеризуют положение объекта на орбите — это угловое расстояние перицентра от узла ω , средняя аномалия в эпоху M_0 . В качестве начальных параметров выступали кеплеровские элементы орбиты $(a, e, i, \Omega, \omega, M_0)$ спутника (рисунок 5).

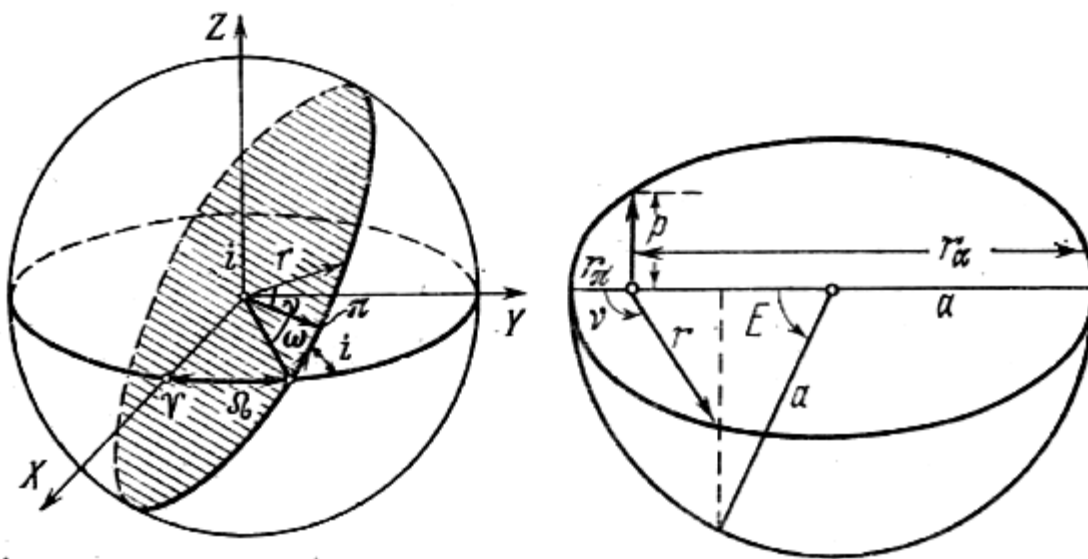


Рисунок 5 – Элементы орбиты.

Вычисление прямоугольных координат спутника $\mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3)$ вычислялись последовательно по следующим формулам [8]:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}},$$

$$M = n(t - t_0) + M_0, \quad (1)$$

$$E - e \sin E = M, \quad (2)$$

$$\operatorname{tg} \frac{v}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}, \quad (3)$$

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos v}, \quad (4)$$

$$u = v + \omega, \quad (5)$$

$$\left. \begin{aligned} x_1 &= r(\cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i), \\ x_2 &= r(\cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i), \\ x_3 &= r \sin u \sin i. \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где n — среднее движение спутника; μ — гравитационный параметр; a — большая полуось, M — средняя аномалия; E — эксцентрическая аномалия; r — радиус вектор спутника; e — эксцентриситет; u — аргумент широты; v — истинная аномалия; ω — угловое расстояние перицентра от узла.

Рассмотрим численные методы для решения уравнения (1).

Метод дихотомии

Положим, что на отрезке $[a, b]$ находится один корень, который необходимо найти с точностью до величины ε . Очевидно, что $f(a)f(b) \leq 0$. Тогда для поиска решения уравнения $f(x) = 0$ можно прибегнуть к так называемому методу дихотомии.

Метод дихотомии (или деления отрезка пополам) состоит из следующих этапов (рис. 6):

1. определим середину отрезка $[a, b]$: $x = (a + b)/2$;
2. если $f(a)f(x) \leq 0$ (корень на $[a, x]$), то b присваиваем x ; иначе (корень на $[b, x]$) a присваиваем x ;
3. если величина отрезка $|b - a| < \varepsilon$, возвращаемся к этапу 1; иначе заканчиваем процесс.

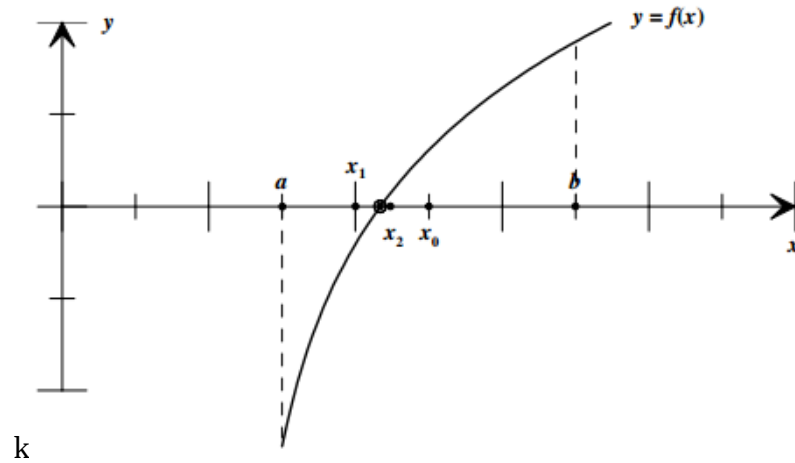


Рисунок 6 – Поиск решения методом дихотомии.

Метод простых итераций

Метод простых итераций применяется к уравнениям вида:

$$x = g(x) \quad (7)$$

Пусть известно начальное приближение x_0 . Тогда, подставляя x_0 в правую часть уравнения (7), получим новое приближение $x_1 = g(x_0)$, и так далее (рисунок 7):

$$x_{k+1} = g(x_k) \quad (8)$$

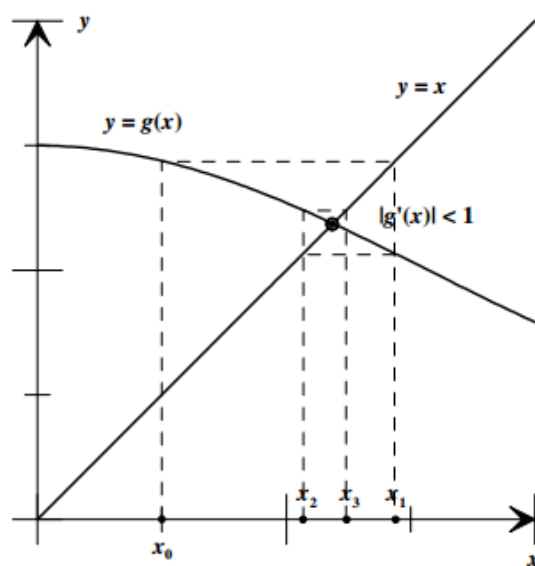


Рисунок 7 – Поиск решения методом простых итераций.

Для решения уравнения Кеплера (1) мы изначально использовали метод дихотомии, затем метод простых итераций, т.к. второй показал лучшую точность по сравнению с первым. В качестве начального приближения для E принималось значение M_0 .

2.2 Численная модель движения КА с учетом возмущений

Движение искусственного спутника Земли мы рассматривали, как движение материальной точки бесконечно малой массы в поле тяготения центрального тела с массой M под действием сил, определенных потенциальной функцией U [9, 10]. Поскольку влияние возмущений от второй зональной гармоники геопотенциала в движении ИСЗ существенно больше влияния всех остальных возмущений, мы решили учитывать влияние только от нее, т.к. как раз она характеризует полярное сжатие Земли и является основной характеристикой, а остальные гармоники описывают более мелкие детали.

Уравнения движения центра масс ИСЗ будут иметь вид [9, 10]:

$$\frac{d^2 \mathbf{x}}{dt^2} = -\mu \frac{\mathbf{x}}{|\mathbf{x}|^3}, \quad (9)$$

где $\mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3)^T$ — вектор положения объекта; t — физическое время; μ — гравитационный параметр центрального тела.

Система дифференциальных уравнений движения имеет следующий вид:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{x}}{dt} = \dot{\mathbf{x}}, \\ \frac{d\dot{\mathbf{x}}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t), \end{cases} \quad (10)$$

где $\mathbf{x}(x_1, x_2, x_3)$, $\dot{\mathbf{x}}(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3)$ — вектора положения и скорости исследуемого КА;

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{F}_K + \mathbf{P}; \quad (11)$$

$\mathbf{F}_K = -\mu \mathbf{x}/r^3$ — кеплеровский член; $\mathbf{P}$ — возмущающее ускорение, обусловленное притяжением и несферичностью Земли; $r = \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2}$ — радиус-вектор; $\mu = k^2 M_0$; M_0 — масса центрального тела; $k = 0.01720209895$ — постоянная Гаусса.

Возмущающая функция R , обусловленная второй зональной гармоникой потенциала притяжения Земли, вычисляется по формуле [10]:

$$R = -\frac{A}{2}(3\sin^2 \varphi - 1),$$

а возмущающее ускорение, обусловленное притяжением и несферичности Земли в свою очередь:

$$\mathbf{P} = \frac{\partial R}{\partial \mathbf{x}},$$

где

$$\begin{aligned}\frac{\partial R}{\partial x_1} &= A \frac{3x_1}{r^2} \left[\frac{1}{2}(3\sin^2 \varphi - 1) + \sin^2 \varphi \right]; \\ \frac{\partial R}{\partial x_2} &= A \frac{3x_2}{r^2} \left[\frac{1}{2}(3\sin^2 \varphi - 1) + \sin^2 \varphi \right]; \\ \frac{\partial R}{\partial x_3} &= A \frac{3x_3}{r^2} \left[\frac{1}{2}(3\sin^2 \varphi - 1) + \sin^2 \varphi - 3x_3 \right]; \\ A &= J_2 \frac{k^2 M_3 r_0^2}{r^3};\end{aligned}$$

$J_2 = 1082.628 \cdot 10^{-6}$ — коэффициент при второй зональной гармонике;
 $M_3 = 8.8876924451 \cdot 10^{-10}$ (массах Солнца) и $r_0 = 6378.14$ км — масса и средний экваториальный радиус Земли; r — геоцентрический радиус-вектор; $\sin \varphi = x_3/r$.

Подставив $\mathbf{P}$ в (11) и решив ДУ (10) методом Рунге – Кутты 4-го порядка для решения систему ДУ 2-го порядка (который будет описан ниже), получим координаты и скорости КА.

2.3 Метод Рунге – Кутты 4-го порядка

Для решения системы дифференциальных уравнений движения спутников (10) мы использовали четырехэтапный классический метод Рунге – Кутты 4-го порядка.

Рассмотрим схему метода на примере дифференциального уравнения вида:

$$\frac{dq}{dt'} = Q(t', q),$$

с начальными условиями

$$q_0 = q(t'_0),$$

где q — вектор интегрируемых переменных; t' — независимая переменная; Q — известная вектор-функция. Тогда приближенное решение на каждом шаге вычисляют по следующей схеме:

$$\begin{aligned} q_{n+1} &= q_n + \frac{h}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4), \\ t'_{n+1} &= t'_n + h, \\ k_1 &= Q(t'_n, q_n), \\ k_2 &= Q\left(t'_n + \frac{1}{2}h, q_n + \frac{1}{2}hk_1\right), \\ k_3 &= Q\left(t'_n + \frac{1}{2}h, q_n + \frac{1}{2}hk_2\right), \\ k_4 &= Q(t'_n + h, q_n + hk_3), \end{aligned} \tag{12}$$

где h — шаг интегрирования.

В соответствии со схемой (10) интегрирование выполняется с заданным шагом ($n = 1, \dots, N$) до момента времени $T = t'_{N+1}$.

2.4 Переход во вращающуюся систему координат

Пусть мы имеем вектор положения спутника в невращающейся системе координат $\mathbf{x}'$. Необходимо получить вектор положения КА во вращающейся системе координат, $\mathbf{x}$. Тогда переход между этими системами можно записать следующим образом:

$$\mathbf{x} = B\mathbf{x}',$$

где B — это матрица перехода следующего вида:

$$B = \begin{pmatrix} \sin(s) & \cos(s) & 0 \\ -\sin(s) & \cos(s) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \tag{13}$$

а s — это звёздное время, которое можно вычислить по следующей формуле:

$$s = s^* + \omega_0 \cdot t_0; \quad (14)$$

где $\omega_0 = 7.292115 \cdot 10^{-5}$ (рад./сек.) — скорость среднего звёздного вращения Земли; t_0 — временной интервал от 0^h UT1 на дату наблюдения до момента наблюдения; s^* определяется формулой:

$$s^* = 24110^s.54841 + T_1 86400^s + 236^s.555367908(T_1 + T_2) + 0.^s093104T_3^2 - 6.^s2^{-6}T_3^3 + l, \quad (15)$$

где $T_1 = t^0 - [t^0] - 0.5$; $T_2 = t^0 - T_1 - 2451545JD$; $T_3 = (T_1 + T_2) / 36525$; T_1 — всемирное время, измеряемое геоцентрическим часовым углом среднего Солнца относительно гринвичского меридиана, увеличенным на 12^h ; T_2 — число суток, протекающих от эпохи J2000.0 (2451545 JD) до гринвичской полуночи рассматриваемой даты; T_3 — время наблюдения спутника, выраженное в юлианских столетиях по 36525 суток от эпохи J2000.0; $[t^0]$ — целая часть от значения времени t^0 ; l — долгота места, считающаяся положительной к востоку от меридиана Гринвича.

2.5 Условия вхождения КА в тень Земли

Для учета вхождения КА в тень Земли использовалась, так называемая, функция тени Φ :

$$\Phi = \begin{cases} 1, & \alpha > r_E + r_S \\ 0, & \alpha \leq r_E + r_S \end{cases}, \quad (16)$$

где α — это угол, образованный между Солнцем, объектом и Землей (23); r_E , r_S — угловые размеры Земли и Солнца (22), соответственно, видимые с исследуемого объекта.

На рисунке 8 представлена геометрическая интерпретация функции тени Φ .

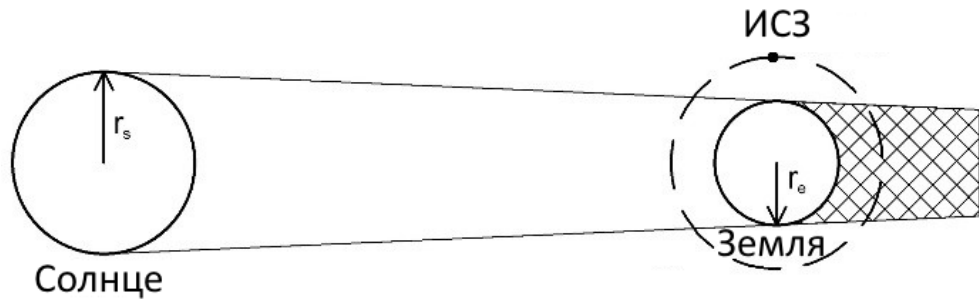


Рисунок 8 – Геометрическая интерпретация функции тени Φ .

2.6 Вычисление площади пересечения областей видимости КА

Для вычисления площади пересечения областей видимости КА использовались следующая формула (рисунок 9) [11]:

$$S = S_1 + S_2, \quad (17)$$

$$\text{где } S_1 = \frac{R_1^2 (F_1 - \sin(F_1))}{2}; S_2 = \frac{R_2^2 (F_2 - \sin(F_2))}{2}; F_1 = 2 \cdot \arccos\left(\frac{R_1^2 - R_2^2 + D^2}{2 \cdot R_1 \cdot D}\right);$$

$F_2 = 2 \cdot \arccos\left(\frac{R_2^2 - R_1^2 + D^2}{2 \cdot R_2 \cdot D}\right)$; R_1 — радиус первой окружности; R_2 — радиус второй окружности; D — расстояние между центрами окружностей.

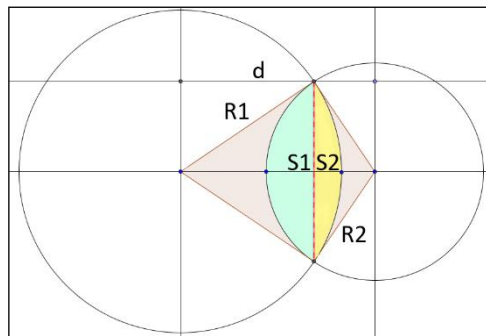


Рисунок 9 – Вычисление площадей пересечения областей видимости.

В данной работе расстояние между центрами окружностей является расстояние между подспутниковыми точками космических аппаратов, координаты которых определяются следующим образом:

$$\mathbf{x}_{vis} = \frac{(R_E + 100)}{r} \mathbf{x}, \quad (18)$$

где $\mathbf{x}_{vis}$, $\mathbf{x}$ — вектора положений подспутниковой точки КА и самого КА соответственно; R_E — радиус Земли; 100 — это 100 км над поверхностью Земли; r — длина радиус-вектора КА;

Тогда расстояние между подспутниковыми точками КА Метеор-МП и Зонд будет вычисляться как длина вектора:

$$D_{vis} = \sqrt{\left(x_{vis1}^{Met} - x_{vis1}^{Zond}\right)^2 + \left(x_{vis2}^{Met} - x_{vis2}^{Zond}\right)^2 + \left(x_{vis3}^{Met} - x_{vis3}^{Zond}\right)^2}, \quad (19)$$

где $\mathbf{x}_{vis}^{Met}$, $\mathbf{x}_{vis}^{Zond}$ — вектора положений подспутниковых точек КА Метеор-МП и Зонд соответственно.

Радиусы областей видимости КА (первой и второй окружности в формулах (17)) вычисляются следующим образом:

$$R_{vis} = h \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\beta}{2}\right), \quad (20)$$

где $h = r - R_E$ — высота КА над поверхностью Земли; β — угол поля зрения прибора на КА.

2.7 Определение параметров

Вычисление расстояний от КА до Солнца и до Земли

Расстояние от КА до Солнца и до Земли определяются с помощью следующих выражений:

$$\begin{aligned} d_s &= \sqrt{\left(x_1^s - x_1\right)^2 + \left(x_2^s - x_2\right)^2 + \left(x_3^s - x_3\right)^2}, \\ d_E &= \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2}, \end{aligned} \quad (21)$$

где $\mathbf{x}$ — вектор положения КА; $\mathbf{x}^s$ — вектор положения Солнца.

Вычисление угловых размеров Земли и Солнца

Зная расстояния, получим выражения для угловых размеров Земли и Солнца:

$$\begin{aligned} r_S &= \arcsin\left(\frac{R_S}{d_S}\right), \\ r_E &= \arcsin\left(\frac{R_E}{d_E}\right), \end{aligned} \quad (22)$$

где $R_S = 695990$ км, $R_E = 6371.2$ км — радиусы Солнца и Земли соответственно.

Вычисление угла между Солнцем, КА и Землей

Угол между Землей, КА и Солнцем (рисунок 10) вычисляется следующим образом:

$$\alpha = \arccos\left(\frac{x_1 x_1^S + x_2 x_2^S + x_3 x_3^S}{d_S d_E}\right). \quad (23)$$

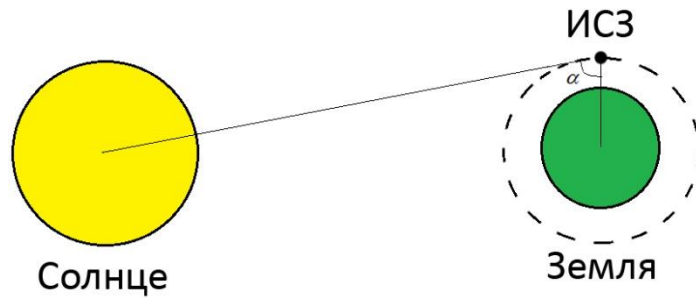


Рисунок 10 – Угол между Землей, КА и Солнцем.

Переход от прямоугольных координат к географическим

Для нахождения площади пересечений областей видимости КА в тени в полярных зонах, нужно знать их географические координаты (широту — φ и долготу — λ), которые вычисляются с помощью формул:

$$\begin{aligned} \varphi &= \arctg\left(\frac{x_1}{\sqrt{x_1^2 + x_2^2}}\right), \\ \lambda &= \arctg\left(\frac{x_2}{x_1}\right). \end{aligned} \quad (24)$$

Переход от календарной даты к юлианской

Юлианская дата — система сплошного счета суток (без подразделения на месяцы и годы). Она является астрономическим способом измерения времени, при котором считается

число дней, прошедших начиная с полудня 1 января 4713 до н.э. юлианского календаря или, что тоже самое, 24 ноября 4714 до н. э. григорианского календаря. Первый день имел номер 0. С тех пор по настоящее время прошло не менее 2,5 миллионов лет.

Для перехода от календарной даты к юлианской вначале вычислим необходимые для этого коэффициенты:

$$a = \left[\frac{14 - month}{12} \right],$$

$$y = year + 4800 - a,$$

$$m = month + 12a - 3.$$

После этого формула для перевода календарной даты в юлианскую будет выглядеть следующим образом [12]:

$$JDN = day + \left[\frac{153m + 2}{5} \right] + 365y + \left[\frac{y}{4} \right] - \left[\frac{y}{100} \right] + \left[\frac{y}{400} \right] - 32045. \quad (25)$$

Квадратные скобки $\left[\right]$ обозначают взятие целой части от числа.

3 Разработка приложения для нахождения пересечений зон видимости КА на теновом участке орбит в полярных и в приполярных зонах

SEApp (аббр. от англ. *Space Experiment Application*) — это приложение для нахождения пересечений зон видимости двух КА в области тени в полярных и в приполярных зонах, и с возможностью построения трасс этих КА.

3.1 Создание приложения «SEApp»

Для написания функционала приложения мы использовали язык Java [13]. Данный выбор языка обусловлен следующими причинами: Java является одним из самых популярных языков программирования, имеет огромное количество открытых библиотек, предоставляет больше возможностей по сравнению с Pascal, а также достаточно прост и удобен.

Создание SEApp можно описать двумя большими этапами. На первом этапе стояла задача написать функциональную часть (запрограммировать численную модель движения КА) будущего приложения на языке Java. Для этого мы использовали ранее написанную численную модель на языке Pascal и перевели её на Java. При переводе возникали трудности, связанные с различной спецификой языков. Поэтому логика функционала была адаптирована под Java.

Второй этап — создание программной оболочки для численной модели. Для визуализации численной модели мы использовали свободную интегрированную среду разработки NetBeans 8.2¹ [14]. Изначально перевод программы из Pascal в Java мы осуществляли в среде разработки IntelliJ IDEA Community Edition 2017.3.4. Но данная среда не предоставляет бесплатный конструктор форм, поэтому проектирование интерфейса приложения осуществляли в NetBeans.

3.2 Описание интерфейса программы

SEApp состоит из одной формы, двух модальных окон и 131-го остальных статических и изменяемых компонентов [15].

Главная форма приложения разбита на строку меню, 5 основных блоков, область для построения графика и строк статуса и меню (рисунок 11). Каждый из пяти блоков обрамлен рамкой и подписан. Первый составной блок, «SV1» и «SV2» («SV» от англ. *Space Vehicle*), предназначен для ввода начальных элементов орбиты двух КА. Область под первым блоком, «Begin time», содержит поля для выбора и ввода начального времени движения КА на

¹ NetBeans — это свободная интегрированная среда, поддерживаемая и спонсируемая компанией Oracle, служащая для разработки приложений на языках Java, C, C++, Python, JavaScript и др.

орбите. Третий блок, «Calculation», служит для выбора параметров для вычисления пересечений зон видимости КА на теневом участке орбиты и для вывода результатов в файл. Правее расположен блок «Table» для построения таблицы по полученному файлу с результатами. И последний блок «Edit plot» предназначен для построения и редактирования трасс КА на графике, расположенном в правой верхней части основного окна приложения.

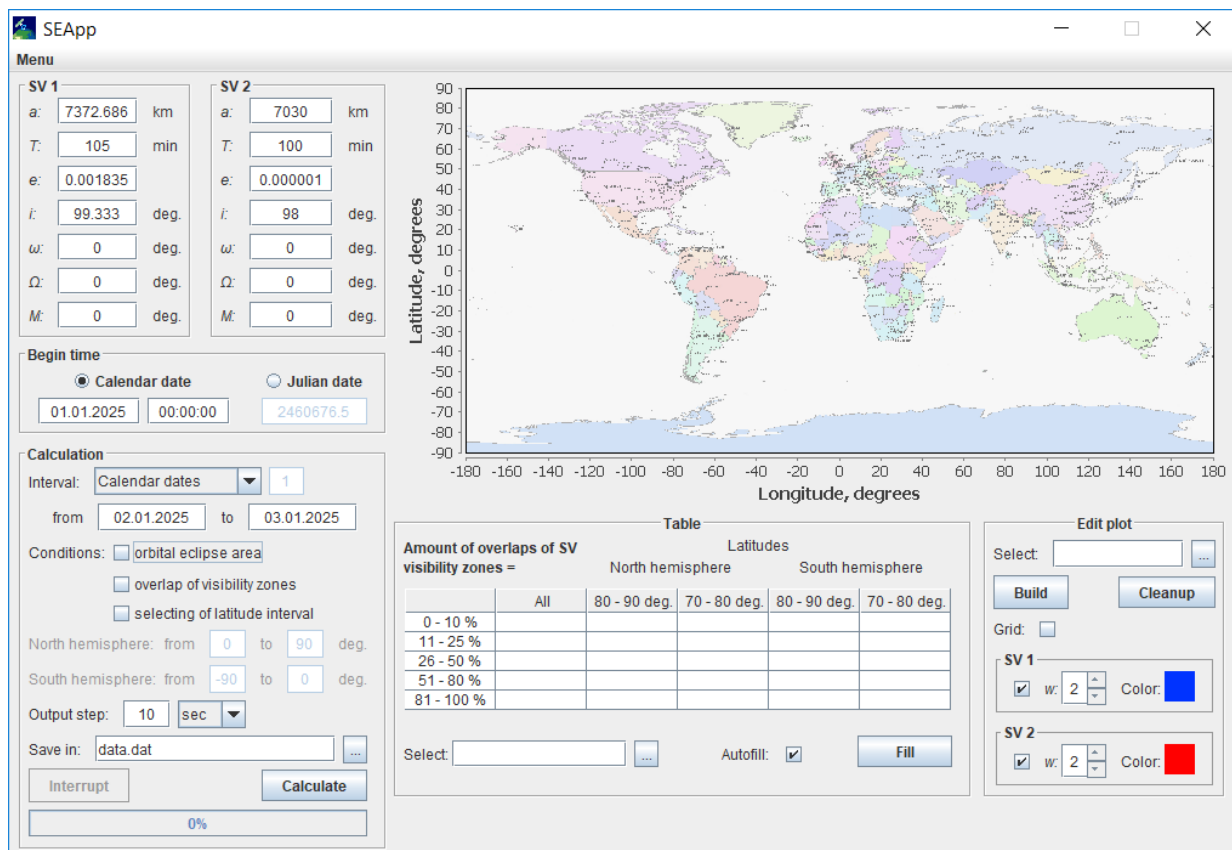


Рисунок 11 – Главное окно приложения.

В строке меню на вкладке «Menu» в выпадающем списке расположены: поле вызова модального окна с краткой информацией о приложении, «About» (рисунок 12), также поле для вызова окна помощи, «Help» (рисунок 13), и пункт для выхода из программы, «Exit».

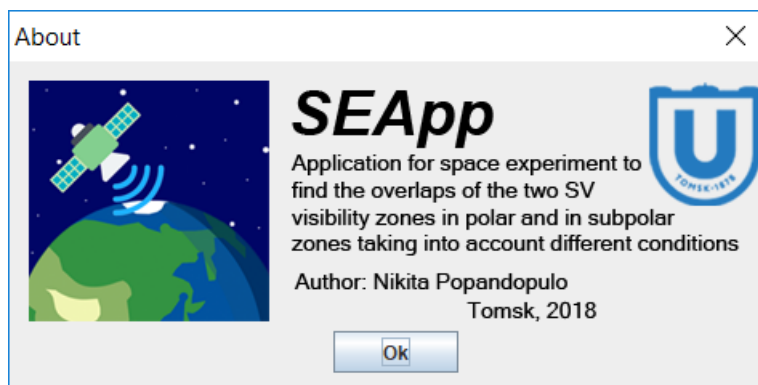


Рисунок 12 – Модальное окно «About».

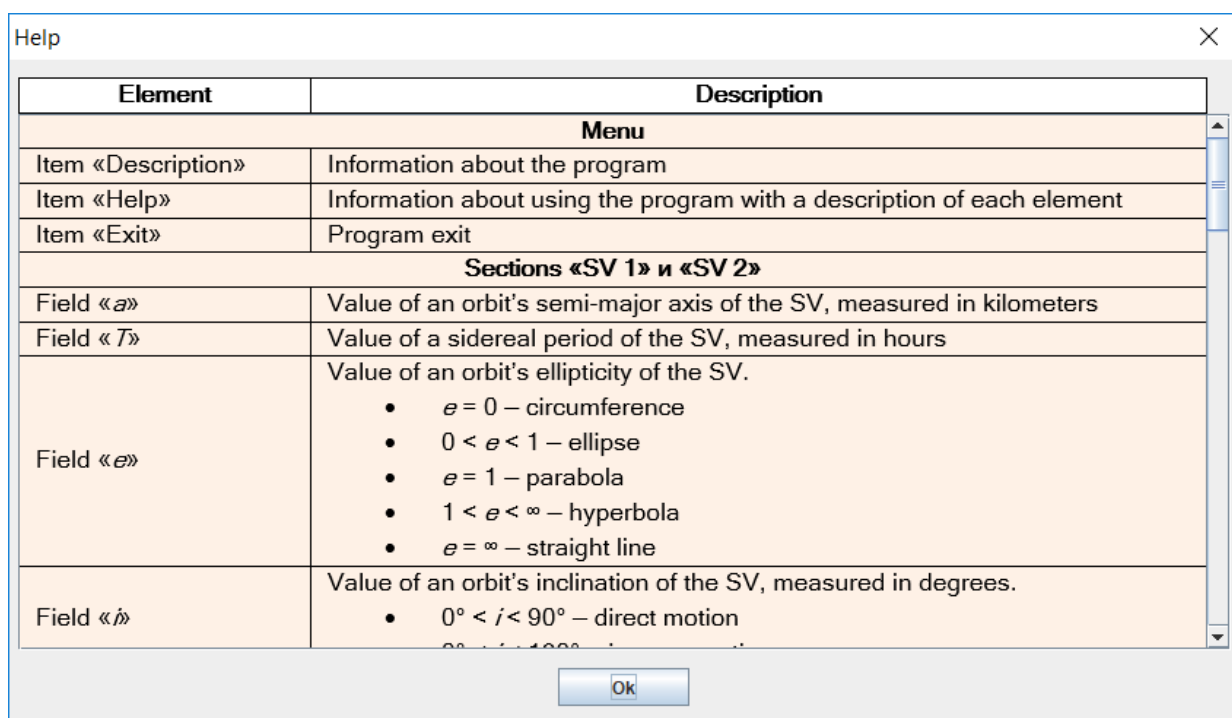


Рисунок 13 – Модальное окно «Help».

Для каждого пункта меню есть возможность их вызова с помощью горячих клавиш. Их сочетание можно посмотреть рядом с названием полей в выпадающем списке меню.

Описание каждого изменяемого компонента приложения приведено в таблице 3, которую также можно увидеть в приложении в окне «Help» на английском языке.

Таблица 3 – Описание компонентов приложения

Компонент	Описание
Меню	
Пункт «Описание»	Информация о программе
Пункт «Помощь»	Информация об использовании программы с описанием каждого компонента
Пункт «Выход»	Выход из программы
Блоки «КА1» и «КА2»	
Поле «a»	Значение большой полуоси орбиты КА, измеряемой в километрах

Продолжение таблицы 3

Компонент	Описание
Поле « T »	Значение периода обращения КА, измеряемого в часах
Поле « e »	Значение эксцентриситета орбиты КА. • $e = 0$ — окружность • $0 < e < 1$ — эллипс • $e = 1$ — парабола • $1 < e < \infty$ — гипербола • $e = \infty$ — прямая
Поле « i »	Значение наклона орбиты КА, измеряемого в градусах. • $0^\circ < i < 90^\circ$ — прямое движение • $0^\circ < i < 180^\circ$ — обратное движение
Поле « ω »	Значение аргумента перицентра орбиты КА, измеряемого в градусах
Поле « Ω »	Значение долготы восходящего узла орбиты КА, измеряемой в градусах
Поле « M »	Значение средней аномалии КА, измеряемой в градусах
Блок «Начальное время»	
Переключатели «Календарная дата» и «Юлианская дата»	Выбор формата начального времени (в виде календарной даты и времени, либо в виде юлианской даты)
Поля «Календарная дата»	Начальная календарная дата и время
Поле «Юлианская дата»	Начальная юлианская дата
Блок «Вычисление»	
Переключатель «Интервал»	Выбор временного интервала вывода результатов вычисления: • «Календарные даты» — два поля с календарными датами • «Обороты» — поле с календарной датой (дата отсчета оборотов) и поле для ввода количества оборотов • «Сутки» — поле с календарной датой (дата отсчета суток) и поле для ввода количества суток

Продолжение таблицы 3

Компонент	Описание
Пункты «Учет условий»	• «теневой участок орбит» — в файл выводятся результаты, если обо КА находятся на теневом участке орбиты • «пересечение зон видимости» — в файл выводятся результаты, если есть пересечение зон видимости КА • «выбор участка широт» — в файл выводятся результаты, если КА находятся в выбранных широтах
Поля «Северное полушарие» и «Южное полушарие»	Значения диапазонов широт нахождения КА в соответствующих полушариях
Поле «Шаг вычисления»	Значение шага вывода результатов в файл (единицы измерения: сек., мин. или ч.)
Поле «Сохранить в»	Директория сохранения и имя файла: 1. для изменения имени файла нужно воспользоваться текстовым полем «Сохранить в» 2. для выбора директории для сохранения файла нужно нажать на кнопку «...». В открывшемся окне зайти внутрь нужной директории для сохранения и нажать кнопку «Save» Если в поле «Сохранить в» будет отображено только имя файла (без пути сохранения), то по умолчанию файл будет сохранен в директории, где находится само приложение
Кнопка «Вычислить»	Вычисление с учетом всех выбранных параметров и вывод в файл
Кнопка «Прервать»	Прерывание процесса выполнения вычисления
Полоса загрузки	Отслеживание процесса вычисления и вывода результатов в файл
Блок «Таблица»	
Таблица	Табличное представление количества пересечений зон видимости КА в полярных и при полярных зонах на теневом участке орбиты

Окончание таблицы 3

Компонент	Описание
Поле «Выбрать»	Выбор файла с данными, по которому будет заполняться таблица. • если в поле будет отображено только имя файла с результатами, то таблица будет заполняться по файлу, расположенному в той же директории что и приложение • если нужно выбрать файл, находящийся за пределами директории с приложением, то следует нажать кнопку «...». В открывшемся окне после выбора нужного файла нужно нажать на кнопку «Орел»
Пункт «Автозаполнение»	Автоматическое заполнение таблицы сразу после завершения процесса вычисления
Кнопка «Заполнить таблицу»	Заполнение таблицы по файлу с результатами
Блок «Редактирование графика»	
Поле «Выбрать»	Выбор файла с данными, по которому будет строиться график. • если в поле будет отображено только имя файла с результатами, то график будет строиться по файлу, расположенному в той же директории что и приложение • если нужно выбрать файл, находящийся за пределами директории с приложением, то следует нажать кнопку «...». В открывшемся окне после выбора нужного файла нужно нажать на кнопку «Орел»
Кнопка «Построить»	Построение графика по файлу с результатами вычисления
Кнопка «Очистить»	Очистка графика в его области построения
Пункт «Сетка»	Построение сетки в области построения графика
Блоки «КА1» и «КА2»	Атрибуты трасс каждого КА: • первый пункт — отображение трассы соответствующего КА • компонент «w» (с англ. «width» — «толщина») - толщина линии трассы КА • компонент «Цвет» — выбор цвета трассы КА

Также нами была реализована защита от «дурака». Она заключается в том, что если пользователь ввел некорректные данные или где-то не ввел данные вовсе, то будет выведено соответствующее сообщение. Пример появления сообщения об ошибке будет продемонстрирован в следующем пункте.

3.3 Пример использования программы

Рассмотрим, как работает приложение. Выберем в качестве начальных элементов орбиты КА1 и КА2 элементы Метеора и Зонда соответственно (по умолчанию поля для ввода элементов уже заполнены). Начальную дату выберем из соображений, что ранее нами была определена дата с наибольшим количеством пересечений в тени за один календарный год, 17.09.2025. Впишем в поле для начальной даты. Результаты будем получать на 3 месяца, поэтому интервал определим с 17.09.2025 по 17.12.2025. Условия вывода в файл пока оставим неотмеченными. Шаг вывода результатов оставим без изменения, 10 секунд. Поле для редактирования также не будем затрагивать, тем самым файл будет создан в той же директории, что и приложение. После изменения всех нужных параметров, нажимаем на кнопку «Calculate» (вычислить). На рисунке 14 показан скриншот приложения после выполнения вычисления.

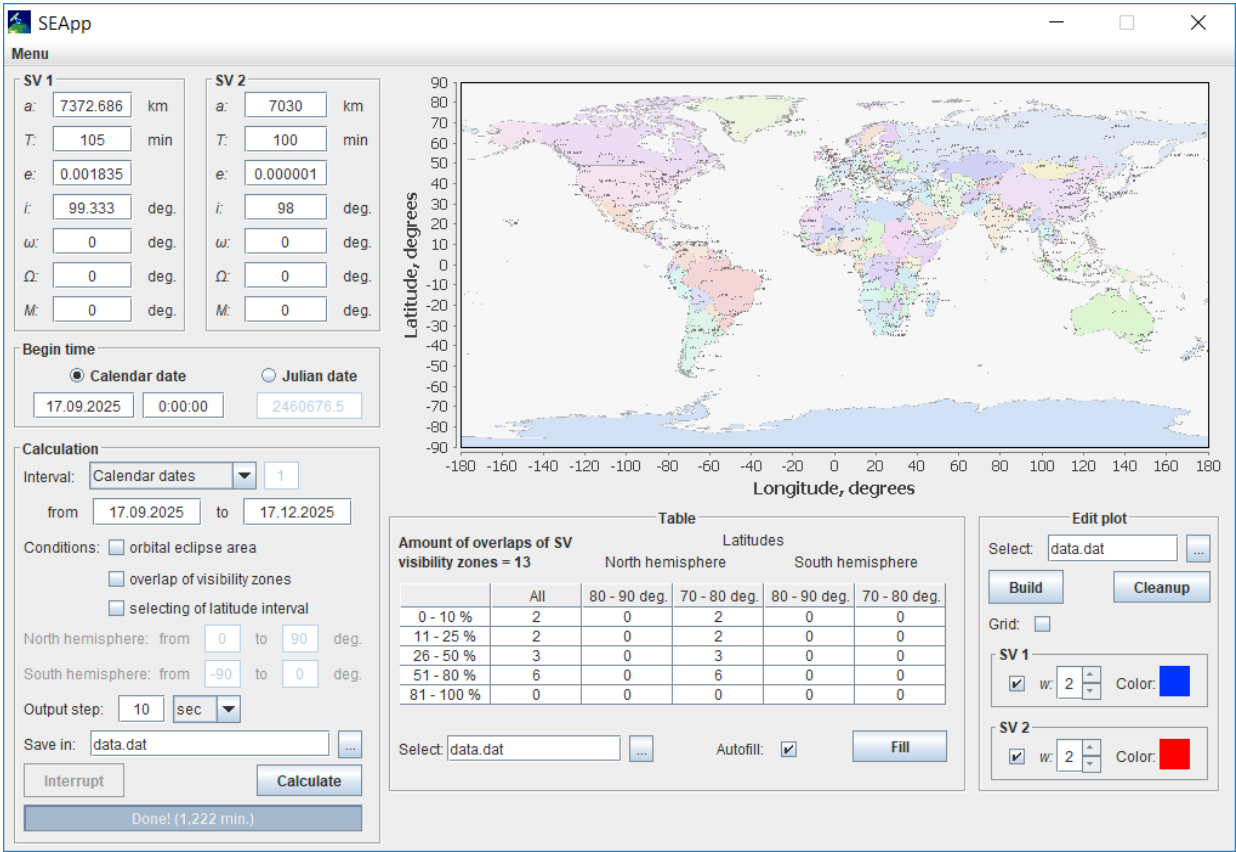


Рисунок 14 – Использование приложения. Определение количества пересечений на 3 месяца.

На полосе загрузки выведено общее время процесса при выбранных параметрах. Как видно из полученной таблицы пересечения зон видимости двух КА на теневом участке орбиты существуют только в северном полушарии в приполярной зоне. Процент пересечений находится в интервале от 0% до 80%.

Теперь оценим работу построения трасс двух КА. Графики можно строить только по данным, не превышающим одни календарные сутки. Для начала построим график при условии, что оба КА находятся на теневом участке орбиты. Дату оставим без изменения, а тип интервала выберем «Days» (сутки). Поставим галочку напротив первого условия и нажмем на кнопку «Calculate». По окончании процесса вычисления нажмем на кнопку «Build» (построить). Результат показан на рисунке 15.

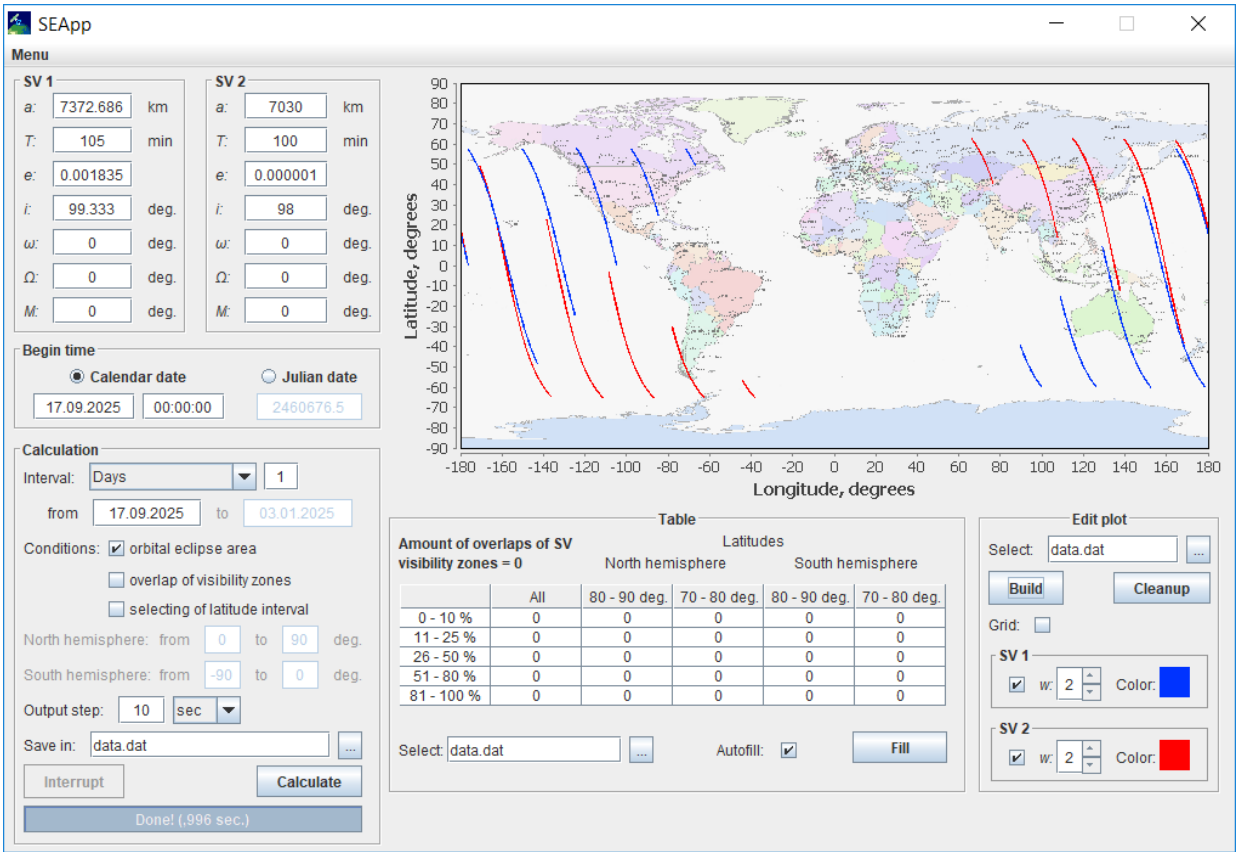


Рисунок 15 – Использование приложения. Построение трасс КА при учете одного условия.

Подключим еще одно условие вывода. Поставим галочку напротив пункта, отвечающего за учет пересечений областей видимости КА. После вычисления построим график (рисунок 16). Видим, что КА в этот день имеют один интервал пересечения областей видимости на теневом участке орбиты в диапазоне широты от 10° до 50° северного полушария.

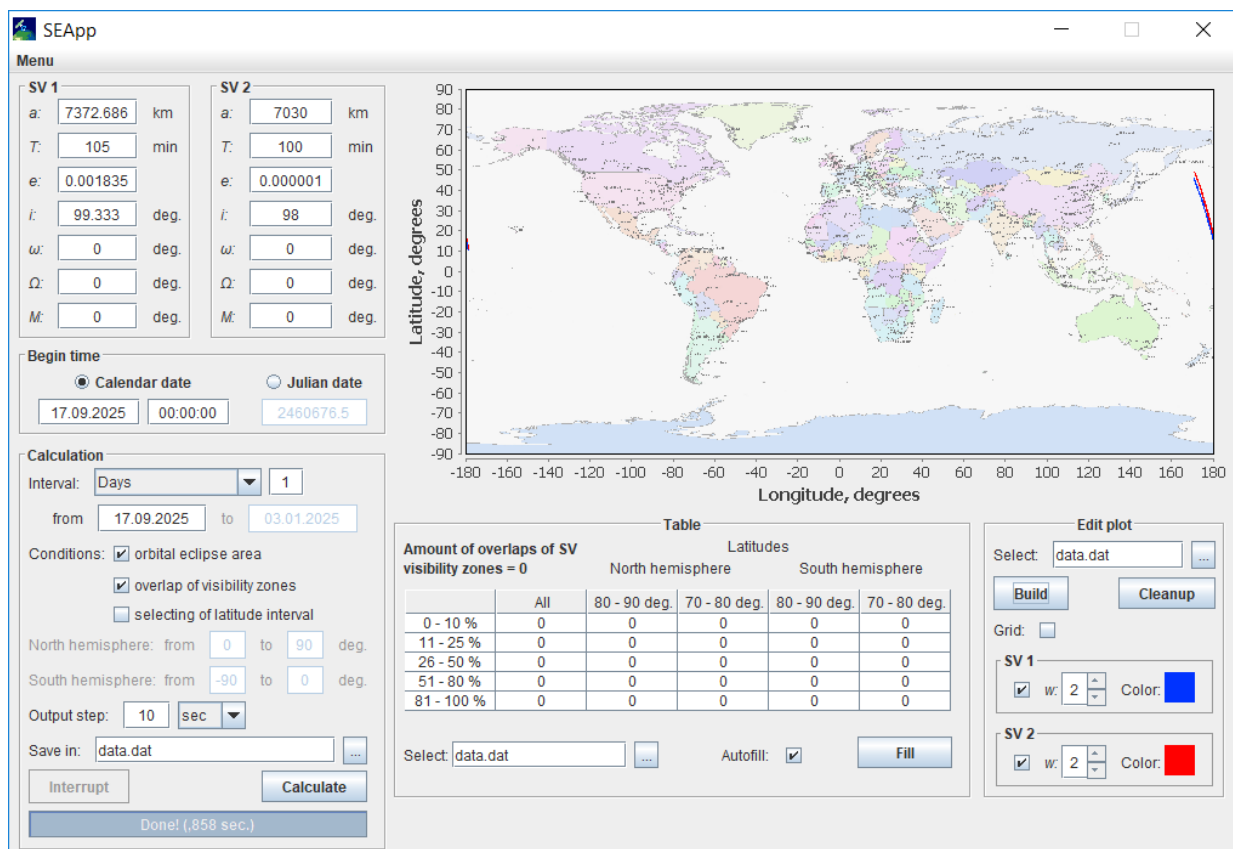


Рисунок 16 – Использование приложения. Построение трасс КА при учете двух условий.

Очевидно, что при подключении третьего условия, соответствующего одновременному положению КА в выбранных широтах, график будет пустым. Убедимся в этом. Выберем широты, соответствующие полярной и приполярной зонам. После вычисления построим график. Результат проделанного изображен на рисунке 17.

Далее рассмотрим, как работает защита от «дурака». Для демонстрации проделаем следующее. Очистим поле для ввода наклона орбиты у КА1, начальную дату для вывода в файл изменим на 16.09.2025 и очистим поле для изменения пути сохранения файла. Нажмем на кнопку «Calculate». Результат показан на рисунке 18. Поля, которые нуждаются в корректировке загорелись красным цветом, а в появившемся окне содержится информация об ошибках. После необходимых исправлений, вновь нажмем на кнопку «Calculate». Если все сделано верно, то красная подсветка полей исчезнет и начнется процесс вычисления.

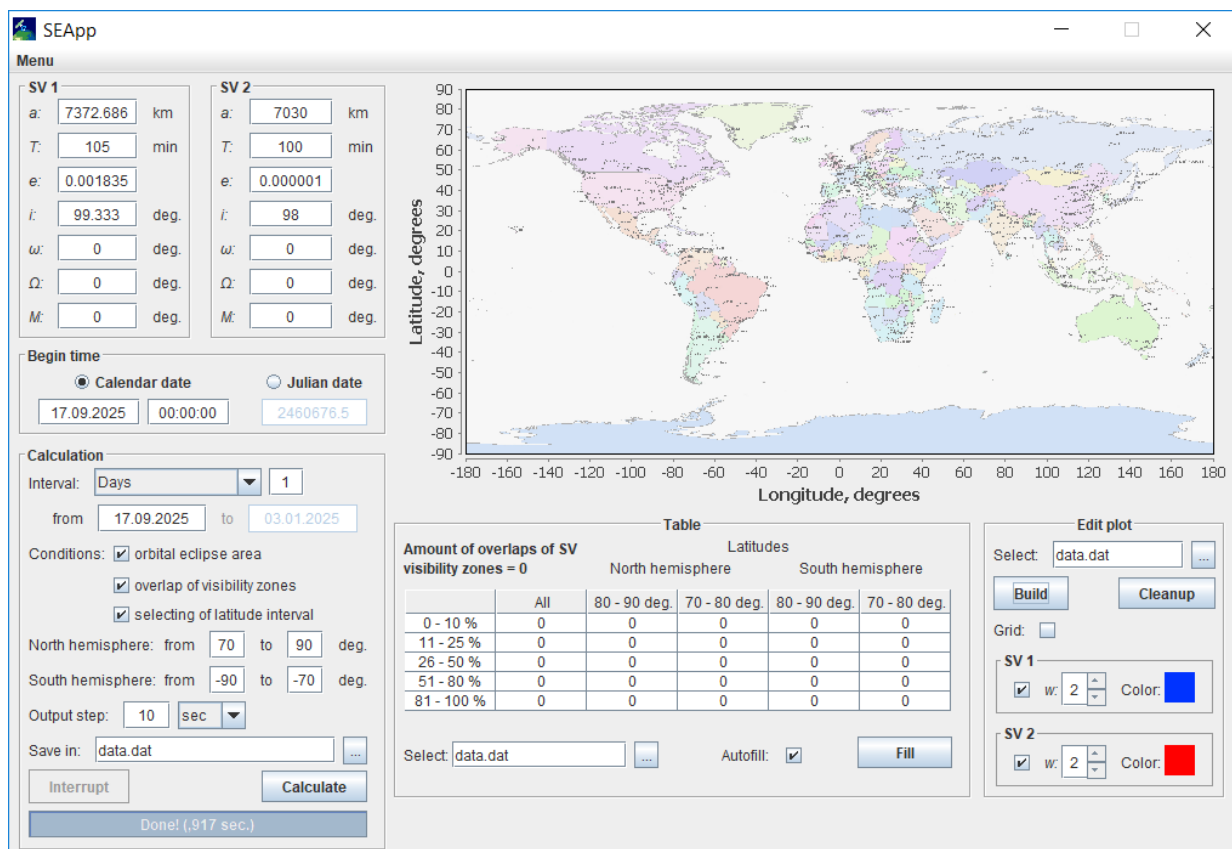


Рисунок 17 – Использование приложения. Построение трасс КА при учете всех условий.

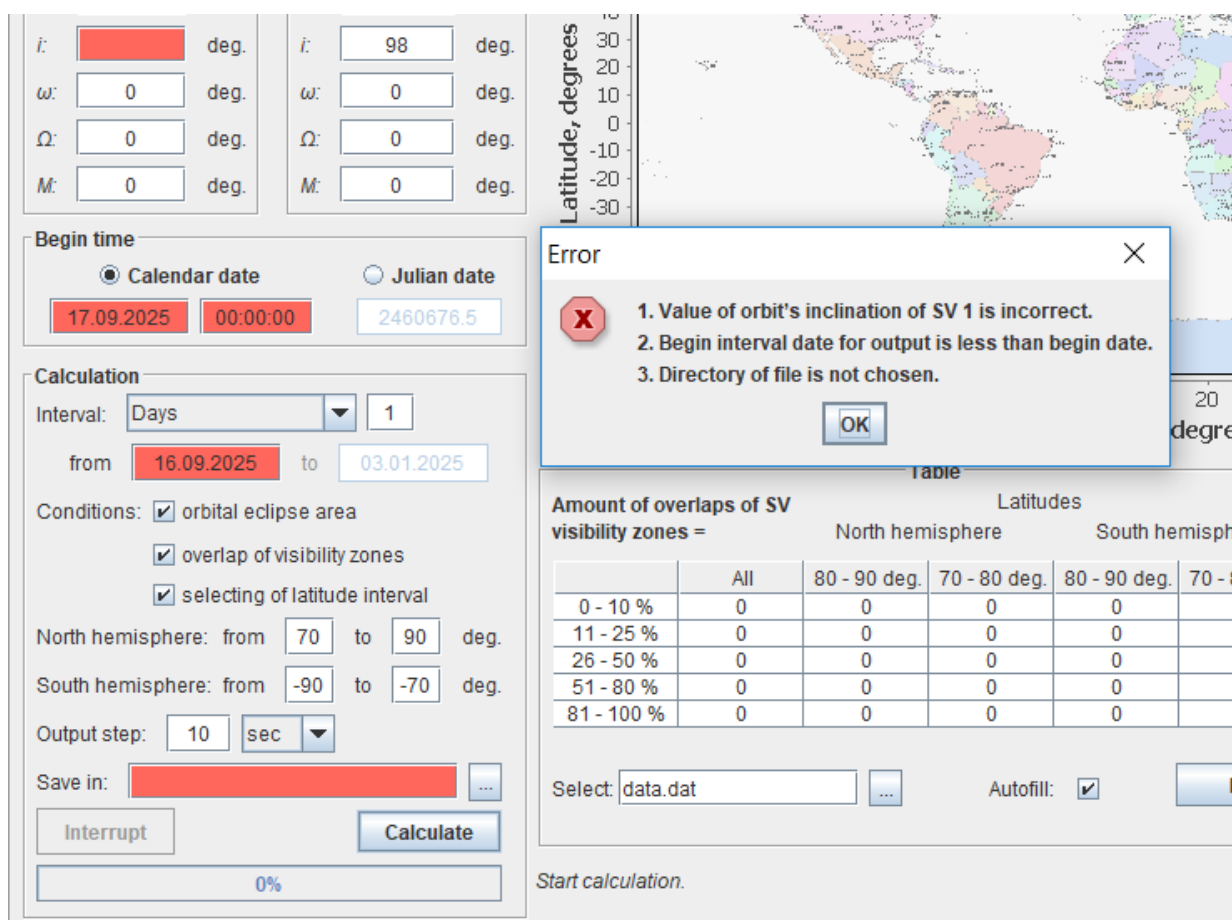


Рисунок 18 – Использование приложения. Демонстрация защиты от «дурака».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе было создано приложение SEApp для нахождения пересечений зон видимости двух КА в области тени в полярных и в приполярных зонах, и с возможностью построения трасс этих КА. В приложении реализованы функции выбора начальных элементов орбиты двух КА и начального времени, изменение параметров получения необходимых результатов для исследования, возможность построения таблицы и графика трасс этих спутников. В меню приложения созданы элементы для вызова окон с информацией о приложении и с описанием функций компонентов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дурнева Е. Ю., Попандопуло Н. А., Баныщикова М. А. Определение интервалов нахождения в тени двух космических аппаратов на разных высотах в северной и южной полярных зонах во время одновременных наблюдений ионосферы в течение одного календарного года // Материалы 23 всероссийской конференции ВНКСФ. – Екатеринбург, 29.03–04.04.2017 – С. 285–286
2. Дурнева Е. Ю., Попандопуло Н. А., Баныщикова М. А., Чувашов И. Н. Определение условий максимального попадания в тень двух космических аппаратов во время одновременных наблюдений ионосферы в полярных зонах // Сборник тезисов конференции «Научно-техническая конференция молодых специалистов АО «ИСС»» – IV НТК МС, г. Железногорск, 2017. – 182–184 с.
3. Дурнева Е. Ю., Попандопуло Н. А., Баныщикова М. А. Определение наилучших конфигураций орбит и даты запуска космических аппаратов // VII Международная молодежная научная конференция «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2017», г. Томск, 16–18 ноября 2017. – 189–192 с.
4. Кузьмин А.К., Баныщикова М.А., Доброленский Ю.С., Крученицкий Г.М., Маслов И.А., Мерзлый А.М., Моисеев П.П., Потанин Ю.Н., Чувашов И.Н. Характеристики создаваемого орбитального имаджера Авровизор-ВИС/МП и перспективы использования авроральных изображений для исследований процессов в полярной ионосфере и оптического контроля неоднородности условий, влияющих на распространение сигналов // Сб. ИКИ РАН «Практические аспекты гелиогеофизики», 2016. – 114–133 с.
5. А.К. Кузьмин, А.М. Мерзлый, М.А. Баныщикова, И.Н. Чувашов, Г.М. Крученицкий, Ю.Н. Потанин, П.П. Моисеев Прикладные аспекты измерений авроральных эмиссий и характеристик полярной ионосферы имаджером «Авровизор-ВИС/МП» на перспективном КА «Метеор-МП». // Сб. ИКИ РАН «Практические аспекты гелиогеофизики», 2016. – 325–341 с.
6. Распопова Н. В. Задачи движения тел в космических системах. Часть 1: Учеб. пособие. / Н. В. Распопова, А. А. Давыденко – СПб: СОЛО, 2015. – 73 с.
7. Аксенов Е. П. Теория движения искусственных спутников Земли / Е. П. Аксенов. – М.: Наука, 1977. – 360 с.
8. Дубошин Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Г. Н. Дубошин; под ред. Г. Н. Дубошина. – М.: Наука, 1976. – 864 с.
9. Авдюшев В. А. Численное моделирование орбит / В. А. Авдюшев. – Томск: НТЛ, 2010. – 282 с.

10. Бордовицына Т. В. Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы: Учеб. пособие. / Т. В. Бордовицына, В. А. Авдюшев. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007. – 220 с.
11. Формула: Площадь пересечения двух окружностей [Электронный ресурс] // Абак-бот – Электрон. дан. – [Б. м.] – URL: <http://www.abakbot.ru/online-2/73-ploshhad-peresecheniya-okruzhnostej> (дата обращения: 03.10.2017).
12. Юлианская дата [Электронный ресурс] // Википедия: свободная энцикл. – Электрон. дан. – [Б. м.] – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Юлианская_дата (дата обращения: 17.11.2017).
13. Шилдт Г. Java 8. Полное руководство: пер. с англ. / Г. Шилдт. – 9-ое изд. – М.: Изд. дом Вильямс, 2015. – 1376 с.: ил. – парал. тит. англ.
14. Документация NetBeans [Электронный ресурс] // NetBeans IDE – Электрон. дан. – [Б. м.] – URL: https://netbeans.org/kb/index_ru.html (дата обращения: 27.02.2018).
15. Шилдт Г. SWING: руководство для начинающих: пер. с англ. / Г. Шилдт – М.: Изд. дом Вильямс, 2007. – 704 с.: ил. – парал. тит. англ.

Отчет о проверке на заимствования №1

Автор: Попандопуло Никита nikas_popandopulos@mail.ru / ID: 5729685

Проверяющий: Попандопуло Никита (nikas_popandopulos@mail.ru) / ID: 5729685)

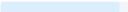
Отчет предоставлен сервисом «Антиплагиат»- <http://www.antiplagiat.ru>

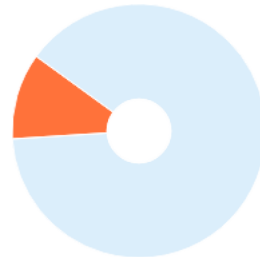
ИНФОРМАЦИЯ О ДОКУМЕНТЕ

№ документа: 25
Начало загрузки: 11.06.2018 19:47:43
Длительность загрузки: 00:00:01
Имя исходного файла: Diploma Popandopulo N. A.
Размер текста: 1704 кБ
Символов в тексте: 37752
Слов в тексте: 4888
Число предложений: 317

ИНФОРМАЦИЯ ОБ ОТЧЕТЕ

Последний готовый отчет (ред.)
Начало проверки: 11.06.2018 19:47:45
Длительность проверки: 00:00:02
Комментарии: не указано
Модули поиска:

ЗАИМСТВОВАНИЯ	ЦИТИРОВАНИЯ	ОРИГИНАЛЬНОСТЬ
11,27% 	0% 	88,73% 



Заимствования — доля всех найденных текстовых пересечений, за исключением тех, которые система отнесла к цитированиям, по отношению к общему объему документа.
Цитирования — доля текстовых пересечений, которые не являются авторскими, но система посчитала их использование корректным, по отношению к общему объему документа. Сюда относятся оформленные по ГОСТу цитаты; общеупотребительные выражения; фрагменты текста, найденные в источниках из коллекций нормативно-правовой документации.

Текстовое пересечение — фрагмент текста проверяемого документа, совпадающий или почти совпадающий с фрагментом текста источника.

Источник — документ, проиндексированный в системе и содержащийся в модуле поиска, по которому проводится проверка.

Оригинальность — доля фрагментов текста проверяемого документа, не обнаруженных ни в одном источнике, по которым шла проверка, по отношению к общему объему документа.

Заимствования, цитирования и оригинальность являются отдельными показателями и в сумме дают 100%, что соответствует всему тексту проверяемого документа.

Обращаем Ваше внимание, что система находит текстовые пересечения проверяемого документа с проиндексированными в системе текстовыми источниками. При этом система является вспомогательным инструментом, определение корректности и правомерности заимствований или цитирований, а также авторства текстовых фрагментов проверяемого документа остается в компетенции проверяющего.

№	Доля в отчете	Доля в тексте	Источник	Ссылка	Актуален на	Модуль поиска	Блоков в отчете	Блоков в тексте
[01]	0,35%	5,22%	Учебное пособие «Задачи д...	http://apmath.spbu.ru	11 Ноя 2016	Модуль поиска Интернет	1	13
[02]	3,71%	4,76%	Бордовицына Т.В., Авдюшев...	http://iaaras.ru	10 Ноя 2016	Модуль поиска Интернет	14	17
[03]	2,73%	3,86%	Учебное пособие «Задачи д...	http://apmath.spbu.ru	22 Сен 2016	Модуль поиска Интернет	5	7

Еще источников: 10

Еще заимствований: 4,48%