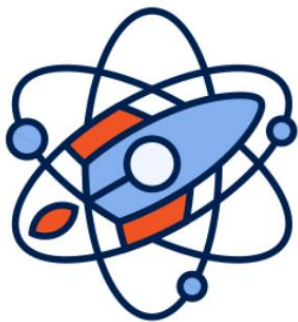


Разработка программного обеспечения для построения трассы искусственного спутника Земли

Назарова Ирина Дмитриевна

**10 класс, Государственное бюджетное общеобразовательное
учреждение города Москвы "Образовательный центр "Протон",
г. Москва, Россия**



**Научный руководитель:
Ведущий специалист бюро
15.867.1
АО «ГКНПЦ им. М. В.
Хруничева»
Полуэктов Руслан Маратович**





ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ

- **Цель работы:** Разработать программное обеспечение, позволяющее производить расчет параметров орбиты ИСЗ в момент его отделения от ракеты-носителя и текущих координат ИСЗ для построения трассы спутника.

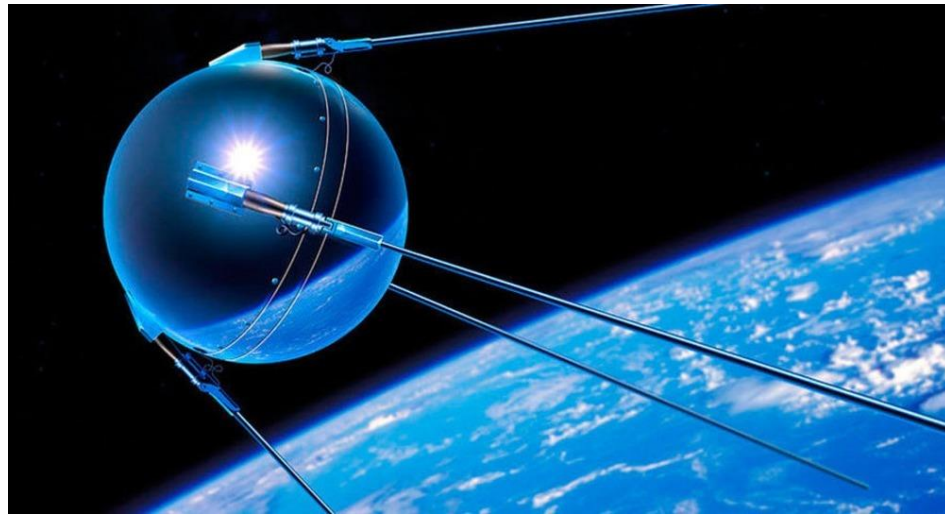
Задачи работы:

1. Знакомство с системами координат, используемыми в теории космического полета, с невозмущенным движением аппарата и, в целом, с базовыми понятиями космической баллистики для формирования представления о движении спутника по орбите.
 2. Определение значений параметров орбиты ИСЗ в момент отделения его от ракеты-носителя, в восходящем узле орбиты, в течение трех витков ИСЗ вокруг Земли.
 3. Определение координат спутника в каждый момент времени полета, нанесение полученных точек на цилиндрическую развертку земной поверхности.
-



ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ И СФЕРЫ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ

Искусственный спутник Земли (ИСЗ) — космический аппарат, вращающийся вокруг Земли. Для движения по орбите вокруг Земли аппарат должен иметь начальную скорость равную, или немного большую первой космической скорости, равной 7,91 км/с вблизи поверхности Земли и пропорционально уменьшающейся с увеличением высоты над Землёй.





ИСКУССТВЕННЫЙ СПУТНИК ЗЕМЛИ И СФЕРЫ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ

- Существует множество различных сфер применения ИСЗ:



Астрономические
спутники



Биоспутники



Спутники дистанционного
зондирования Земли



Метеорологические
спутники



Военные спутники



Спутники связи



ОРБИТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

- В рамках проекта рассматривается движение ИСЗ с момента его отделения от ракеты-носителя по низкой эллиптической орбите в условиях невозмущенного движения.

Основные элементы, определяющие невозмущенное движение ИСЗ подразделяются на две группы: кеплеровы элементы, характеризующие саму орбиту, и текущие элементы, определяющие положение ИСЗ на орбите.

Кеплеровы элементы орбиты:

a – большая полуось;
 e – эксцентриситет;
 i – наклонение;
 ω – аргумент перигея;
 Ω – долгота восходящего узла;
 ϑ_0 – истинная аномалия;
 E_0 – эксцентрическая аномалия.

Текущие элементы орбиты:

$\varphi_{\text{ц}}$ – геоцентрическая широта;
 $\varphi_{\text{г}}$ – географическая широта;
 λ – абсолютное значение долготы;
 $\lambda_{\text{г}}$ – географическая долгота.



МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

$r_0 = 7785$ км – длина радиус-вектора в момент отделения ИСЗ;

$\Omega = 60^\circ$ – долгота восходящего узла;

$V_0 = 7800 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ – начальное значение скорости ИСЗ;

$u_0 = 75^\circ$ – начальный угол наклона вектора скорости к экватору;

$i = 52^\circ$ – наклонение орбиты;

$S_H = 30^\circ$ – звездное время на меридиане Гринвича;

$t_0 = 0$ с – момент отделения ИСЗ;

$\theta_0 = 0^\circ$ – угол наклона траектории в момент отделения ИСЗ.



МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТЫ

$$c = r_0 V_0 \cos \theta_0$$

$$V_{r0} = V_0 \sin \theta_0; V_{\tau 0} = V_0 \cos \theta_0$$

$$\tau = t_0 - \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (E_0 - e \sin E_0)$$

$$p = \frac{c^2}{\mu}$$

$$\vartheta_0 = \arctg \frac{V_0 \sin \theta_0}{V_0 \cos \theta_0 - \sqrt{\frac{\mu}{p}}}$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

$$h = \frac{V_0^2}{2} - \frac{\mu}{r_0}$$

$$\omega = u_0 - \vartheta_0$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{2.379 \cdot 10^7}{p^2 T} \cos i$$

$$a = -\mu / 2h$$

$$\operatorname{tg} \frac{E_0}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta_0}{2}$$

$$\omega'_3 = 4.178 \cdot 10^{-3} - \dot{\Omega}$$

$$e = \sqrt{1 - p/a}$$

где c - интеграл площадей, p - фокальный параметр орбиты, h - интеграл энергии, a - большая полуось орбиты, e - эксцентриситет, V_{r0} , $V_{\tau 0}$ - радиальная и тангенциальная составляющие скорости, ϑ_0 - истинная аномалия, ω - аргумент перигея, E_0 - эксцентрическая аномалия, τ - время прохождения перигея, T - период обращения ИСЗ, $\dot{\Omega}$ - угловая скорость прецессии линии узлов, ω'_3 - угловая скорость вращения Земли.



МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕКУЩИХ КООРДИНАТ

$\vartheta = \vartheta_0 + k \delta\vartheta$, где $\delta\vartheta = 1^\circ$, $k = 0, 1, 2, \dots$ - истинная аномалия

$u = \omega + \vartheta$ - наклон траектории к плоскости экватора

$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}$ - эксцентрическая аномалия

$t = \tau + \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (E - e \sin E)$ - время полета ИСЗ

$\sin \varphi_{\text{ц}} = \sin i \sin u$ - геоцентрическая широта

$\varphi_{\text{г}} = \varphi_{\text{ц}} + 0,1921 \sin 2\varphi_{\text{ц}}$ - географическая широта

$\operatorname{tg} \Psi = \cos i \operatorname{tg} u$

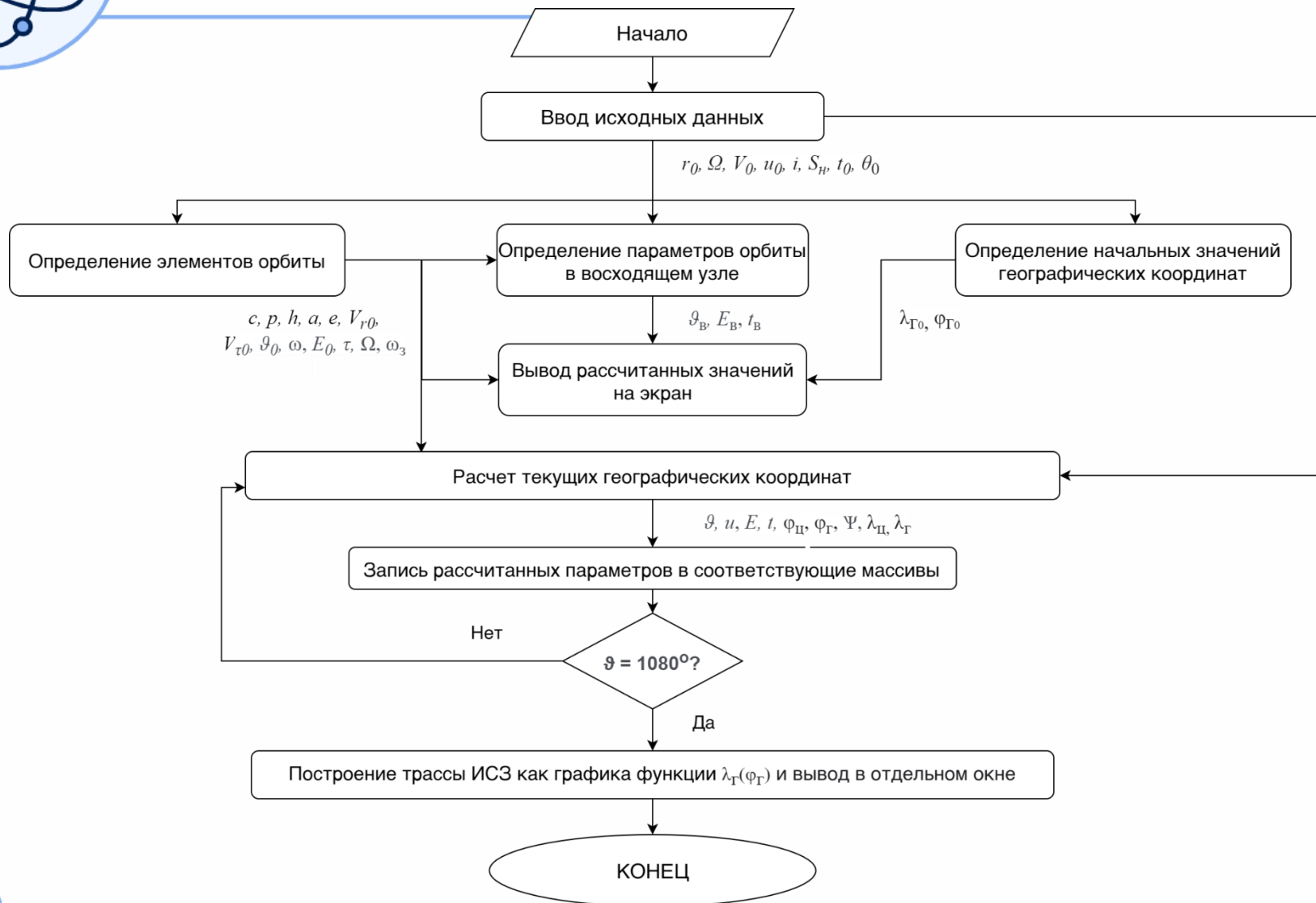
$\lambda = \Omega + \Psi - S_{\text{н}} - \omega_3'(t - \tau)$ - абсолютное значение долготы

Если $0^\circ \leq \lambda \leq 180^\circ$, то $\lambda_{\text{г}} = \lambda$ - восточная долгота

Если $180^\circ \leq \lambda \leq 360^\circ$, то $\lambda_{\text{г}} = 360^\circ - \lambda$ - западная долгота



АЛГОРИТМ РАБОТЫ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ





РАЗРАБОТАННОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Построение траектории ИСЗ

Исходные данные		Определение начальных значений географических координат	
Начальное значение радиус-вектора: $r_0 =$	7785 км	Геоцентрическая широта: $\varphi_0 =$	град
Долгота восходящего узла: $\Omega =$	60 град	Географическая широта: $\varphi_1 =$	град
Начальная скорость: $V_0 =$	7800 м/с	$\psi_0 =$	град
Начальный угол наклона вектора скорости к плоскости горизонта: $u_0 =$	75 град	Географическая долгота: $\lambda_1 =$	град
Наклонение орбиты: $i =$	52 град	Определение параметров орбиты в восходящем узле	
Звездное время на меридиане Гринвича на момент отделения ИСЗ: $S_{\text{н}} =$	30 град	Истинная аномалия: $\mathcal{E}B =$	град
Время отделения ИСЗ: $t_0 =$	0 с	Эксцентрическая аномалия: $E\mathcal{B} =$	град
Начальный угол наклона траектории: $\theta_0 =$	0 град	Время прохождения первого восходящего узла: $tB =$	с

Расчет элементов орбиты	
Постоянная интеграла площадей: $C =$	км ² /с
Фокальный параметр орбиты: $p =$	км
Постоянная интеграла энергии: $h =$	км ² /с ²
Большая полуось орбиты: $a =$	км
Эксцентриситет орбиты: $e =$	
Радиальная составляющая скорости: $V_r =$	м/с
Тангенциальная составляющая скор: $V_t =$	м/с
Истинная аномалия: $\mathcal{E}_0 =$	град
Аргумент перигея: $\omega =$	град
Эксцентрическая аномалия: $E_0 =$	град
Время прохождения перигея: $T =$	с
Период обращения: $T =$	с
Угловая скорость прецессии линии узлов: $\Omega_p =$	град/с
Угловая скорость вращения Земли: $\Omega_z =$	град/с

Рассчитать

Вид интерфейса программного обеспечения при запуске



РАЗРАБОТАННОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

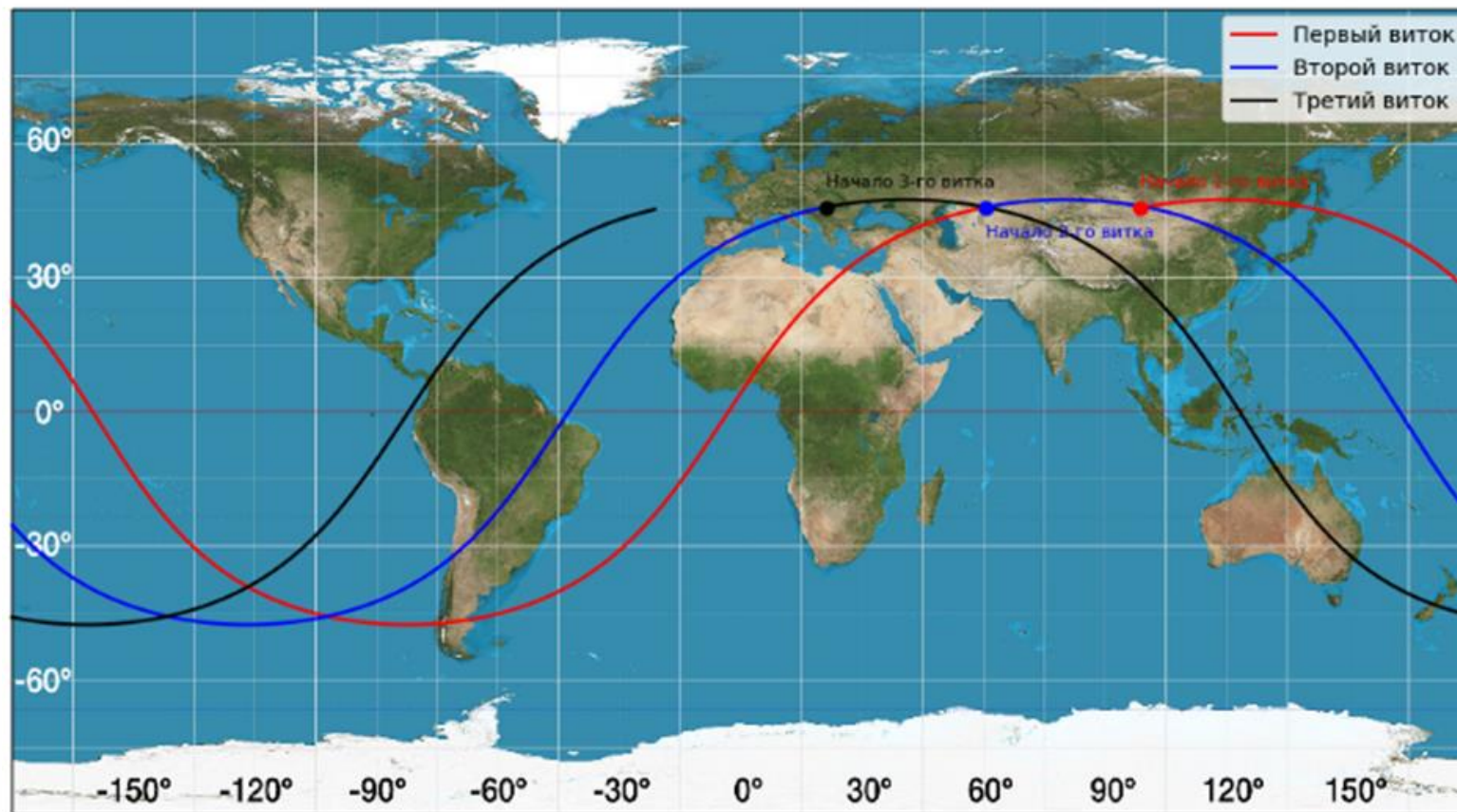
Построение трассы ИСЗ

Исходные данные		Определение начальных значений географических координат	
Начальное значение радиус-вектора: $r_0 =$	7785 км	Геоцентрическая широта: $\varphi_0 =$	49.5665624 град
Долгота восходящего узла: $\Omega =$	60 град	Географическая широта: $\varphi_1 =$	49.7562270 град
Начальная скорость: $V_0 =$	7800 м/с	$\psi =$	66.4802825 град
Начальный угол наклона вектора скорости к плоскости горизонта: $u_0 =$	75 град	Географическая долгота: $\lambda_1 =$	96.4802825 град
Наклонение орбиты: $i =$	52 град	Определение параметров орбиты в восходящем узле	
Звездное время на меридиане Гринвича на момент отделения ИСЗ: $S_0 =$	30 град	Истинная аномалия: $\vartheta B =$	285.0 град
Время отделения ИСЗ: $t_0 =$	0 с	Эксцентрическая аномалия: $E B =$	295.233217 град
Начальный угол наклона траектории: $\theta_0 =$	0 град	Время прохождения первого восходящего узла: $t B =$	7918.69885 с
Расчет элементов орбиты			
Постоянная интеграла площадей: $C =$	607230000 км ² /с	Рассчитать	
Фокальный параметр орбиты: $p =$	9250.57361 км		
Постоянная интеграла энергии: $h =$	-20.781084 км ² /с ²		
Большая полуось орбиты: $a =$	9590.46301 км		
Эксцентриситет орбиты: $e =$	0.18825608		
Радиальная составляющая скорости: $V_r =$	0.0 м/с		
Тангенциальная составляющая скорости: $V_t =$	7800.0 м/с		
Истинная аномалия: $\vartheta_0 =$	0.0 град		
Аргумент перигея: $\omega =$	75.0 град		
Эксцентрическая аномалия: $E_0 =$	0.0 град		
Время прохождения перигея: $t =$	0.0 с		
Период обращения: $T =$	9342.22060 с		
Угловая скорость прецессии линии узлов: $\Omega_p =$	-1.8320991 град/с		
Угловая скорость вращения Земли: $\Omega_z =$	0.00419632 град/с		

Вид интерфейса после нажатия кнопки «Рассчитать»



РАЗРАБОТАННОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ



Построенная трасса ИСЗ, выводимая в отдельном окне



ВОЗМОЖНЫЕ СФЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ



Использование при обучении студентов по направлениям специальностей, связанных с космической баллистикой и космической техникой



Использование при разработке ИСЗ, для анализа требуемых условий выведения на орбиту



ОТЗЫВ НА ПРОЕКТНУЮ РАБОТУ

Госкорпорация «Роскосмос»
Акционерное общество
«ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР имени М.В. ХРУНИЧЕВА»
(АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»)

Новозаводская ул., д. 18, г. Москва, 121309, тел.: 8 (499) 749 99 34, факс: 8 (499) 749 51 24
Тел.: 8 (499) 749 83 43, факс: 8 (499) 142 59 00, e-mail: agd@khrunichev.ru, <http://www.khrunichev.ru>
ОГРН 5177746220361, ИНН/КПП 773023987/773001001

№ _____
На № _____ от _____

ОТЗЫВ
на проектную работу ученицы 10 «И» класса
ГБОУ Образовательный центр «Протон»
Назаровой Ирины Дмитриевны
на тему: «Разработка программного обеспечения для построения трассы
искусственного спутника Земли».

Цель работы: разработать программное обеспечение, позволяющее
производить расчет параметров орбиты ИСЗ в момент его отделения от
ракеты-носителя и текущих координат ИСЗ для построения трассы спутника.
Данная тема является актуальной в связи с постоянно растущим спросом на
применение ИСЗ в различных сферах жизнедеятельности и, соответственно,
необходимостью анализа их траекторий полёта.

В ходе работы Назаровой И.Д. сформирована теоретическая часть
проектной работы, необходимая для формирования представления о движении
ИСЗ по орбите, определен перечень допущений, принимаемых в рамках
работы. На основании теоретической части Назаровой И.Д. сформирована
математическая модель, подробно описан каждый её элемент, что
демонстрирует высокий уровень освоения материала. Разработанная

2

математическая модель легла в основу программного обеспечения,
реализованного на языке программирования Python.

Программное обеспечение снабжено графическим интерфейсом,
облегчающим ввод исходных данных и наглядно представляющим результат
расчетов. Расчёты с применением разработанной программы выполняются
корректно, использование программы не требует навыков программирования.
Разработанная программа может иметь практическое применение при
разработке искусственных спутников Земли (в части анализа требуемых
условий выведения ИСЗ на орбиту), а также в образовательных целях (при
обучении студентов ракетно-космических специальностей).

В процессе проверки работы существенных замечаний не выявлено. В
ходе работы над проектом Назарова И.Д. продемонстрировала высокий
уровень подготовки по таким учебным дисциплинам как информатика,
физика, математика, а также высокий уровень самостоятельности в освоении
материала из учебников высших учебных заведений.

Ведущий консультант проекта
Ведущий специалист
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» Р.М. Полуэктов
И.о. заместителя генерального директора
по персоналу М.Ю. Наземнов

Отзыв на работу со стороны предприятия-партнёра
АО "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева"



ВЫВОДЫ

- Цели и задачи проекта выполнены - разработанное программное обеспечение позволяет производить расчет параметров орбиты ИСЗ в момент его отделения от ракеты-носителя, позволяет рассчитывать текущие координаты ИСЗ и строить трассы спутников.
- Произведено ознакомление с понятиями теории космического полета, применены на практике знания из школьных курсов.
- Программа упрощает процедуру анализа орбит ИСЗ, позволяет в первом приближении оценивать траекторию полета на первых трёх витках вокруг Земли. За счёт наличия графического интерфейса программа не требует от пользователя знаний программирования.