

УДК 621.311.001.57

DOI: [10.26102/2310-6018/2025.51.4.059](https://doi.org/10.26102/2310-6018/2025.51.4.059)

## Моделирование орбитальной динамики космических аппаратов спутниковой связи методом линейной интерполяции

В.А. Скляров<sup>1</sup>, А.В. Скляров<sup>1</sup>, Р.В. Кузьменко<sup>2</sup>, А.В. Калач<sup>2</sup>, А.С. Соловьев<sup>2</sup>✉,  
В.А. Дурденко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Национальный исследовательский центр телекоммуникаций имени М.И. Кривошеева,  
Москва, Российская Федерация

<sup>2</sup>Воронежский институт ФСИН России, Воронеж, Российская Федерация

**Резюме.** В настоящее время космические технологии все глубже проникают в нашу жизнь. Системы глобального позиционирования, связь, геология гидрология, сельское хозяйство, военное дело – вот неполный перечень отраслей народного хозяйства, использующих данные спутников Земли. Группировка космических аппаратов (КА) Российской Федерации увеличивается с каждым годом, соответственно усложняется система управления спутниками. Высокая скорость движения КА требует постоянного перерасчета их координат с высокой точностью. Наиболее часто для этой цели используются модели SGP4 для низкоорбитальных спутников и SDP4 для аппаратов на высокой орбите. Модели обеспечивают достаточную точность расчетов, но требуют использование больших вычислительных мощностей. При управлении большим количеством объектов вычислительная нагрузка может оказаться слишком большой. Работа посвящена оценке погрешности интерполяционного расчета местоположения КА на низкой околоземной орбите. Для упрощения и ускорения расчетов динамики низкоорбитальных КА в данной работе предложен метод линейной интерполяции для ускорения расчетов местоположения спутников. За эталон приняты результаты использования модели SGP4. Проведен сравнительный анализ точности расчетов методом линейной интерполяции и моделью SGP4. Установлено, что допустимый временной интервал для интерполяции не должен превышать 60 секунд, что обеспечивает корректное взаимодействие между наземными станциями и КА.

**Ключевые слова:** космический аппарат, линейная интерполяция, погрешность расчета, SGP4, низкая околоземная орбита, диаграмма направленности, временной интервал, местоположение КА.

**Для цитирования:** Скляров В.А., Скляров А.В., Кузьменко Р.В., Калач А.В., Соловьев А.С., Дурденко В.А. Моделирование орбитальной динамики космических аппаратов спутниковой связи методом линейной интерполяции. *Моделирование, оптимизация и информационные технологии*. 2025;13(4). URL: <https://moitvvt.ru/ru/journal/pdf?id=2124> DOI: 10.26102/2310-6018/2025.51.4.059

## Simulation of orbital dynamics of satellite communication spacecraft by linear interpolation

V.A. Sklyarov<sup>1</sup>, A.V. Sklyarov<sup>1</sup>, R.V. Kuzmenko<sup>2</sup>, A.V. Kalach<sup>2</sup>, A.S. Soloviev<sup>2</sup>✉,  
V.A. Durdenko<sup>2</sup>

<sup>1</sup>The M.I. Krivosheev National Research Centre for Telecommunication, Moscow,  
the Russian Federation

<sup>2</sup>Voronezh Institute of the Federal Penitentiary Service of Russia, Voronezh,  
the Russian Federation

**Abstract.** Space technologies are increasingly permeating our lives. Global positioning systems, communications, geology, hydrology, agriculture, and military affairs are just a few of the industries that rely on satellite data. The Russian Federation's satellite constellation is growing every year, and the satellite control system is correspondingly becoming more complex. The high speed of satellites requires constant recalculation of their coordinates with high accuracy. The SGP4 models for low-orbit satellites and the SDP4 models for high-orbit satellites are most commonly used for this purpose. These models provide sufficient calculation accuracy but require significant computing power. When controlling a large number of objects, the computational load can be excessive. This paper is devoted to assessing the error in interpolation calculations of spacecraft positions in low-Earth orbit. To simplify and accelerate calculations of low-orbit satellite dynamics, this paper proposes a linear interpolation method for accelerating satellite position calculations. The results from the SGP4 model were used as a benchmark. A comparative analysis of the accuracy of calculations using the linear interpolation method and the SGP4 model was conducted. It was determined that the acceptable time interval for interpolation should not exceed 60 seconds, ensuring correct interaction between ground stations and the spacecraft.

**Keywords:** spacecraft, linear interpolation, calculation error, SGP4, low Earth orbit, directional pattern, time interval, spacecraft location.

**For citation:** Sklyarov V.A., Sklyarov A.V., Kuzmenko R.V., Kalach A.V., Soloviev A.S., Durdenko V.A. Simulation of orbital dynamics of satellite communication spacecraft by linear interpolation. *Modeling, Optimization and Information Technology*. 2025;13(4). (In Russ.). URL: <https://moitvivr.ru/journal/pdf?id=2124> DOI: 10.26102/2310-6018/2025.51.4.059

## Введение

В настоящее время наблюдается активное освоение странами околоземного пространства в целях обеспечения эффективной работы навигации, связи, картографии, геологоразведки, сельского хозяйства и даже производства полупроводников. Например, если в 2020 году на орбите находился 3371 космический аппарат (КА, спутник), то в конце 2024 года их количество уже составляло 11539 и число КА продолжает непрерывно расти. Для управления такой группировкой КА требуются алгоритмы системы навигации качественно нового уровня [1]. Необходимо отметить, что в этих условиях расчет баллистики спутников должен давать долгосрочный прогноз положения аппарата на орбите, что позволяет центру управления эффективно контролировать спутниковую группировку. Управление системой из нескольких тысяч КА невозможно без использования компьютерного моделирования, позволяющего прогнозировать динамику изменения позиции каждого аппарата. При этом необходимо избегать излишнего усложнения математического аппарата и, соответственно, увеличивать скорость расчетов, а с другой стороны, надо точно знать пределы использования той или иной модели управления [2].

Эффективность любой модели управления КА характеризуется, во-первых, величиной погрешности определения координат в режиме реального времени, во-вторых, однозначностью получаемых параметров и, в-третьих, временными и материальными затратами на процессы управления. Очевидно, что наиболее значимыми являются первые два параметра. Точность измерений координат спутника определяется не только свойствами наземного автоматизированного комплекса управления, хотя они являются определяющими, но и целым рядом факторов геофизической, технологической и математической природы. К таким факторам следует отнести следующие обстоятельства: неточность в определении координат наземной аппаратуры слежения; влияние атмосферы на распространение оптических и радиосигналов; несинхронность хода часов на КА и на земной аппаратуре; ошибки функционирования аппаратуры как в космосе, так и на Земле; влияние помех при передаче данных; приближенный характер используемых моделей движения КА и погрешности методов вычисления параметров.

На современном уровне информационного обеспечения полетов всех типов КА обычно используют следующие значения относительных случайных ошибок знания констант: центральной силы тяготения Земли – 0,000004 %, полярного сжатия Земли – 0,0002 %, силы гравитационного притяжения Солнца – 0,005 %, силы светового давления – 3 %, силы гравитационного притяжения Луны – 0,03 % [3].

Как известно, первая модель орбитального движения спутника Земли появилась в 1959 году вместе с самими спутниками и получила название Simplified General Perturbations (SGP). С тех пор модель неоднократно модифицировалась, были созданы разновидности для орбит различной формы и высоты. Часто весь комплекс моделей называют SGP4 и в настоящее время это наиболее широко применяемый инструмент расчета положения КА на орбите Земли [4].

Использование модели позволяет определять скорость и геоцентрические координаты КА в произвольный момент времени, перевести данные в географические координаты, спроецировав положение КА на поверхность Земли и получить широту и долготу спутника в земных координатах. Модель учитывает все перечисленные выше возмущения, связанные с неоднородностью силы тяготения Земли, Луны и Солнца, давлением солнечного света, сопротивлением атмосферы и т. д. В основе расчетов лежит набор элементов Two-line element sets (TLE), который включает номер спутника, количество витков в день, коэффициент торможения, наклонение в градусах и т. д. (всего 138 параметров, которые характеризуют орбиту спутника исходя из законов Кеплера) [5, 6]. В математическом плане модель достаточно сложна и требует значительных вычислительных мощностей.

Большинство других орбитальных моделей обеспечивает данными только для ограниченного числа спутников (типа Шаттла). Орбитальные данные для этой модели имеются для всех обращающихся вокруг Земли объектов благодаря службе Space Surveillance Network. Современные исследования в области моделирования орбитальной динамики КА на околоземных орбитах сталкиваются с необходимостью балансировки между точностью прогнозирования и вычислительной сложностью, обусловленной спецификой прикладных задач [7, 8].

В работах [5, 9] представлены упрощенные модели, ориентированные на краткосрочное прогнозирование траекторий объектов на низкой круговой и средневысокой околоземной орбитах, что актуально для задач наведения антенн с широким углом охвата. В частности, в [9] продемонстрировано применение модели SGP для расчета азимута и угла места КА на основе данных TLE, с оценкой погрешностей относительно более точной модели.

В отличие от указанных работ, исследование [10] фокусируется на траекториях межпланетных миссий (на примере экспедиции к астероиду Апофис), где набор возмущающих факторов включает гравитационные влияния удаленных небесных тел, несферичность астероида и давление солнечного света.

В работах [11, 12] рассматриваются методы оптимизации траекторий, включая псевдоспектральный метод Гаусса и релятивистские модели распространения, однако их вычислительная сложность ограничивает применимость в режиме реального времени для ресурсограниченных систем.

Необходимо отметить, что дополняя существующие исследования, в работе<sup>1</sup> предложен новый подход к моделированию орбитальной динамики с использованием методов машинного обучения для повышения точности прогнозирования траекторий КА. В исследовании авторы демонстрируют, что интеграция нейронных сетей с

<sup>1</sup> Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. *Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы*. Томск: Изд-во Том. ун-та; 2007. 216 с.

классическими методами орбитальной механики позволяет значительно снизить вычислительную нагрузку, сохраняя при этом высокую точность прогноза, однако вся обработка происходит вне режима реального времени.

Таким образом, совершенствование алгоритмов расчетов и моделирование орбитальной динамики представляет собой актуальную научную задачу, решение которой необходимо для дальнейшего устойчивого развития спутниковых систем.

### Материалы и методы

Для любых спутниковых систем на низких орбитах (менее 2000 км над уровнем моря) характерны высокие скорости движения КА относительно поверхности Земли, измеряемые в десятках тысяч километров в час. Это приводит к необходимости постоянного пересчета точного местоположения КА с целью их сопровождения наземными станциями связи с КА.

Периодичность пересчета, в зависимости от назначения и вида КА, составляет, как правило, 2–10 раз/сек. Проблема состоит в том, что современная модель расчета местоположения КА – SGP4 имеет достаточно высокую вычислительную сложность, что, с учетом большого количества КА для пересчета, может приводить к задержкам в расчетах и нарушениям сопровождения КА.

Одним из путей решения данной задачи является применение методов линейной интерполяции на отдельных отрезках траектории КА, которые позволяют многократно ускорить расчет местоположения КА с заданным временным шагом. В данной работе метод интерполяции был применен для моделирования орбиты движения двух КА гидрометеорологического назначения серии «Метеор-М», условно обозначенных КА-2 и КА-4 и расположенных на круговой орбите Земли на высоте около 1500 км над уровнем моря [13].

Особенность низкоорбитальной группировки спутников состоит в том, что аппараты движутся вокруг Земли с огромной скоростью – порядка 7,11 км в секунду. При этом, несмотря на круговую орбиту, на движение КА влияют Луна, Солнце, рельеф Земли, возможные внешние факторы на траектории движения. Вследствие этого, расчет местоположения КА относительно поверхности Земли зависит от конкретного времени расчета, местоположения КА и многих других факторов. То есть, в разное время для одной и той же точки орбиты местоположение КА будет различным.

Для оценки параметров и условий применения методов интерполяции для расчета местоположения КА необходимо определить погрешность расчета местоположения КА методом интерполяции по отношению к расчету точными методами, к которым в настоящее время относится модель расчета местоположения КА SGP-4.

Будем рассматривать следующую задачу. Даны два набора координат КА в начальный момент времени  $t_{beg}$  и в конечный  $t_{end}$ . Координатами являются широта (градусы), долгота (градусы) и высота над уровнем моря (километры). Также дано значение  $\Delta t$  – это шаг по времени, на который разбивается интервал  $[t_{beg}, t_{end}]$ . То есть между координатами КА в начальный момент времени  $t_{beg}$  и координатами в конечный  $t_{end}$  вычисляются  $\frac{t_{end}-t_{beg}}{\Delta t}$  координат КА. На выходе формируется список координат (широта, долгота, высота) в равномерных временных интервалах  $\Delta t$  между заданными начальной и конечной точками. Для решения такой задачи подходит алгоритм линейной интерполяции. Основные шаги его реализации:

1. Разбиение по времени: вычисляется количество шагов:

$$N = \left\lceil \frac{t_{end}-t_{beg}}{\Delta t} \right\rceil,$$

где  $t_{beg}$  – начальный момент времени, с;  $t_{end}$  – конечный момент времени, с;  $\Delta t$  – шаг по времени, с. Для каждого промежуточного момента времени  $t_i = t_{beg} + i \cdot \Delta t$  вычисляются соответствующие координаты методом линейной интерполяции.

2. Интерполяция координат: на каждом шаге  $i$  используется линейная интерполяция по формуле:

$$x_i = x_{beg} + k \cdot (x_{end} - x_{beg}),$$

где  $x_i$  – текущая координата (широта, долгота или высота);  $x_{beg}$  – координата (широта, долгота или высота) в начальный момент времени  $t_{beg}$ ;  $x_{end}$  – координата (широта, долгота или высота) в конечный момент времени  $t_{end}$ ;  $k = \frac{t_i - t_{beg}}{t_{end} - t_{beg}}$  – коэффициент линейной интерполяции.

3. Обработка долготы: поскольку долгота может пересекать границы  $-180^\circ$  и  $+180^\circ$ , она нормализуется к диапазону  $[-180^\circ, 180^\circ]$  после интерполяции.

4. Обработка широты: широта ограничена диапазоном  $[-90^\circ, 90^\circ]$ , и при пересечении полюсов осуществляется зеркальное отображение значения.

5. Формирование результата: все вычисленные значения округляются до 5 знаков после запятой и являются результатом алгоритма.

Данный метод демонстрирует простоту реализации и подходит для задач краткосрочного прогнозирования местоположения КА.

### Результаты и обсуждение

Для оценки погрешности возьмем орбиты нескольких КА для различных интервалов времени. Временной шаг расчета местоположения КА примем равным 1 секунде. Координаты КА, рассчитанные по модели SGP4, примем за достоверные эмпирические данные местоположения КА.

Временной интервал – это отрезок времени, для которого производятся расчеты, то есть интервал между начальным моментом времени  $t_{beg}$  и конечным моментом  $t_{end}$ . Ниже представлены результаты расчета для координат КА-2 и КА-4 для различных временных интервалов (20 с, 40 с, 1 мин, 1,5 мин, 2 мин, 2,5 мин и 3 мин). Шаг по времени  $\Delta t$  во всех расчетах равен 1 с.

Для оценки точности метода линейной интерполяции координат будем использовать величину погрешности интерполяции  $d$ . Физический смысл этой величины – расстояние между двумя точками в пространстве: первая – с координатами КА, рассчитанными по модели SGP4, вторая – с координатами КА, рассчитанными по алгоритму линейной интерполяции. Так как КА движется по круговой орбите, то погрешность  $d$  можно найти, используя формулу расстояния между двумя точками на поверхности сферы.

Формула расстояния между двумя точками на поверхности сферы:

$$d = r \cdot \arccos(\sin(\alpha_1) \cdot \sin(\alpha_2) + \cos(\alpha_1) \cdot \cos(\alpha_2) \cdot \cos(\beta_1 - \beta_2)), \quad (1)$$

где  $d$  – расстояние между двумя точками на поверхности сферы, км;  $r$  – радиус сферы, км;  $\alpha_1$  – широта первой точки, рад;  $\alpha_2$  – широта второй точки, рад;  $\beta_1$  – долгота первой точки, рад;  $\beta_2$  – долгота второй точки, рад.

В нашем случае радиусом сферы является высота орбиты КА относительно центра Земли. Тогда, используя формулу выше, можно найти погрешность интерполяции  $d$ .

Формула погрешности интерполяции:

$$d = (R + h) \cdot \arccos(\sin(\alpha_{SGP4}) \cdot \sin(\alpha_i) + \cos(\alpha_{SGP4}) \cdot \cos(\alpha_i) \cdot \cos(\beta_{SGP4} - \beta_i)), \quad (2)$$



где  $d$  – погрешность интерполяции, км;  $R$  – средний радиус Земли,  $R = 6372,795$  км;  $h$  – высота КА над уровнем моря, км;  $\alpha_{SGP4}$  – широта, рассчитанная по модели SGP4, рад;  $\alpha_{и}$  – широта, рассчитанная по алгоритму линейной интерполяции, рад;  $\beta_{SGP4}$  – долгота, рассчитанная по модели SGP4, рад;  $\beta_{и}$  – долгота, рассчитанная по алгоритму линейной интерполяции, рад.

Для выполнения расчетов по формуле для погрешности необходимо перевести широту и долготу в радианы. Широта ( $\alpha$ ) и долгота ( $\beta$ ) переводятся в радианы по формулам:

$$\alpha_{\text{рад}} = \alpha_{\text{град}} \cdot \frac{\pi}{180}, \quad \beta_{\text{рад}} = \beta_{\text{град}} \cdot \frac{\pi}{180}, \quad (3)$$

где  $\alpha_{\text{рад}}$  – широта в радианах;  $\alpha_{\text{град}}$  – широта в градусах;  $\beta_{\text{рад}}$  – долгота в радианах;  $\beta_{\text{град}}$  – долгота в градусах.

Так как значение высоты, рассчитанной методом линейной интерполяции, отличается от высоты, рассчитанной по модели SGP4, в качестве  $h$  будем использовать среднее арифметическое этих высот:

$$h = \frac{h_{SGP4} + h_{и}}{2}, \quad (4)$$

где  $h_{SGP4}$  – высота, рассчитанная по модели SGP4;  $h_{и}$  – высота, рассчитанная методом линейной интерполяции.

Таким образом, для расчетов в Таблице 1 использовалась формула погрешности интерполяции в следующем виде:

$$d = \left( R + \frac{h_{SGP4} + h_{и}}{2} \right) \arccos(\sin(\alpha_{SGP4}) \cdot \sin(\alpha_{и}) + \cos(\alpha_{SGP4}) \cdot \cos(\alpha_{и}) \cdot \cos(\beta_{SGP4} - \beta_{и})).$$

Для каждого набора данных в качестве общей характеристики погрешности используем  $d_{\max}$  – максимальное значение погрешности  $d$  в каждой таблице ( $d_{\max} = \max(d_i), i \in [0, N]$ ).

Таблица 1 – Зависимость максимальной погрешности от длины временного интервала для космических аппаратов КА-2 и КА-4

Table 1 – Dependence of maximum error on time interval length for spacecraft KA-2 and KA-4

КА-2		КА-4	
Временной интервал, с	Максимальная погрешность, км	Временной интервал, с	Максимальная погрешность, км
20	1,757953	20	2,95697
40	3,077311	40	4,273735
60	5,44202	60	9,01633
90	11,91023	90	18,3379
120	18,37772	120	29,03249
150	27,74471	150	42,64034
180	36,17083	180	56,88985

В данной таблице присутствуют следующие столбцы:

- «Временной интервал, с» – длина временного интервала  $[t_{\text{beg}}, t_{\text{end}}]$ , с;
- «Максимальная погрешность»  $d_{\max}$  – максимальное значение погрешности  $d$ , км.

Составим зависимость максимальной погрешности  $d_{\max}$  от длины временного интервала  $[t_{\text{beg}}, t_{\text{end}}]$  для КА-2 и КА-4 и построим по ним графики (Рисунок 1).

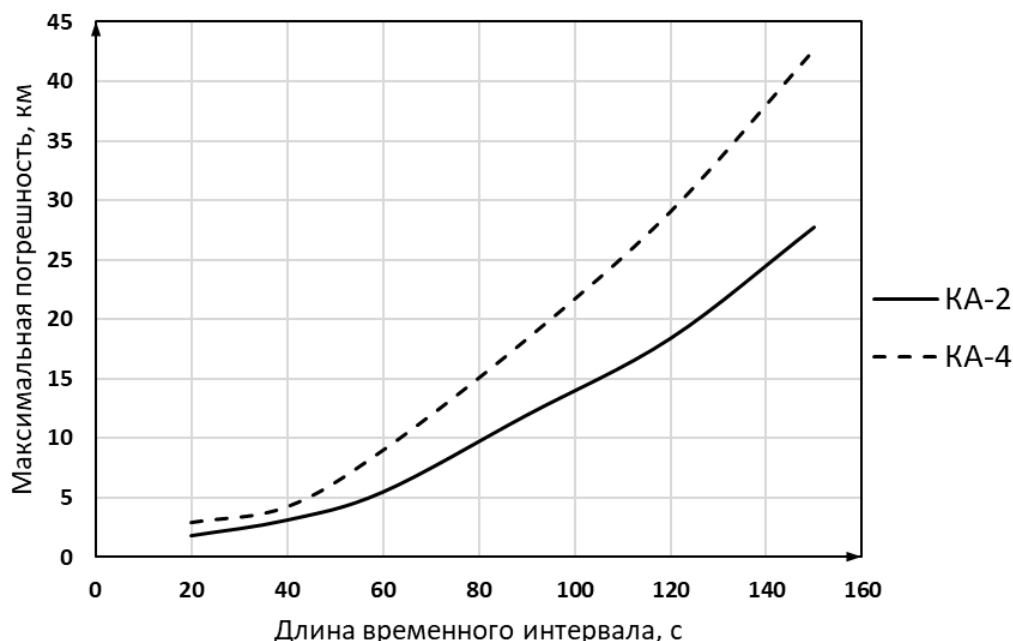


Рисунок 1 – Зависимость максимальной погрешности от длины временного интервала для космических аппаратов КА-2 и КА-4

Figure 1 – Dependence of maximum error on time interval length for spacecraft KA-2 and KA-4

Из графика видно, что величина ошибки в зависимости от временного интервала изменяется по закону, близкому к линейному. Причем, в интервале до 40–60 с коэффициент пропорциональности составляет  $\sim 0,1$ . При увеличении интервала свыше 60 с максимальная погрешность растет быстрее и уже при двух минутах может достигать 30 км. В Таблице 2 приведены предельно допустимые ошибки определения положения КА для космических систем различного назначения [14]. Очевидно, что при использовании временного интервала до 60 с для моделирования движения КА общехозяйственного назначения и связи применение метода линейной интерполяции дает удовлетворительный результат.

Таблица 2 – Предельно допустимые ошибки определения положения КА

Table 2 – Maximum permissible errors of spacecraft position determination

Космические системы и средства	Требования к предельным погрешностям координатного обеспечения, км	
	существующие	перспективные
Навигации	Не более 0,25	Не более 0,01
Разведки	Не более 5,00	Не более 0,05
Общехозяйственного и научного назначения, в том числе пилотируемые	Не более 8,5	Не более 1,3
Связи	Не более 12,00	Не более 2,00

### Заключение

Для решения задачи определения координат КА предложен метод линейной интерполяции, который прост в реализации и подходит для краткосрочного расчета траектории полета. Применительно к этой цели был модифицирован алгоритм модификации. Возможность практического применения любого метода определяется величиной ошибки расчетов. В данном случае за ошибку принимали отклонение

рассчитанных величин от координат, полученных по методике SGP4. В результате доказано, что при использовании временного интервала до 60 секунд метод дает вполне приемлемые результаты определения координат спутников связи и общехозяйственного назначения. В условиях дефицита вычислительных мощностей метод линейной интерполяции также может быть использован в космической навигации, с учетом ряда ограничений и упрощений.

## СПИСОК ИСТОЧНИКОВ / REFERENCES

1. Саввина Е.В. Построение траектории перелета космического аппарата между околоземными эллиптическими орбитами методом перебора значений параметров внутри сетки данных. *Проблемы управления*. 2023;(2):65–74. <https://doi.org/10.25728/pu.2023.2.6>  
Savvina E.V. Inter-Orbital Spacecraft Transfer: Trajectory Design by Iterating Parameter Values within a Data Grid. *Problemy Upravleniya*. 2023;(2):65–74. (In Russ.). <https://doi.org/10.25728/pu.2023.2.6>
2. Алдохина В.Н., Куликов С.В., Королев В.О. Модель прогнозирования движения искусственного спутника Земли в околоземном космическом пространстве. *Современные наукоемкие технологии*. 2021;(1):7–11. <https://doi.org/10.17513/snt.38463>  
Aldokhina V.N., Kulikov S.V., Korolev V.O. Model of the Satellite Motion Predicting in Near-Earth Space. *Modern High Technologies*. 2021;(1):7–11. (In Russ.). <https://doi.org/10.17513/snt.38463>
3. Лысенко Л.Н., Бетанов В.В. Принципы и основные направления совершенствования наземного автоматизированного комплекса управления космическими полетами. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение»*. 2011;(1):17–30.
4. Vallado D.A., Crawford P. SGP4 Orbit Determination. In: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 18–21 August 2008, Honolulu, HI, USA*. American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-6770>
5. Чагина В.А., Гришко Д.А., Майорова В.И. Расчет движения космического аппарата на околокруговой орбите по данным TLE по упрощенной модели SGP. *Машиностроение и компьютерные технологии*. 2016;(1):52–66.  
Chagina V.A., Grishko D.A., Maiorova V.I. Satellite's Trajectory Propagation at Near-Circular Orbits Using TLE Files in the Simplified SGP Model. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii*. 2016;(1):52–66. (In Russ.).
6. Соколов И.А., Цеханович Г.С. Анализ модели движения космического аппарата на околоземной орбите. *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2025;26(1):107–125. <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2025-26-1-107-125>  
Sokolov I.A., Tsekhanovich G.S. Analysis of the Movement Model of a Spacecraft in Earth Orbit. *Siberian Aerospace Journal*. 2025;26(1):107–125. <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2025-26-1-107-125>
7. Каршаков Е.В., Павлов Б.В., Тхоренко М.Ю., Папуша И.А. Перспективные системы навигации летательных аппаратов с использованием измерений потенциальных физических полей. *Гироскопия и навигация*. 2021;29(1):32–51.  
Karshakov E.V., Pavlov B.V., Tkhorenko M.Y., Papusha I.A. Promising Map-Aided Aircraft Navigation Systems. *Gyroscopy and Navigation*. 2021;12(1):38–49. <https://doi.org/10.1134/S2075108721010077>
8. Джильден-Гулер Д., Гаджиев Ч. Применение обобщенного фильтра Калмана с сингулярной декомпозицией при оценке ориентации наноспутников на основе



- кинематических и динамических моделей. *Гироскопия и навигация*. 2023;31(4):138–156.
- Cilden-Guler D., Hajiyev Ch. SVD-Aided EKF for Nanosatellite Attitude Estimation Based on Kinematic and Dynamic Relations. *Gyroscopy and Navigation*. 2023;31(4):138–156. (In Russ.).
9. Титенко Е.А., Сизов А.С., Щитов А.Н., Шевцов А.Н., Щитова Е.Н., Скрипкина Е.В. Структурная схема модуля определения местоположения малых космических аппаратов. *T-Comm: Телекоммуникации и транспорт*. 2021;15(4):28–34. <https://doi.org/10.36724/2072-8735-2021-15-4-28-34>
- Titenko E.A., Sizov A.S., Schitov A.N., Shevtsov A.N., Schitova E.N., Skripkina E.V. Structural Diagram of the Module for Determining the Location of Small Space Vehicles. *T-Comm*. 2021;15(4):28–34. (In Russ.). <https://doi.org/10.36724/2072-8735-2021-15-4-28-34>
10. Аньци Л. Анализ космических траекторий для экспедиции Земля-Апофис-Земля и движение космического аппарата вокруг астероида Апофис. *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2017;(7). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1635>
- Anqi L. Analysis of Spacecraft Trajectories for the Space Mission Earth-Apophis-Earth and the Spacecraft Orbital Motion Around the Asteroid Apophis. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2017;(7). (In Russ.). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1635>
11. Zhang L., Ge P. Trajectory Optimization and Orbit Design of Spacecraft in Hovering Mission. *The Journal of the Astronautical Sciences*. 2020;67(4):1344–1373. <https://doi.org/10.1007/s40295-020-00226-z>
12. O'Leary J., Barriot J.-P. An Application of Symplectic Integration for General Relativistic Planetary Orbitography Subject to Non-Gravitational Forces. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2021;133(11-12). <https://doi.org/10.1007/s10569-021-10051-7>
13. Горбунов А.В., Чуркин А.Л., Павлов Д.А. Космический комплекс гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» с космическим аппаратом «Метеор-М». *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*. 2008;105:17–28.
14. Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана; 2014. 519 с.

## ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ / INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Скляр Владимир Анатольевич**, кандидат технических наук, доцент, ведущий аналитик Национального исследовательского центра телекоммуникаций имени М.И. Кривошеева, Москва, Российская Федерация.  
e-mail: [sva12071969@mail.ru](mailto:sva12071969@mail.ru)

**Vladimir A. Sklyarov**, Candidate of Engineering Sciences, Docent, Leading Analyst of the M.I. Krivosheev National Research Centre for Telecommunication, Moscow, the Russian Federation.

**Скляр Александр Владимирович**, системный аналитик первой категории Национального исследовательского центра телекоммуникаций имени М.И. Кривошеева, Москва, Российская Федерация.  
e-mail: [sva12071969@mail.ru](mailto:sva12071969@mail.ru)

**Alexander V. Sklyarov**, System Analyst First Category of the M.I. Krivosheev National Research Centre for Telecommunication, Moscow, the Russian Federation.

**Кузьменко Роман Валентинович**, доктор физико-математических наук, доцент, профессор кафедры математики и естественно-научных дисциплин Воронежского института ФСИН России, Воронеж, Российская Федерация.  
*e-mail:* [roman\\_kuzmenko@inbox.ru](mailto:roman_kuzmenko@inbox.ru)

**Roman V. Kuzmenko**, Doctor of Physico-mathematical Sciences, Docent, Professor at the Department of Mathematics and Natural Sciences, Voronezh Institute of the Federal Penitentiary Service of Russia, Voronezh, the Russian Federation.

**Калач Андрей Владимирович**, доктор химических наук, профессор, начальник кафедры безопасности информации и защиты сведений, составляющих государственную тайну Воронежского института ФСИН России, Воронеж, Российская Федерация.  
*e-mail:* [a\\_kalach@mail.ru](mailto:a_kalach@mail.ru)  
ORCID: [0000-0002-8926-3151](https://orcid.org/0000-0002-8926-3151)

**Andrey V. Kalach**, Doctor of Chemical Sciences, Professor, Head of the Department of Information Security and Protection of Information Constituting State Secrets, Voronezh Institute of the Federal Penitentiary Service of Russia, Voronezh, the Russian Federation.

**Соловьев Александр Семенович**, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры безопасности информации и защиты сведений, составляющих государственную тайну Воронежского института ФСИН России, Воронеж, Российская Федерация.  
*e-mail:* [asoloviev58@yandex.ru](mailto:asoloviev58@yandex.ru)  
ORCID: [0000-0002-6150-1090](https://orcid.org/0000-0002-6150-1090)

**Alexander S. Soloviev**, Doctor of Engineering Sciences, Docent, Professor at the Department of Information Security and Protection of Information Constituting State Secrets, Voronezh Institute of the Federal Penitentiary Service of Russia, Voronezh, the Russian Federation.

**Дурденко Владимир Андреевич**, доктор технических наук, доцент, профессор Воронежского института ФСИН России, Воронеж, Российская Федерация.  
*e-mail:* [asoloviev58@yandex.ru](mailto:asoloviev58@yandex.ru)

**Vladimir A. Durdenko**, Doctor of Engineering Sciences, Docent, Professor of the Voronezh Institute of the Federal Penitentiary Service of Russia, Voronezh, the Russian Federation.

*Статья поступила в редакцию 06.11.2025; одобрена после рецензирования 15.12.2025; принята к публикации 22.12.2025.*

*The article was submitted 06.11.2025; approved after reviewing 15.12.2025; accepted for publication 22.12.2025.*