

Труды МАИ. 2023. № 133  
Trudy MAI, 2023, no. 133

Научная статья

УДК 629.7.05

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177668>

## **АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЕГО НАБЛЮДЕНИЙ С БОРТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ**

**Владимир Михайлович Ананенко**

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,

Санкт-Петербург, Россия

[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

*Аннотация.* Представлена аналитическая модель определения параметров движения орбитального объекта (ОО) по результатам его наблюдений с борта космического аппарата (КА) на основе нейронной сети. Рассмотрено влияние структуры многослойной нейронной сети (НС) прямого распространения на точность определения параметров движения центра масс некооперируемого ОО по результатам измерений, проводимых с помощью оптической системы КА. Проведены исследования по определению зависимости точности решаемой задачи от изменения размеров НС как по числу внутренних слоёв, так и по числу нейронов в каждом слое.

*Ключевые слова:* космический аппарат, орбитальный объект, параметры движения центра масс, бортовые измерения, нейронная сеть

*Для цитирования:* Ананенко В.М. Аналитическая модель определения параметров движения орбитального объекта по результатам его наблюдений с борта космического аппарата на основе нейронной сети // Труды МАИ. 2023. № 133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177668>

Original article

## **ANALYTICAL MODEL OF DETERMINATION OF ORBITAL OBJECT MOTION PARAMETERS BY RESULTS OF ITS OBSERVATIONS FROM SPACECRAFT ON THE BASIS OF NEURAL NETWORK**

**Vladimir M. Ananenko**

Military Space Academy named after A.F. Mozhaisky,  
Saint Petersburg, Russia

[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**Abstract.** The article presents the results of scientific and methodological approach to the possibility of solving the problem of motion parameters autonomous determining of non-cooperated orbital object in the form of the orbit elements. This requires measuring relative flight parameters of the orbital object flyby in the area of the spacecraft. Measurements are being conducted by the spacecraft onboard optoelectronic equipment. The zenith distances of the orbital object at characteristic points of the spacecraft orbit and the orbital object flyby time between these points are selected as the measured parameters. Such characteristic points of the orbit are the locations of the spacecraft at the moments when the orbital object crosses the plane perpendicular to the plane of the spacecraft and

the plane of the spacecraft orbit. The obtained information is being processed employing a multilayer feed forward neural network. The output of the neural network is used to determine directly the motion parameters of the orbital object.

The obtained results can be implemented in the design and research of neural networks for autonomous of the orbital object motion parameters determining based on the results of its observation from the spacecraft with optoelectronic devices. The article considered the effect of the neural network size changing in both the number of internal layers and the number of neurons in each layer on the accuracy of solving the problem of motion parameters determining of an orbital object.

**Keywords:** spacecraft, orbital object, parameters of motion of the center of mass, onboard measurements, neural network

**For citation:** Ananenko V.M. Analytical model of determination of orbital object motion parameters by results of its observations from spacecraft on the basis of neural network.

*Trudy MAI*, 2023, no. 133. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177668>

## **Введение**

Одним из результатов активного применения ракетно-космических технологий за последние несколько десятилетий является существенное увеличение техногенного засорения околоземного космического пространства «космическим мусором» [1, 2]. Данный фактор, совместно с увеличением общего количества функционирующих на околоземных орбитах КА, оказывает большое влияние на безопасность выполнения задач, решаемых в околоземном космическом пространстве. Анализ функционирования КА показывает, что КА на орбитах

высотой 400-600 км, ежемесячно по 5-8 раз сближаются с фрагментами «космического мусора» на расстояния до 15 км, КА на орбитах высотой 600-700 км, ежемесячно сближаются до указанного расстояния по 8-12 раз, а КА с высотами орбит 700-900 км – по 12-16 раз [3]. Этот фактор и обусловил развитие систем мониторинга космического пространства.

Задача мониторинга космического пространства решается с использованием средств наземного и космического базирования [4, 5]. Использование только средств наземного базирования, расположенных на территории России и дружественных стран ближнего зарубежья не может обеспечить требуемую оперативность обнаружения опасных ОО в космическом пространстве. Поэтому, в настоящее время, рассматривается возможность построения орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства [6, 7].

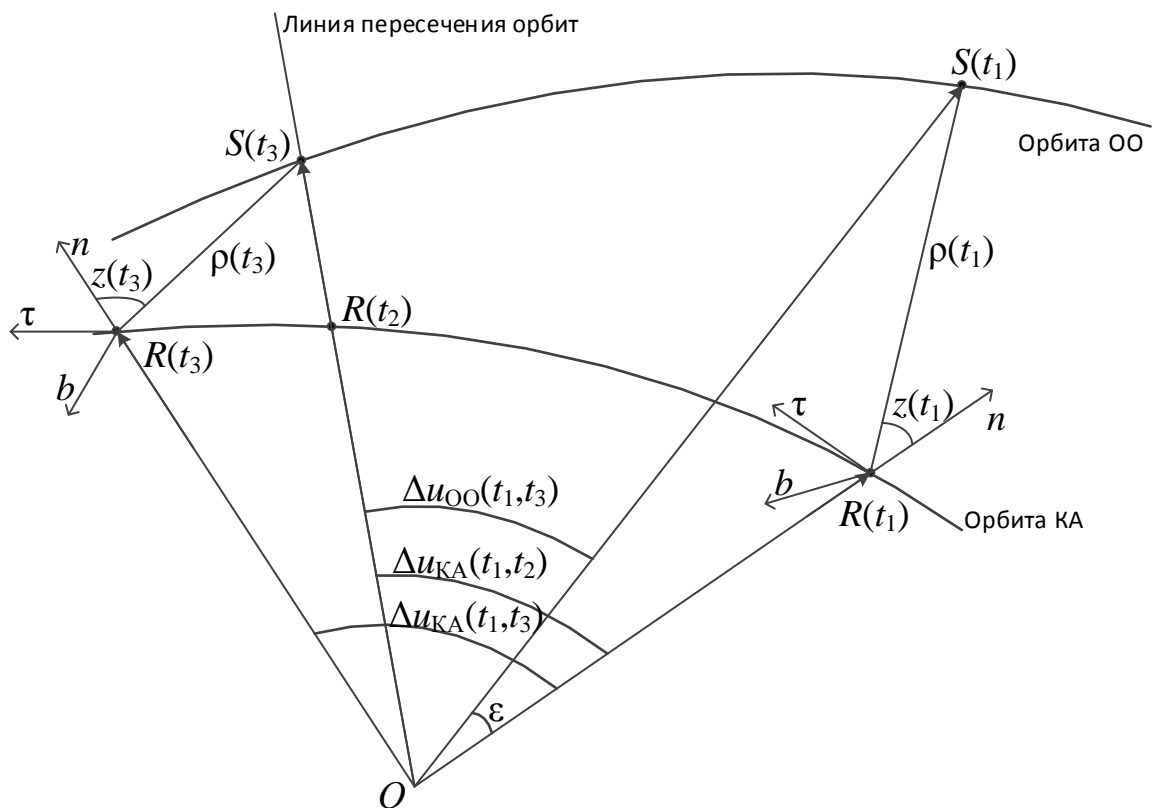
Разработанные к настоящему моменту времени методы, кроме параметров ориентации линии визирования (ЛВ) ОО относительно КА, требуют знания таких параметров, как расстояние до ОО [3]. Либо одновременного наблюдения ОО бортовыми ОЭП с разных КА, как это используется в методе космической триангуляции [6, 7, 8]. Также существует метод, основанный на использовании звёздного датчика для визирования ОО [9, 10, 11]. Последующая обработка результатов измерений предусматривает использование метода Гаусса [12, 13, 14]. Однако данный подход позволяет определять параметры орбиты по трём угловым измерениям только тогда, когда угловое расстояние между точками измерений достаточно мало и не превышает несколько десятков градусов [15], что не всегда достижимо.

В настоящей работе представлена аналитическая модель определения параметров движения ОО, которая позволяет определить параметры ориентации ЛВ по результатам наблюдений с использованием ОЭП, установленной на борту КА. Последующая обработка результатов осуществляется с применением НС [16]. Также анализируется влияние изменения размеров НС на точность определения параметров движения ОО.

### Постановка задачи

Допущения: полёт КА и ОО происходит в центральном гравитационном поле Земли на круговых некомпланарных орбитах, параметры движения КА известны, радиус орбиты КА меньше радиуса орбиты ОО, плоскости орбит КА и ОО не находятся в экваториальной плоскости Земли, измерения на борту КА производятся без погрешностей.

Орбитальный объект осуществляет пролёт в окрестности КА, как представлено на рисунке 1. Оптическими средствами КА визируется ОО в процессе пролёта и определяется ориентация линии визирования относительно подвижной орбитальной системы координат (ПОСК) КА. Начало ПОСК находится в центре масс КА, а оси данной системы координат расположены в пространстве следующим образом: ось  $n$  является продолжением радиуса-вектора КА, ось  $b$  является бинормалью к плоскости орбиты КА, ось  $\tau$  лежит в плоскости орбиты КА и дополняет систему координат до правой.



**Рис. 1.** Относительное положение КА и ОО в моменты времени  $t_1$ ,  $t_2$  и  $t_3$

На рисунке 1 представлены три характерные моменты времени относительного движения КА и ОО  $t_1$ ,  $t_2$  и  $t_3$ . Так как радиус орбиты КА меньше радиуса орбиты ОО, соответственно, угловая орбитальная скорость КА больше угловой орбитальной скорости ОО, то в момент времени  $t_1$  КА «догоняет» ОО и происходит пересечение ОО плоскости  $n R(t_1) b$ , перпендикулярной плоскости орбиты КА. Затем КА пересекает плоскость орбиты ОО в точке  $R(t_2)$ , лежащей на линии пересечения орбит (ЛП) КА и ОО. Момент времени  $t_3$  происходит пересечение ОО плоскости орбиты КА  $n R(t_3) \tau$ , т. е. ОО находится на ЛП.

В моменты времени  $t_1$  и  $t_3$  определяется вектор измеряемых параметров  $\Psi = [z(t_1) \ z(t_3) \ \Delta t]^T$ , где  $z(t_1)$  и  $z(t_3)$  - зенитные углы ЛВ (угол между местной вертикалью, осью  $R n$  ПОСК, и направлением ЛВ),  $\Delta t$  – интервал времени между

моментами времени  $t_1$  и  $t_3$ :  $\Delta t = t_3 - t_1$ . Эти измеряемые параметры являются входными параметрами НС [17].

Необходимо разработать аналитическую модель возможных вариантов пролёта ОО относительно заданной орбиты КА. Возможные варианты пролёта определяются следующими параметрами:  $r_{OO}$  – радиус орбиты ОО;  $\Lambda$  – угол между плоскостями орбит КА и ОО;  $\Delta u_{OO}(t_1, t_3) = u_{OO}(t_3) - u_{OO}(t_1)$ ;  $u_{OO}(t_j)$  – аргумент широты ОО в момент времени  $t_j$ . Варианты пролёта задаются дискретностью изменения параметров  $r_{OO}$ ,  $\Lambda$ ,  $\Delta u_{OO}(t_1, t_3)$ .

Исходными данными являются:

- вектор параметров движения КА  $\mathbf{Q}_{КА} = [r_{КА} \ \Omega_{КА} \ i_{КА} \ \tau_{КА}]^T$ , где  $r_{КА}$  – радиус орбиты КА;  $\Omega_{КА}$  – прямое восхождение восходящего узла орбиты КА;  $i_{КА}$  – угол наклона орбиты КА;  $\tau_{КА}$  – время прохождения КА восходящего узла;

-  $u_{лп}$  – аргумент широты, где линия пересечения орбит КА и ОО проходит через орбиту КА.

Необходимо определить:

- вектор параметров движения ОО  $\mathbf{Q}_{OO} = [r_{OO} \ \Omega_{OO} \ i_{OO} \ \tau_{OO}]^T$  для каждого варианта пролёта ОО в окрестности КА, где  $r_{OO}$  – радиус орбиты ОО;  $\Omega_{OO}$  – прямое восхождение восходящего узла орбиты ОО;  $i_{OO}$  – угол наклона орбиты ОО;  $\tau_{OO}$  – время прохождения ОО восходящего узла;

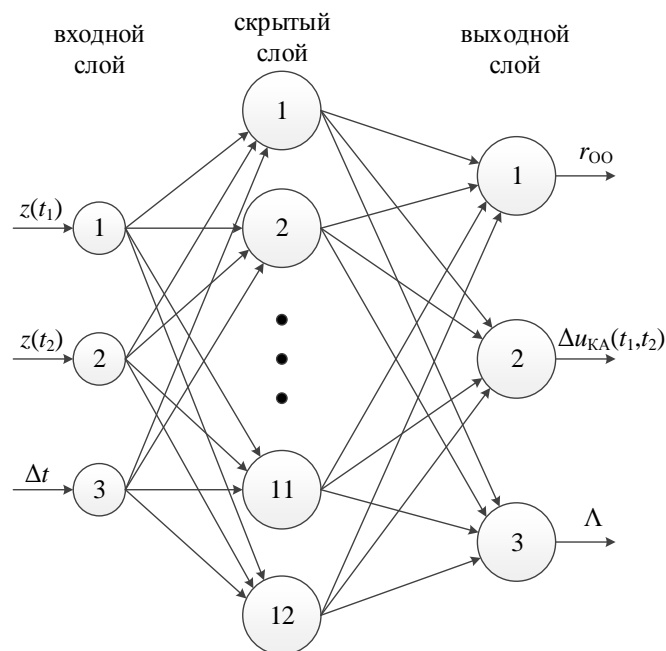
- вектор измеряемых параметров  $\mathbf{\Psi} = [z(t_1) \ z(t_3) \ \Delta t]^T$  для каждого варианта пролёта ОО в окрестности КА;

- параметры движения ОО по результатам работы НС, входной информацией

для которой будет являться вектор измеряемых параметров  $\Psi = [z(t_1) \ z(t_2) \ \Delta t]^T$ ;

- влияние различных вариантов изменения структуры НС на погрешность определения параметров движения ОО.

В качестве исходной структуры НС используется однослойная НС прямого распространения с тремя входами, тремя выходами и одним скрытым слоем состоящим из 12 нейронов (рис. 2) [18].

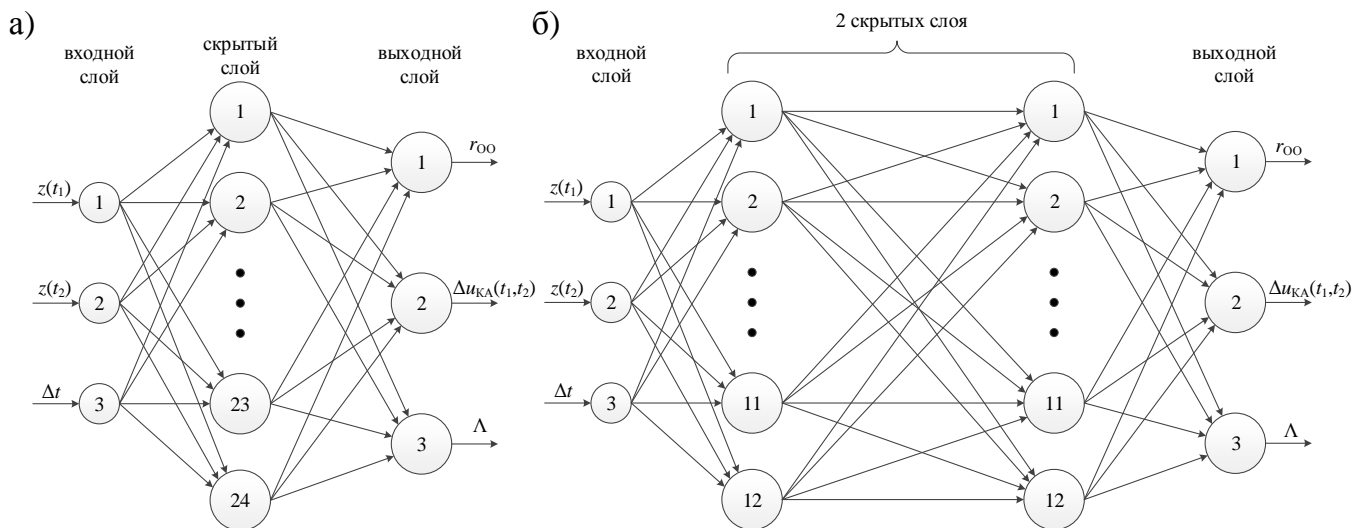


**Рис. 2.** Исходная структура нейронной сети

Дальнейшее изменение структуры НС предусматривает последовательное увеличение её размеров путём добавления одинакового количества нейронов, равного числу нейронов в одном слое предшествующей структуры НС, из которых можно сформировать либо новый скрытый слой, либо увеличить число нейронов в существующих скрытых слоях. Например, новую структуру можно получить из



исходной представленной на рис. 1 либо добавлением нового скрытого слоя из 12 нейронов (рис.3, а), либо за счёт увеличения числа нейронов в существующем слое до 24-х (рис.3, б).



**Рис. 3.** Варианты изменения структуры нейронной сети:

а) – за счёт увеличения размера существующего слоя; б) – за счёт увеличения числа скрытых слоёв

Такой подход применяется для получения набора структур НС, которые используются для проведения исследований. Варианты сформированных структур представлены в Таблице 1.

**Варианты структур нейронных сетей**

Таблица 1

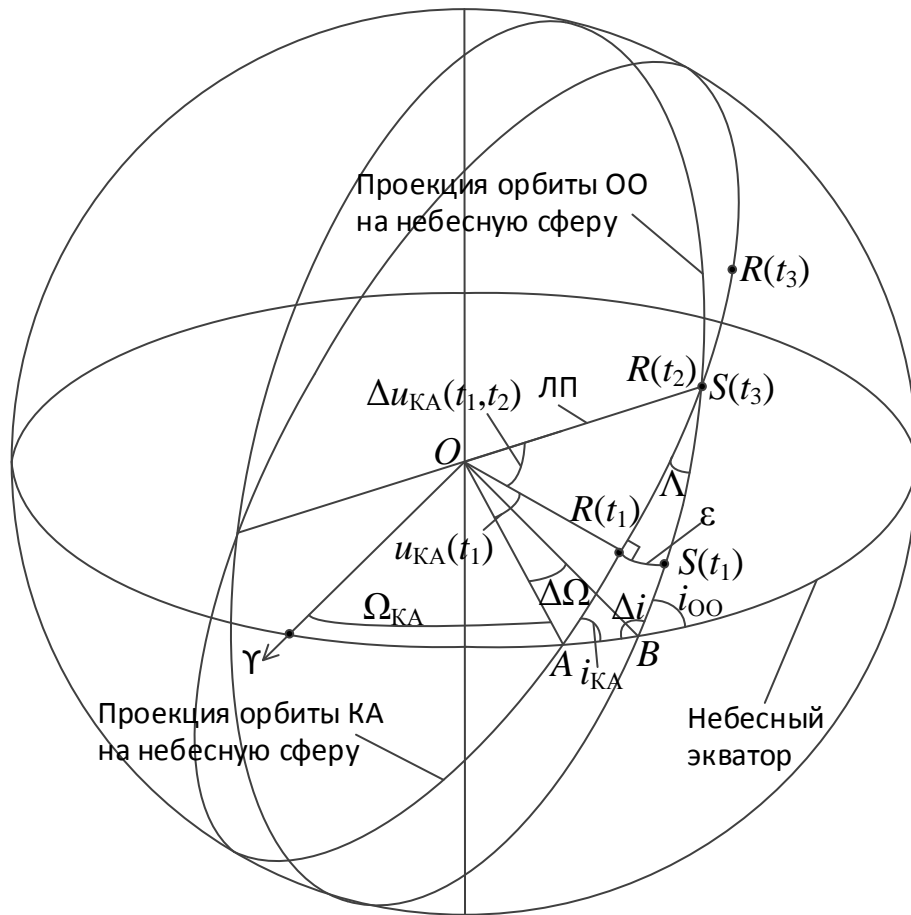
Количество слоёв	Количество нейронов в слое						
	12	16	18	24	27	30	48
1	12			24			48
2	24		36	48	54	60	

3	36	48	54				
4	48						

Нейронные сети, структуры которых сформированы таким образом, проходят обучение с применением одинаковых обучающих выборок [19], после чего проверяется их функционирование на контрольной выборке измеряемых параметров  $\Psi = [z(t_1) \ z(t_3) \ \Delta t]^T$ , причём эта выборка тоже одинакова для всех НС и определяется заданным набором вариантов пролёта ОО в окрестности КА.

### Решение задачи

Исходными данными являются значения параметров  $\Lambda$ ,  $r_{OO}$ ,  $\Delta u_{OO}(t_1, t_3)$ , которые изменяются с заданной дискретностью, вектор параметров движения КА  $Q_{КА}$  и аргумент широты  $u_{ЛП}$ .



**Рис. 4.** Проекция орбит КА и ОО на небесную сферу

Рассмотрим сферический треугольник  $ABS(t_3)$  (рис. 4) и применим к нему формулу косинуса угла сферической тригонометрии:

$$\Delta i = \arccos(-\cos(i_{KA})\cos(\Lambda) + \sin(i_{KA})\sin(\Lambda)\cos(u_{\text{ЛП}})), \quad (1)$$

$$i_{OO} = \pi - \Delta i. \quad (2)$$

Формула синусов сферической тригонометрии применительно к сферическому треугольнику  $ABS(t_3)$  (рис. 4) будет выглядеть так:

$$\frac{\sin u_{KA}(t_2)}{\sin \Delta i} = \frac{\sin u_{OO}(t_3)}{\sin i_{KA}} = \frac{\sin \Delta \Omega}{\sin \Lambda}, \quad (3)$$

откуда 
$$\Delta \Omega = \arcsin(\sin(\Lambda)\sin(u_{\text{ЛП}}) / \sin(\Delta i)), \quad (4)$$



Рассмотрим область пролёта ОО в районе КА с верхней полусферы, как представлено на рисунке 5. Здесь сферический треугольник  $R(t_1)S(t_1)S(t_3)$  дополнен сферическим треугольником  $R(t_1)BS(t_3)$ , симметричным сферическому треугольнику  $R(t_1)S(t_1)S(t_3)$  относительно плоскости орбиты КА. Тогда из сферического треугольника  $S(t_1)BS(t_3)$ , используя теорему синусов, получаем:

$$\sin \alpha = \frac{\sin \Delta u_{\text{ОО}}(t_1, t_3) \sin(2\Lambda)}{\sin(2\varepsilon)}. \quad (9)$$

Применяя формулу синусов к сферическому треугольнику  $R(t_1)S(t_1)S(t_3)$  найдём угол  $\Delta u_{\text{КА}}(t_1, t_2)$  между радиусами-векторами КА в моменты времени  $t_2$  и  $t_1$ :

$$\Delta u_{\text{КА}}(t_1, t_2) = \arcsin(\sin \alpha \sin \Delta u_{\text{ОО}}(t_1, t_3)) = \arcsin\left(\frac{\sin^2 \Delta u_{\text{ОО}}(t_1, t_3) \sin(2\Lambda)}{\sin(2\varepsilon)}\right). \quad (10)$$

Подставляя результат, полученный из (10) в (7) и (6) получаем аргумент широты ОО в момент времени  $t_3$ , зная который определяем момент времени прохождения ОО восходящего узла:

$$\tau_{\text{ОО}} = t_3 - \frac{u_{\text{ОО}}(t_3)}{\omega_{\text{ОО}}}, \quad (11)$$

где  $\omega_{\text{ОО}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ОО}}^3}}$  – орбитальная угловая скорость ОО;

$\mu = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$  — гравитационный параметр Земли.

Таким образом имеется полный вектор параметров движения ОО

$\mathbf{Q}_{\text{ОО}} = [r_{\text{ОО}} \ \Omega_{\text{ОО}} \ i_{\text{ОО}} \ \tau_{\text{ОО}}]^T$  в окрестностях КА.

Переход от элементов орбит КА и ОО к параметрам движения, выраженным в декартовой геоцентрической экваториальной системе координат (ГЭСК)  $XYZ$ , совершается с помощью следующих зависимостей:

$$\begin{aligned} X &= r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i); \\ Y &= r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i); \\ Z &= r \sin u \sin i. \end{aligned} \quad (12)$$

Аргумент широты КА и ОО определяется следующим выражением:

$$u = \omega t = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} t, \quad (13)$$

где  $t$  – текущее время;

$\omega$  – орбитальная угловая скорость КА или ОО;

$r$  – радиус орбиты КА или ОО.

Зная вектора параметров движения КА  $\mathbf{r}_{КА} = [X_{КА} \ Y_{КА} \ Z_{КА}]^T$  и ОО  $\mathbf{r}_{ОО} = [X_{ОО} \ Y_{ОО} \ Z_{ОО}]^T$  определяется ориентация линии визирования в форме направляющих косинусов  $[x_{ЛВ} \ y_{ЛВ} \ z_{ЛВ}]^T$  в ГЭСК, проходящая через центры масс КА и ОО:

$$\begin{bmatrix} x_{ЛВ} \\ y_{ЛВ} \\ z_{ЛВ} \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{r}_{ОО} - \mathbf{r}_{КА}}{\rho}, \quad (14)$$

где  $\rho = \sqrt{(X_{ОО} - X_{КА})^2 + (Y_{ОО} - Y_{КА})^2 + (Z_{ОО} - Z_{КА})^2}$  – расстояние между КА и ОО.

Используя матрицу перехода  $\mathbf{M}$  между АЭСК и ПОСК

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i & \cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i & \sin u \sin i \\ -\sin u \cos \Omega - \cos u \sin \Omega \cos i & -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos \Omega \cos i & \cos u \sin i \\ \sin i \sin \Omega & -\sin i \cos \Omega & \cos i \end{bmatrix}, \quad (15)$$

определяем ориентацию линии визирования в форме направляющих косинусов

$[n_{\text{ЛВ}} \ \tau_{\text{ЛВ}} \ b_{\text{ЛВ}}]^T$  в ПОСК:

$$\begin{bmatrix} n_{\text{ЛВ}} \\ \tau_{\text{ЛВ}} \\ b_{\text{ЛВ}} \end{bmatrix} = \mathbf{M} \begin{bmatrix} x_{\text{ЛВ}} \\ y_{\text{ЛВ}} \\ z_{\text{ЛВ}} \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Ориентация линии визирования на борту КА реализуется оптической системой, которая сопровождает ОО в процессе его пролёта в окрестности КА. Зная ориентацию линии визирования в любой момент времени можно провести засечку требуемых параметров в характерных точках (рис. 1):

- в момент времени, когда  $\tau_{\text{ЛВ}} = 0$ , фиксируется время  $t_1$  и величина зенитного угла  $z(t_1) = \arccos n_{\text{ЛВ}}$ ;

- в момент времени, когда  $b_{\text{ЛВ}} = 0$ , фиксируется время  $t_3$  и величина зенитного угла  $z(t_3) = \arccos n_{\text{ЛВ}}$ ;

- разность времён  $t_3$  и  $t_1$  определяет параметр  $\Delta t = t_3 - t_1$ .

Таким образом получен вектор параметров  $\Psi = [z(t_1) \ z(t_3) \ \Delta t]^T$ , который подаётся на вход НС. На выходе НС получается вектор  $\Theta = [\Delta u_{\text{КА}}(t_1, t_2) \ \Lambda \ r_{\text{ОО}}]^T$ , в результате обработки которого, согласно алгоритма представленного в [20], определяется искомый вектор параметров движения ОО  $\mathbf{Q}_{\text{ОО}} = [r_{\text{ОО}} \ \Omega_{\text{ОО}} \ i_{\text{ОО}} \ \tau_{\text{ОО}}]^T$ .

Разработанный алгоритм использовался для исследования НС, структуры которых представлены в таблице 1. Результаты моделирования представлены в таблице 2. Структура НС обозначается далее в виде кода  $X \times Y$ , где  $X$  – количество слоёв,  $Y$  – количество нейронов в слое.

Количество слоёв	Количество нейронов в слое						
	12	16	18	24	27	30	48
1	8,9			4,9			3,7
2	8,0		6,6	4,1	3,3	2,6	
3	6,8	5,5	4,5				
4	5,9						

Из анализа результатов, представленных в таблице 2 видно, что на повышение точности работы НС больше влияние оказывает изменение её структуры в сторону увеличения количества нейронов в слое ( $1 \times 12 \rightarrow 1 \times 24 \rightarrow 1 \times 48$ ,  $2 \times 12 \rightarrow 2 \times 18 \rightarrow 2 \times 27$ ,  $2 \times 12 \rightarrow 2 \times 24$ ,  $2 \times 12 \rightarrow 2 \times 30$ ,  $3 \times 12 \rightarrow 3 \times 16$ ), чем увеличение размера НС на то же количество нейронов за счёт увеличения числа слоёв ( $1 \times 12 \rightarrow 2 \times 12 \rightarrow 3 \times 12 \rightarrow 4 \times 12$ ,  $1 \times 24 \rightarrow 2 \times 24$ ,  $2 \times 18 \rightarrow 3 \times 18$ ).

### Заключение

Представленная модель может быть использована при исследовании и проектировании НС для определения параметров движения ОО по результатам наблюдения с борта КА. Проведён анализ влияния на точность определения параметров движения ОО изменения структуры НС. Структура НС изменялась последовательным увеличением её размеров путём добавления одинакового количества нейронов, равного числу нейронов в одном слое предшествующей структуры НС, из числа которых формировался либо новый скрытый слой, либо увеличивалось количество нейронов в существующих скрытых слоях.



## Список источников

1. Orbital Debris Quarterly News. NASA, vol. 26, I. 4, December 2022, 14 p.
2. Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93299>
3. Соколов Н.Л., Захаров П.А. Автономная идентификация параметров орбит потенциально опасных космических объектов бортовыми средствами // Лесной вестник. 2016. № 2. С. 214-224.
4. Анисимов В.Д., Батырь Г.С., Меньшиков А.В., Шилин В. СККП России: вчера, сегодня, завтра // Воздушно-космическая оборона. 2004. № 1. URL: <http://militaryarticle.ru/voenno-kosmicheskaya-oborona/2004/12302-skcp-rossii-vchera-segodnja-zavtra-2>
5. Малетин А.Н., Глущенко А.А., Мишина О.А. Исследование возможностей современных космических средств по мониторингу объектов в околоземном космическом пространстве // Труды МАИ. 2022. № 127. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=170351>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-21](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-21)
6. Фадин И.А., Янов С.В., Самохвалов О.А. Методика обоснования баллистической структуры орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18. № 3. С. 155-165. DOI: [10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165](https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165)

7. Коваленко Е.Л., Фадин И.А. Модифицированный метод космической триангуляции // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2022. Выпуск 682. С. 70-76.
8. Авксентьев А.А. Метод наименьшего отрезка между линиями визирования для расчета координат космического объекта // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2022. Выпуск 682. С. 21-28.
9. Трещалин А.П. Применение оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов для предварительного определения параметров орбит околоземных объектов // Труды Московского физико-технического института. 2012. Т. 4. № 3. С. 122-131.
10. Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Куркина А.Н., Форш А.А. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 9–20.
11. Шилов Л.Б. Модели и алгоритмы для выбора углов установки звездных датчиков космических аппаратов наблюдения // Труды МАИ. 2012. № 52. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29457>
12. Cail H. et al. Improved tracklet association for space objects using short-arc optical measurements // Acta Astronautica, 2018, vol. 151, pp. 836–847. DOI: [10.1016/j.actaastro.2018.07.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.07.024)
13. Lei X. et al. A geometrical approach to association of space-based very short-arc LEO tracks // Advances in Space Research, 2018, vol. 62, no. 3, pp. 542–553. DOI: [10.1016/j.asr.2018.04.044](https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.04.044)

14. Psiaki M.L., Weisman R.M., Jah M.K. Gaussian Mixture Approximation of Angles-Only Initial Orbit Determination Likelihood Function // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, vol. 40, no. 11, pp. 2807–2819. DOI: [10.2514/1.G002615](https://doi.org/10.2514/1.G002615)
15. Самотохин А.С., Хуторовский З.Н. Метод первоначального определения параметров околоземных орбит по трем угловым измерениям // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2014. № 44. 31 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-44>
16. Соколов Д.Ю. Применение искусственной нейронной сети для решения задач прогнозирования движения наземных объектов // Труды МАИ. 2022. № 123. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=165563>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-17](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-17)
17. Ананенко В.М., Голяков А.Д., Сасункевич А.А. Обоснование структуры нейронной сети для определения параметров движения орбитального объекта по результатам его наблюдений с борта космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2022. Т. 65. № 8. С. 565-574. DOI: [10.17586/0021-3454-2022-65-8-565-574](https://doi.org/10.17586/0021-3454-2022-65-8-565-574)
18. Воронов К.Е., Григорьев Д.П., Телегин А.М. Применение нейронной сети прямого распространения для локализации места удара микрочастиц о поверхность космического аппарата // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158245>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-10)
19. Ананенко В.М., Усиков А.А. Методика формирования обучающей выборки в интересах нейросетевого определения параметров орбитального объекта по результатам его наблюдений // Материалы III Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения космических аппаратов и систем

средств выведения в интересах решения задач вооруженных сил российской федерации». - Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2022. С. 59-64.

20. Ананенко В.М. Определение параметров движения центра масс орбитального объекта по изменению его положения относительно космического аппарата // Четвертая Международная научная конференция «Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии» (Санкт-Петербург, 04-21 апреля 2023): сборник докладов. В 2-х частях. - Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, 2023. С. 3-7.  
DOI: [10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2](https://doi.org/10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2)

## References

1. *Orbital Debris Quarterly News*. NASA, vol. 26, I. 4, December 2022, 14 p.
2. Pikalov R.S., Yudintsev V.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 100. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=93299>
3. Sokolov N.L., Zakharov P.A. *Lesnoi vestnik*, 2016, no. 2. С. 214-224.
4. Anisimov V.D., Batyr' G.S., Men'shikov A.V., Shilin V. *Vozdushno-kosmicheskaya oborona*, 2004, no. 1. URL: <http://militaryarticle.ru/voenno-kosmicheskaya-oborona/2004/12302-skkp-rossii-vchera-segodnja-zavtra-2>
5. Maletin A.N., Glushchenko A.A., Mishina O.A. *Trudy MAI*, 2022, no, 127. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=170351>. DOI: [10.34759/trd-2022-127-21](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-21)

6. Fadin I.A., Yanov S.V., Samokhvalov O.A. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2019, vol. 18, no. 3. pp. 155-165. DOI: [10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165](https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165)
7. Kovalenko E.L., Fadin I.A. *Trudy VoЕННО-kosmicheskoi akademii imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2022, no. 682, pp. 70-76.
8. Avksent'ev A.A. *Trudy VoЕННО-kosmicheskoi akademii imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2022, no. 682, pp. 21-28.
9. Treshchalin A.P. *Trudy Moskovskogo fiziko-tekhnicheskogo instituta*, 2012, vol. 4, no. 3, pp. 122-131.
10. Bessonov R.V., Belinskaya E.V., Brysin N.N., Voronkov S.V., Kurkina A.N., Forsh A.A. *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, vol. 15, no. 6, pp. 9–20.
11. Shilov L.B. *Trudy MAI*, 2012, no. 52. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29457>
12. Cail H. et al. Improved tracklet association for space objects using short-arc optical measurements, *Acta Astronautica*, 2018, vol. 151, pp. 836–847. DOI: [10.1016/j.actaastro.2018.07.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.07.024)
13. Lei X. et al. A geometrical approach to association of space-based very short-arc LEO tracks, *Advances in Space Research*, 2018, vol. 62, no. 3, pp. 542–553. DOI: [10.1016/j.asr.2018.04.044](https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.04.044)
14. Psiaki M.L., Weisman R.M., Jah M.K. Gaussian Mixture Approximation of Angles-Only Initial Orbit Determination Likelihood Function, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, vol. 40, no. 11, pp. 2807–2819. DOI: [10.2514/1.G002615](https://doi.org/10.2514/1.G002615)

15. Samotokhin A.S., Khutorovskii Z.N. *Preprinty IPM im. M.V.Keldysha*, 2014, no. 44, 31 p. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-44>
16. Sokolov D.Yu. *Trudy MAI*, 2022, no. 123. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=165563>. DOI: [10.34759/trd-2022-123-17](https://doi.org/10.34759/trd-2022-123-17)
17. Ananenko V.M., Golyakov A.D., Sasunkevich A.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Priborostroenie*, 2022, vol. 65, no. 8, pp. 565-574. DOI: [10.17586/0021-3454-2022-65-8-565-574](https://doi.org/10.17586/0021-3454-2022-65-8-565-574)
18. Voronov K.E., Grigor'ev D.P., Telegin A.M. *Trudy MAI*, 2021, no. 118. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158245>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-10)
19. Ananenko V.M., Usikov A.A. *Materialy III Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii «Problemy sozdaniya i primeneniya kosmicheskikh apparatov i sistem sredstv vyvedeniya v interesakh resheniya zadach vooruzhennykh sil rossiiskoi federatsii»*, Sankt-Peterburg, Voenno-kosmicheskaya akademiya imeni A.F. Mozhaiskogo, 2022, pp. 59-64.
20. Ananenko V.M. *Chetvertaya Mezhdunarodnaya nauchnaya konferentsiya «Aerokosmicheskoe priborostroenie i ekspluatatsionnye tekhnologii»*, Sankt-Peterburg, Sankt-Peterburgskii gosudarstvennyi universitet aerokosmicheskogo priborostroeniya, 2023, pp. 3-7. DOI: [10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2](https://doi.org/10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2)

Статья поступила в редакцию 03.10.2023

Одобрена после рецензирования 10.10.2023

Принята к публикации 25.12.2023

The article was submitted on 03.10.2023; approved after reviewing on 10.10.2023; accepted for publication on 25.12.2023