

**Анализ возможности определения орбит
космического мусора по оптическим измерениям
космической системы мониторинга околоземного
космического пространства**

© А.А. Беляев, В.В. Корянов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Представлен вариант решения задачи предварительного определения орбит объектов космического мусора по оптическим измерениям, полученным группировкой космических аппаратов мониторинга околоземного космического пространства. Данная задача решается с помощью метода наименьших квадратов с применением метода допустимых областей для выбора начального приближения. В качестве примера приведены решения задачи предварительного определения низкой околоземной орбиты, высокоэллиптической орбиты типа «Молния» и геостационарной орбиты, а также оценки точности полученных решений. Моделирование измерения орбит космического мусора проводилось в модели сил с учетом нецентральности поля тяготения Земли, а также сопротивления атмосферы. Рассмотрена космическая система мониторинга, состоящая из 10 космических аппаратов, расположенных на солнечно-синхронной орбите. Полученные результаты свидетельствуют о перспективности применения представленных методов для предварительного определения орбит космического мусора с помощью результатов космических измерений.

Ключевые слова: мониторинг, космический мусор, предварительное определение орбит, выбор начального приближения, группировка космических аппаратов

Введение. Деятельность человека в космосе привела к возникновению множества проблем, и одной из наиболее острых оказался стремительный рост количества космического мусора (КМ) в околоземном космическом пространстве (ОКП). По данным Европейского космического агентства (ESA), в настоящее время вокруг Земли обращается более 36 000 космических объектов (КО) размером свыше 10 см, около 1 млн фрагментов от 1 до 10 см и свыше 130 млн частиц менее 1 см [1]. Эти КО, движущиеся со скоростями до 7...8 км/с, представляют собой критическую угрозу для действующих спутников, пилотируемых миссий и Международной космической станции.

Для отслеживания КМ, как правило, используются наземные оптические и радиолокационные системы, однако такие системы имеют существенные ограничения: зависимость от погодных условий, незначительный географический охват и невозможность вести непрерывное наблюдение за объектами в зонах, недоступных для наземных станций [2]. Например, радиолокационные комплексы способны обеспечивать высокую точность измерений, но их эффективность снижается в случае наблюдения за высокоорбитальными объектами.

В связи с этим возник интерес к космическим системам мониторинга, способным проводить оптические измерения из космоса [2, 3]. Особое внимание уделяется идентификации и определению орбит по космическим измерениям, которые связаны с особенностями функционирования таких систем. Так, предполагается, что мониторинг ОКП происходит в режиме непрерывного обзора [3], при котором угловое поле зрения существующих оптических космических средств составляет лишь около $1...2^\circ$ [3]. Нужно учитывать также большие относительные скорости (до 14 км/с в низкой околоземной области) между космическим аппаратом (КА) мониторинга и объектом КМ.

Отмеченные выше особенности приводят к тому, что наблюдаемые дуги орбит каждого из объектов будут слишком короткими [4]. По такому единичному измерению невозможно решить задачу первоначального определения орбиты. Кроме того, при большом количестве таких единичных измерений существенно усложняется задача их идентификации, т. е. установление факта принадлежности каждого измерения определенному КО. В англоязычной литературе эта проблема, именуемая Too Short Arcs (или Very Short Arcs) [4], обсуждается достаточно широко.

Для решения задач идентификации измерений и определения орбит по коротким дугам предлагаются разные подходы [4–9]. Наибольшее распространение получил подход, основанный на построении так называемой допустимой области (Admissible Region) [4, 6]. Определяемая каждым отдельно взятым измерением, данная область показывает все возможные параметры орбит КО, которые могут соответствовать данному измерению. Допустимую область также можно ограничить, если известны некоторые предположения о таких возможных параметрах искомой орбиты, как размер и форма. В совокупности это позволяет существенно сузить круг потенциально возможных орбит и решить задачи идентификации измерений и определения орбиты.

Цель данной работы — проанализировать возможности и ограничения метода допустимых областей для решения задачи предварительного определения орбит КМ на основе данных оптических измерений, получаемых от перспективной проектируемой космической системы мониторинга. В работе не рассматриваются вопросы идентификации орбит, и поэтому принимается, что получаемые измерения однозначно принадлежат одному и тому же объекту КМ. В качестве космической системы выбрана система, концепция и параметры которой изложены в работах [3, 5].

Метод определения орбиты. Рассмотрим, на чем основан подход к определению допустимой области возможных орбит по измерениям. Подробно вывод главных соотношений приведен в работах [4, 6]. Геометрическое представление получения измерений орбиты бортовыми

оптико-электронными средствами (ОЭС) космической системы показано на рис. 1. Вектор измерения в заданный момент времени имеет следующий вид: $\hat{y} = (\alpha, \delta, \dot{\alpha}, \dot{\delta})$, где α — угол склонения; δ — угол прямого восхождения; $\dot{\alpha}, \dot{\delta}$ — их угловые скорости относительно КА мониторинга.

Уравнения измерений можно представить так:

$$\begin{aligned} \mathbf{r} &= \mathbf{q} + \boldsymbol{\rho} = \mathbf{q} + \hat{\boldsymbol{\rho}}\rho; \\ \dot{\mathbf{r}} &= \dot{\mathbf{q}} + \hat{\boldsymbol{\rho}}\dot{\rho} + \dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}\rho + \hat{\boldsymbol{\rho}}\dot{\delta}\delta, \end{aligned} \quad (1)$$

где \mathbf{r} и $\dot{\mathbf{r}}$ — искомые радиус-вектор и вектор скорости объекта КМ в геоцентрической экваториальной системе координат; \mathbf{q} и $\dot{\mathbf{q}}$ — известные радиус-вектор и вектор скорости КА мониторинга в геоцентрической экваториальной системе координат; ρ и $\dot{\rho}$ — неизвестные дальность и относительная скорость объекта КМ относительно КА мониторинга.

Векторы $\hat{\boldsymbol{\rho}}, \dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}$ и $\hat{\boldsymbol{\rho}}\dot{\delta}$ имеют следующий вид:

$$\hat{\boldsymbol{\rho}} = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{pmatrix}, \quad \dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}} = \begin{pmatrix} -\sin \alpha \cos \delta \\ \cos \alpha \cos \delta \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \hat{\boldsymbol{\rho}}\dot{\delta} = \begin{pmatrix} -\cos \alpha \sin \delta \\ -\sin \alpha \sin \delta \\ \cos \delta \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Для того чтобы получить искомые векторы \mathbf{r} и $\dot{\mathbf{r}}$, необходимо найти величины ρ и $\dot{\rho}$. Если не иметь каких-либо представлений о возможных параметрах орбиты наблюдаемого объекта КМ и решать данную задачу перебором, вряд ли можно обнаружить нужную пару значений ρ и $\dot{\rho}$, особенно применительно к измерениям с КА мониторинга, которая позволит получить верное решение в задаче предварительного определения орбиты. В связи с этим, основываясь на уравнении для интеграла энергии, можно найти соотношение между величинами ρ и $\dot{\rho}$, которые будут соответствовать вводимым впоследствии ограничениям на размер и форму орбиты [4, 6]. Такое соотношение можно определить из формулы

$$\dot{\rho} = -\frac{w_1}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{w_1}{2}\right)^2 - F(\rho) + 2\varepsilon}, \quad (3)$$

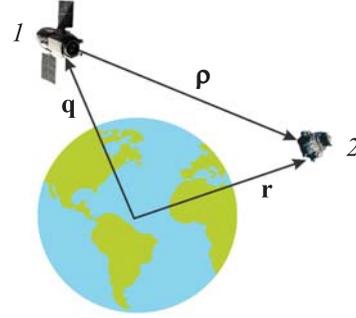


Рис. 1. Геометрическое представление процесса проведения измерений:

1 — космический аппарат мониторинга; 2 — объект космического мусора

где

$$F(\rho) = w_2\rho^2 + w_3\rho + w_4 - \frac{2\mu}{\sqrt{\rho^2 + w_5\rho + w_0}}; \quad (4)$$

ε — половинное значение интеграла энергии.

Коэффициенты соотношения (4) вычисляются следующим образом:

$$w_0 = \|\dot{\mathbf{q}}\|^2;$$

$$w_1 = 2(\dot{\mathbf{q}} \cdot \hat{\boldsymbol{\rho}});$$

$$w_2 = \dot{\alpha}^2 \cos^2 \delta + \dot{\delta}^2;$$

$$w_3 = 2\dot{\alpha}(\dot{\mathbf{q}} \cdot \hat{\boldsymbol{\rho}}_\alpha) + 2\dot{\delta}(\dot{\mathbf{q}} \cdot \hat{\boldsymbol{\rho}}_\delta);$$

$$w_4 = \|\dot{\mathbf{q}}\|^2;$$

$$w_5 = 2(\mathbf{q} \cdot \hat{\boldsymbol{\rho}}).$$

Рассматриваются два ограничения на искомую орбиту: ограничение на большую полуось орбиты a и на величину эксцентриситета e . Для большой орбиты полуоси a введение ограничения происходит с использованием интеграла энергии следующим образом [6]:

$$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a}, \quad (5)$$

где μ — гравитационный параметр Земли.

Задавая максимально и минимально возможные значения большой полуоси a и подставляя их в соотношение (3), допустимая область орбит в графическом представлении будет уменьшаться. По умолчанию при $\varepsilon = 0$ допустимая область будет ограничивать все геоцентрические орбиты.

Для эксцентриситета введение ограничения будет происходить с использованием интеграла площадей (интеграла момента количества движения) [6]. В результате получится полиномиальное уравнение четвертой степени

$$a_4\dot{\rho}^4 + a_3\dot{\rho}^3 + a_2\dot{\rho}^2 + a_1\dot{\rho} + a_0 = 0, \quad (6)$$

коэффициенты которого рассчитывают по следующим формулам:

$$a_0 = F(\rho)U(\rho) + \mu^2(1 - e^2);$$

$$a_1 = F(\rho)P(\rho) + w_1U(\rho);$$

$$a_2 = U(\rho) + c_0 F(\rho) + w_1 P(\rho);$$

$$a_3 = P(\rho) + c_0 w_1;$$

$$a_4 = c_0;$$

$$P(\rho) = c_1 \rho^2 + c_2 \rho + c_3;$$

$$U(\rho) = c_4 \rho^4 + c_5 \rho^3 + c_6 \rho^2 + c_7 \rho + c_8,$$

где

$$c_0 = \|\mathbf{h}_1\|^2;$$

$$c_1 = 2h_1 h_2;$$

$$c_2 = 2h_1 h_3;$$

$$c_3 = 2h_1 h_4;$$

$$c_4 = \|\mathbf{h}_2\|^2;$$

$$c_5 = 2h_2 h_3;$$

$$c_6 = 2h_2 h_4 + \|\mathbf{h}_3\|^2;$$

$$c_7 = 2h_3 h_7;$$

$$c_8 = \|\mathbf{h}_4\|^2;$$

$$\mathbf{h}_1 = \mathbf{q} \times \hat{\boldsymbol{\rho}};$$

$$\mathbf{h}_2 = \hat{\boldsymbol{\rho}} \times (\dot{\alpha} \hat{\boldsymbol{\rho}}_\alpha + \dot{\delta} \hat{\boldsymbol{\rho}}_\delta);$$

$$\mathbf{h}_3 = \hat{\boldsymbol{\rho}} \times \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{q} \times (\dot{\alpha} \hat{\boldsymbol{\rho}}_\alpha + \dot{\delta} \hat{\boldsymbol{\rho}}_\delta);$$

$$\mathbf{h}_4 = \mathbf{q} \times \dot{\mathbf{q}}.$$

Корни полинома (6) можно определить каким-либо известным численным методом. Комплексные решения следует отбросить. Аналогично соотношению (3), в результате получается набор ρ и $\dot{\rho}$, ограничивающих допустимую область по заданному значению эксцентриситета.

С учетом описанных соотношений (3) и (6) в осях ρ и $\dot{\rho}$ можно построить допустимую область (рис. 2), каждая точка которой при подстановке в соответствующие уравнения (1) дает вектор состояния наблюдаемого объекта КМ.

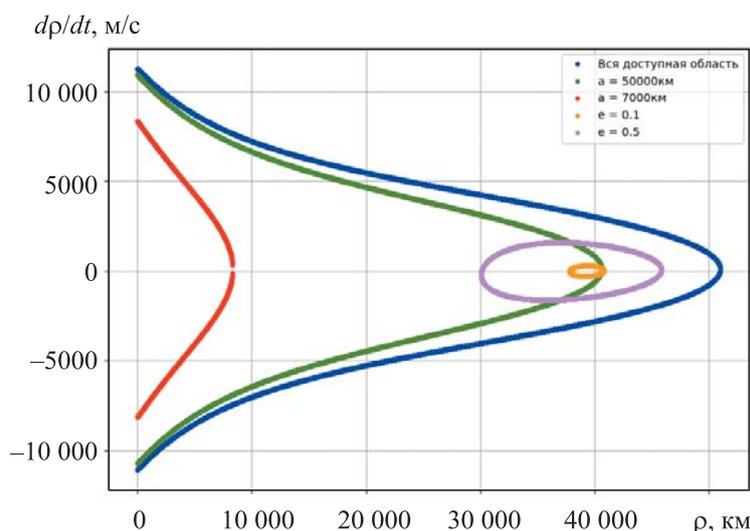


Рис. 2. Пример представления допустимой области с учетом ограничений по большой полуоси и эксцентриситету для некоторого измерения

Вся доступная область орбит, соответствующая данному измерению, показана на рис. 2 синим цветом, а доступные области для заданных значений большой полуоси искомой орбиты — зеленым и красным. Следовательно, если большая полуось искомой орбиты лежит в указанных пределах, то и искомое решение также будет находиться между красной и зеленой кривыми. Оранжевым и фиолетовым показаны области, в которых находятся орбиты с эксцентриситетом меньше или равным указанному. Таким образом, правильный выбор возможных ограничений позволяет существенно уменьшить область поиска возможных решений.

Определение орбиты. Для того чтобы решить задачу предварительного определения орбиты по измерениям от космической системы мониторинга по очень коротким дугам измеренных орбит, можно использовать нелинейный метод наименьших квадратов (МНК) с решением по алгоритму Левенберга — Маркварда [10, 11]. Данный метод, широко применяемый для решения задач подобного класса, отличается более хорошей сходимостью, чем имеющиеся аналоги. Важно также отметить, что классические методы предварительного определения орбит непригодны для получения решения; это обусловлено относительно большим интервалом времени между измерениями, достигающим даже несколько суток.

Для решения задачи МНК на момент первого измерения в качестве искоемых параметров могут выступать ρ и $\dot{\rho}$. При этом минимизируются невязки между имеющимися угловыми измерениями и рассчитываемыми при заданных ρ и $\dot{\rho}$ на момент первого измерения. Таким образом, задачу минимизации можно формализовать следующим образом:

$$J = \sum_{i=2}^N \frac{1}{2} (\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}})^T (\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}), \quad (7)$$

где J — минимизируемый функционал; N — число измерений; $\hat{\mathbf{y}}$ — известный вектор угловых измерений $(\alpha, \delta, \dot{\alpha}, \dot{\delta})$; \mathbf{y} — рассчитанный вектор угловых измерений при заданных ρ и $\dot{\rho}$ на момент первого измерения.

Применять допустимую область для решения задачи предварительного определения орбиты можно в части выбора начального приближения для алгоритма Левенберга — Маркварда.

Космическая система. Измерения численно моделируются для каждого рассматриваемого далее КО ввиду отсутствия реальных измерений. Основа структуры космической системы (рис. 3) представлена в [3, 5]. В частности, в работе принимается космическая система, состоящая из 10 КА, равноудаленно расположенных друг от друга на околотерминаторной круговой солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 799,92 км. Выбор направления ОЭС мониторинга показан на рис. 4: углы γ и β равны 20° и 88° соответственно, угловое поле зрения принималось 2° .

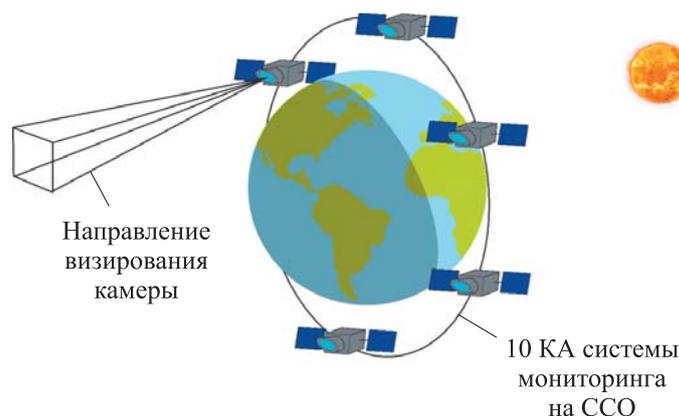


Рис. 3. Концепция космической системы мониторинга

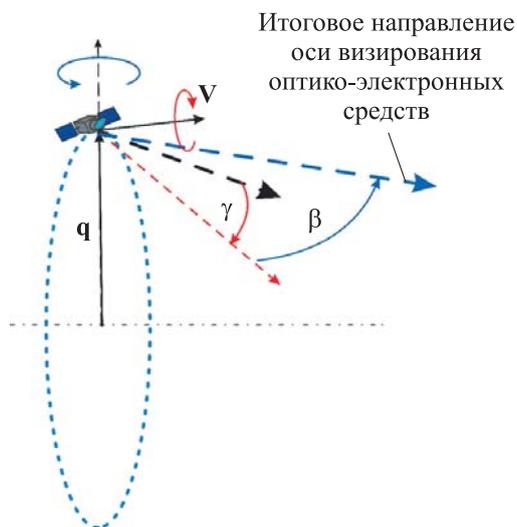


Рис. 4. Геометрия ориентации оптико-электронных средств

Определение параметров орбит. Рассматриваются три объекта КМ, расположенных на разных околоземных орбитах: низкая, геостационарная, высокоэллиптическая типа «Молния». Параметры орбит приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры орбит объектов КМ

Номер орбиты	a , км	e	i , град	Ω , град	ω , град
1	6871	0,0015	80	110	30
2	26 700	0,7	63,4	40	270
3	42 165	0,0001	0,01	50	100

Моделирование измерений проводилось на интервале двух суток с учетом как полюсного сжатия Земли, так и сопротивления атмосферы Земли для высот меньше 1000 км. Прежде всего важно показать возможность определения орбиты по измерениям, полученным космической системой. Следует отметить, что процесс определения орбиты может быть автоматизирован и происходить полностью автономно, так как правильный выбор начального приближения с применением подхода допустимых областей обеспечивает сходимость алгоритма Левенберга — Маркварда.

Определение орбиты № 1. Смоделированные измерения орбиты № 1 приведены в табл. 2. Виды орбит КА мониторинга и КМ, а также моменты измерений показаны на рис. 5.

Измерения параметров орбиты № 1

Номер измерения	α , град	δ , град	$\dot{\alpha}$, град/с	$\dot{\delta}$, град/с	dt между измерениями, с	№ КА
1	10,4361	-46,3418	0,0436	0,0281	—	3
2	-172,4026	45,918	0,0437	-0,0257	8460	4
3	10,495	-46,3426	0,0437	0,0282	19 920	5
4	-171,8869	45,6688	0,0438	-0,0263	8470	6
5	11,4834	-45,7687	0,0437	0,0294	19 930	9
6	-171,7091	45,6575	0,0439	-0,0266	8451	10

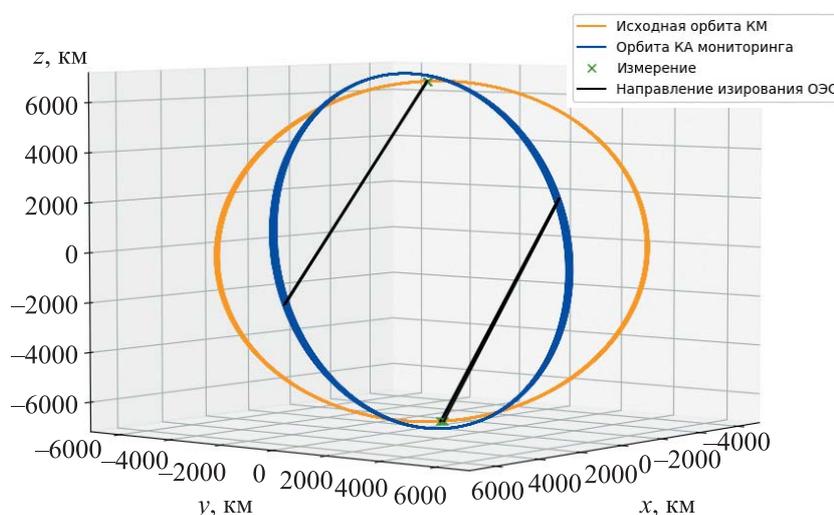


Рис. 5. Орбита КА мониторинга (синяя кривая) и КМ (оранжевая), а также моменты измерений (зеленым показаны точки орбиты КМ в моменты наблюдений, черными прямыми — направления визирования ОЭС в моменты наблюдений)

Выполняется поиск решения на момент первого измерения. Соответственно, для измерения № 1 с использованием данных из табл. 2 строится допустимая область возможных орбит, где будут отображены начальные приближения, которые необходимо применять при решении задачи определения орбиты по измерениям.

Область начальных приближений при определении орбиты № 1 из табл. 1 (ограничена черным цветом) показана на рис. 6. Накладываемые ограничения: наибольшее значение большой полуоси $a_{\max} = 10\,000$ км, наименьшее значение большой полуоси $a_{\min} = 6600$ км, наибольшее значение эксцентриситета $e = 0,1$.

Результаты решения задачи предварительного определения орбиты приведены в табл. 3. Решение получено с точностью около 60 м по координате и 50 см/с по скорости.

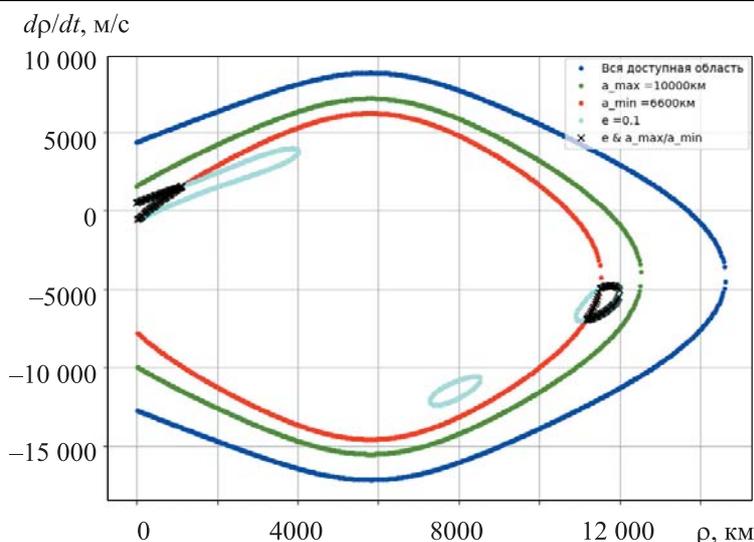


Рис. 6. Ограничение допустимой области возможных орбит для измерения орбиты № 1. Кривой синего цвета ограничены все возможные околоземные орбиты, зеленого — орбиты с большой полуосью, равной 10 000 км, красного — орбиты с большой полуосью 6600 км, голубого — орбиты с эксцентриситетом 0,1, черного — суммарные области, учитывающие указанные ограничения, в пределах которых и находится искомое решение

Таблица 3

Параметры орбит

Орбита	x , км	y , км	z , км	V_x , км/с	V_y , км/с	V_z , км/с
Исходная	838,2105	1176,6988	-6729,006	-2,7042	7,0452	0,8987
Полученная	838,1706	1176,6914	-6728,9635	-2,7037	7,0455	0,8988
Отклонение	0,0587			0,0005		

Определение орбиты № 2. Смоделированные измерения орбиты № 2 представлены в табл. 4. Виды орбит КА мониторинга и КМ, а также моменты измерений показаны на рис. 7.

Таблица 4

Измерения параметров орбиты № 2

Номер измерения	α , град	δ , град	$\dot{\alpha}$, град/с	$\dot{\delta}$, град/с	dt между измерениями, с	№ КА
1	-174,4945	35,4523	0,0015	-0,0098	—	5
2	-174,1053	35,0107	0,0015	-0,0099	43489	3
3	-173,7141	34,5502	0,0015	-0,01	43490	1

По аналогии с предыдущим случаем, решение ищется на момент измерения № 1. Соответственно, для измерения № 1 с применением данных из табл. 2 строится допустимая область возможных орбит,

где будут отображены начальные приближения, которые необходимо применять при решении задачи определения орбиты по измерениям. Так же, как следует из данных табл. 4, для орбиты № 2 были получены только три измерения.

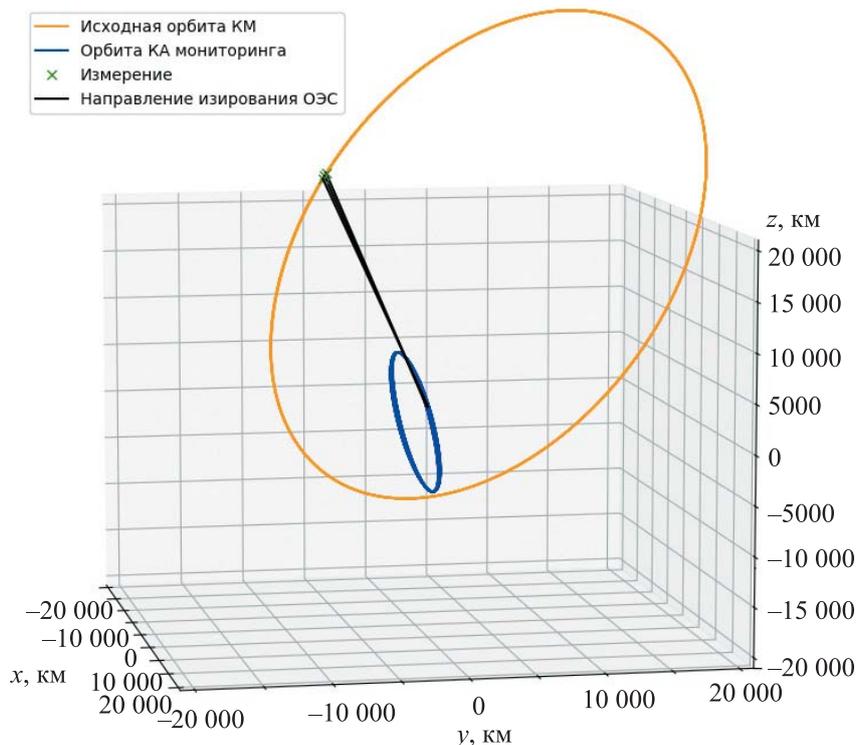


Рис. 7. Орбита № 2 КА мониторинга (синяя кривая) и КМ (оранжевая), а также моменты измерений (зеленым показаны точки орбиты КМ в моменты наблюдений, черными прямыми — направления визирования ОЭС в моменты наблюдений)

Область начальных приближений при определении орбиты № 2 с помощью данных из табл. 1 показана на рис. 8. Накладываемые ограничения: наибольшее значение большой полуоси $a_{\max} = 50\,000$ км, ее наименьшее значение $a_{\min} = 20\,000$ км, наибольшее значение эксцентриситета $e = 0,8$.

По сравнению с допустимой областью на рис. 6, та же область на рис. 8 существенно больше. Это обусловлено выбранными ограничениями, так как в первом приближении только по измерениям сложно предположить, какой будет возможный тип орбит. Тем не менее, если сравнить значения $\dot{\alpha}$ и $\dot{\delta}$ из табл. 2 и 4, то можно прийти к заключению, что объект КМ № 2 движется медленнее, чем КА мониторинга, а значит, его орбита не будет относиться к области НОО.

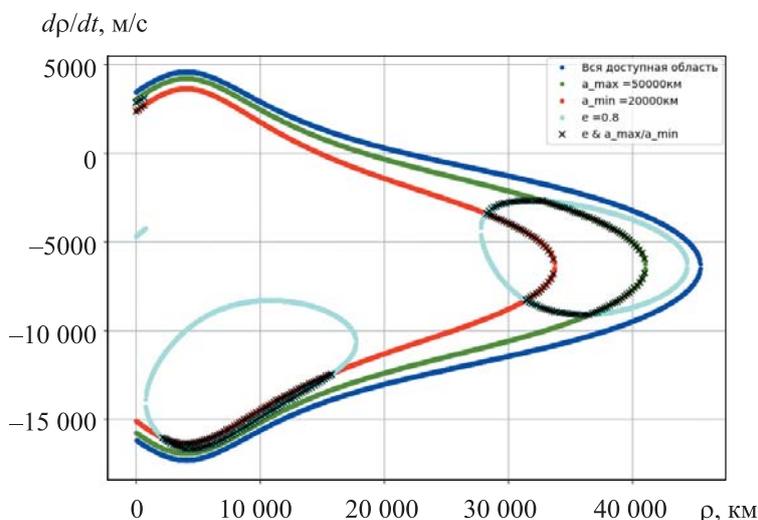


Рис. 8. Ограничение допустимой области возможных орбит для измерения орбиты № 2. Кривой синего цвета ограничены все возможные околоземные орбиты, зеленого — орбиты с большой полуосью 50 000 км, красного — орбиты с большой полуосью 20 000 км, голубого — орбиты с эксцентриситетом 0,8, черным — показано пересечение указанных областей, в рамках которого находится искомое решение

Результаты решения задачи предварительного определения орбиты даны в табл. 5. Решение получено с точностью примерно 21 км по координате и 9 м/с по скорости. Более низкая точность решения, чем в случае определения орбиты № 1, может объясняться бóльшим эксцентриситетом $e = 0,7$, а значит, и более существенным влиянием учитываемых возмущающих факторов. Кроме того, бóльшая допустимая область возможных решений (см. рис. 8) усложняет решение задачи определения орбиты, так как далеко не всякое начальное приближение из данной области позволяет получить решение, близкое к правильному. В этом случае начальные приближения из данной области перебираются и в качестве правильного выбирается такое, для которого получено наилучшее приближение к исходной орбите.

Таблица 5

Параметры орбит

Орбита	x , км	y , км	z , км	V_x , км/с	V_y , км/с	V_z , км/с
Исходная	-21462,9425	3074,633	22838,829	4,493	-1,4725	-2,8295
Полученная	-21479,9241	-3076,2698	22850,976	4,404	-1,4739	-2,8273
Отклонение	20,9432			0,0092		

Определение орбиты № 3. Смоделированные измерения орбиты № 3 приведены в табл. 6. Выбор таких ограничений обусловлен результатами сравнительного анализа значений измерений, приведенных в табл. 2, 4 и 6.

Таблица 6

Измерения параметров орбиты № 3

Номер измерения	α , град	δ , град	$\dot{\alpha}$, град/с	$\dot{\delta}$, град/с	dt между измерениями, с	№ КА
1	177,6915	-8,4469	0,003	-0,0045	—	6
2	1,6198	8,3995	0,0035	0,0046	44070	8
3	178,5328	-8,4528	0,003	-0,0045	42290	3
4	2,4615	8,4065	0,0035	0,0046	44070	5

Так, значения угла прямого восхождения δ относительно КА мониторинга в пределах $\pm 10^\circ$ наряду с малыми значениями относительных угловых скоростей $\dot{\alpha}$ и $\dot{\delta}$ позволяют принять гипотезу о том, что наблюдаемый объект КМ находится на геостационарной орбите. Данное предположение может подкрепить и то, что при заданной конфигурации космической системы наблюдения объектов в области ГСО можно проводить только в точках орбит КА мониторинга (рис. 9).

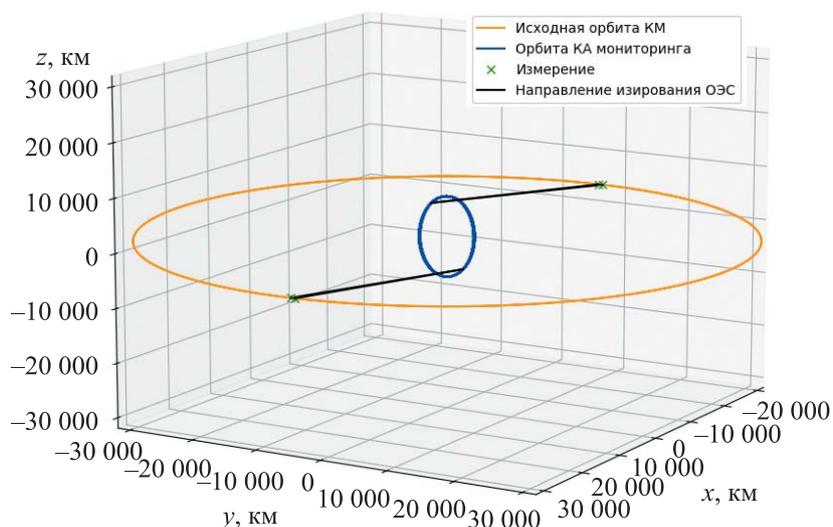


Рис. 9. Орбита КА мониторинга (синяя кривая) и КМ (оранжевая), а также моменты измерений (зеленым показаны точки орбиты КМ в моменты наблюдений, черными прямыми — направления визирования ОЭС в моменты наблюдений)

Таким образом, для случая объекта КМ № 3 допустимая область орбит будет ограничиваться участками, отмеченными на рис. 10 голубым цветом, которые соответствуют значениям эксцентриситета 0,01.

Предположение об орбите КМ в области ГСО также позволяет отбросить начальные приближения, для которых дальность ρ меньше 40 000 км. В связи с этим выбор начального приближения для определения орбиты объекта КМ в области ГСО является более простым, чем для орбит КМ других возможных типов (см. рис. 6 и 8).

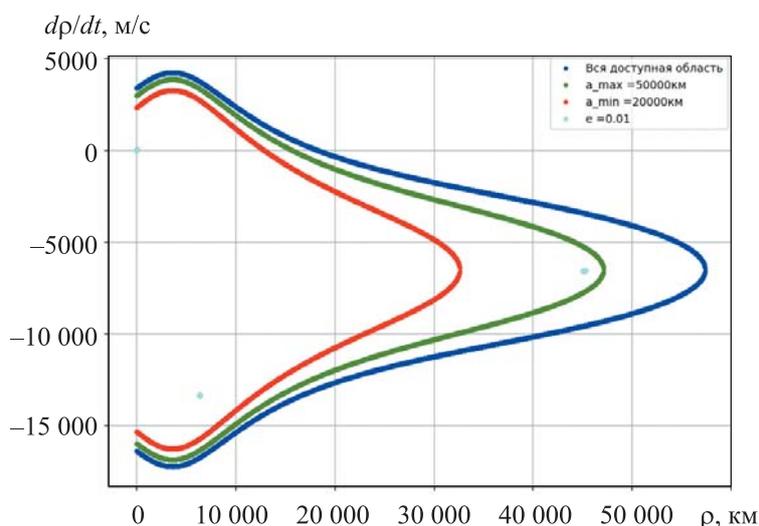


Рис. 10. Ограничение допустимой области возможных орбит для измерения орбиты № 3. Кривой синего цвета ограничены все возможные околоземные орбиты, зеленого — орбиты с большой полуосью 50 000 км, красного — орбиты с большой полуосью 20 000 км, голубым показаны орбиты с эксцентриситетом 0,01

Результаты решения задачи предварительного определения орбиты даны в табл. 7, решение получено с точностью около 680 м по координате и 3 см/с по скорости.

Таблица 7

Параметры орбит

Орбита	x , км	y , км	z , км	V_x , км/с	V_y , км/с	V_z , км/с
Исходная	-42150,2917	816,6439	5,7265	-0,0596	-3,0745	-0,0003
Полученная	-42149,6189	816,6168	5,8265	-0,0596	-3,0745	0
Отклонение	0,6806			0,0003		

Заключение. Представлен подход к решению задачи предварительного определения орбит КМ по оптическим измерениям, получаемых с перспективной космической системы мониторинга. Подход основан на классическом методе определения орбит методом наименьших квадратов в сочетании с методом допустимых областей для выбора начального приближения. В качестве тестовых орбит были

рассмотрены три разных варианта, представленных в работе. Наиболее точное решение было получено для круговых орбит в области НОО и ГСО. Решение для высокоэллиптической орбиты показало более низкую точность, чем для круговых орбит.

При моделировании измерений и решении задачи определения орбит была рассмотрена модель движения, учитывающая сжатие и атмосферу Земли для орбит высотой до 1000 км. Такая модель является достаточно простой, так как, например, на высокоэллиптических орбитах и орбитах ГСО существенное влияние оказывают гравитационные силы Луны и Солнца, а также давление солнечного света. При дальнейшей работе необходимо будет учитывать данные факторы наряду с погрешностями измерений, так как они напрямую будут влиять на точность предварительного определения орбит.

Кроме того, стоит подчеркнуть важность выбора начального приближения для решения задачи предварительного определения орбит по космическим измерениям. Применение метода допустимых областей позволяет не только автоматизировать выбор начального приближения, но и существенно сузить круг потенциальных решений. Следует отметить, что получаемые измерения при известной конфигурации космической системы мониторинга будут изменяться в соответствии с разными закономерностями для разных классов определяемых орбит. Следовательно, имеет смысл проводить дополнительные исследования в этом направлении, для того чтобы систематизировать возможные ограничения с целью определить начальные приближения значений получаемых измерений для конкретной конфигурации космической системы мониторинга.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *ESA's Annual Space Environment Report*. ESA Space Debris Office, 2024.
- [2] Вениаминов С.С. *Космический мусор. Техногенное засорение космоса и его последствия*. 3-е изд., испр. и доп. Москва, ИКИ РАН, 2023, 204 с.
- [3] Беляев А.А., Корянов В.В. К вопросам определения параметров орбитальной структуры космической системы мониторинга техногенных космических объектов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 12. EDN BIRFDZ
- [4] Tommei G., Milani A., Rossi A. Orbit determination of space debris: admissible regions. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2007, vol. 97, pp. 289–304.
- [5] Belyaev A.A., Koryanov V.V., Anastasiya G.G. An approach for satellite constellation design for space object observation. In: *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*. International Astronautical Federation (IAF), 2024, pp. 610–613.
- [6] DeMars K.J., Jah M.K. Probabilistic initial orbit determination using gaussian mixture models. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, vol. 36, no. 5, pp. 1324–1335.

- [7] DeMars K.J., Jah M.K., Schumacher P.W. Initial orbit determination using short-arc angle and angle rate data. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, vol. 48, no. 3, pp. 2628–2637.
- [8] Шефер В.А. Метод определения первоначальной орбиты по трем и более наблюдениям на короткой дуге. *Известия высших учебных заведений. Физика*, 2010, № 8/2, с. 68–76
- [9] Huang J. et al. Short-arc association and orbit determination for new geo objects with space-based optical surveillance. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 10, pp. 298.
- [10] Milani A., Gronchi G. *Theory of orbit determination*. Cambridge University Press, 2010.
- [11] Marquardt D.W. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters. *Journal of the society for Industrial and Applied Mathematics*, 1963, vol. 11, no. 2, pp. 431–441.

Статья поступила в редакцию 14.03.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Беляев А.А., Корянов В.В. Анализ возможности определения орбит космического мусора по оптическим измерениям космической системы мониторинга околоземного космического пространства. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 3. EDN PRIKDS

Беляев Андрей Алексеевич — заведующий лабораторией «Управление полетом космических, летательных и спускаемых аппаратов» Передовой инженерной школы МГТУ им. Н.Э. Баумана, ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: belyaevaa@bmstu.ru

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана, руководитель образовательной программы Передовой инженерной школы МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Analysis of the space debris orbit determination possibility from optical measurements of the space system near-Earth space monitoring

© A.A. Belyaev, V.V. Koryanov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper presents a variant of the solution to the problem of preliminary orbit determination of space debris object from optical measurements obtained by a constellation of near-Earth space monitoring spacecraft. The solution of the problem is based on the application of the least squares method in combination with the approach of admissible regions for the choice of the initial approximation. As an example, the solutions and accuracy estimates of the solution to the problem of preliminary orbit determination for three different types of orbits are given. The obtained results show the feasibility of the solution to the problem of space debris orbit determination by space measurements.

Keywords: *monitoring, space debris, preliminary orbit determination, initial approximation selection, spacecraft constellation*

REFERENCES

- [1] *ESA's Annual Space Environment Report*. ESA Space Debris Office, 2024.
- [2] Veniaminov S.S. *Space Debris. Technogenic Contamination of Space and its Consequences*. 3rd ed. Moscow, IKI RAS, 2023, 204 ps.
- [3] Belyaev A.A., Koryanov V.V. K voprosam opredeleniya parametrov orbitalnoy struktury kosmicheskoy sistemy monitoringa tekhnogennykh kosmicheskikh obyektov. [To the problems of orbital structure parameter design of the space system for monitoring space objects]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 12. EDN BIRFDZ
- [4] Tommei G., Milani A., Rossi A. Orbit determination of space debris: admissible regions. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2007, vol. 97, pp. 289–304.
- [5] Belyaev A.A., Koryanov V.V., Anastasiya G.G. An approach for satellite constellation design for space object observation. *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*. International Astronautical Federation (IAF), 2024, pp. 610–613.
- [6] DeMars K.J., Jah M.K. Probabilistic initial orbit determination using gaussian mixture models. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, vol. 36, no. 5, pp. 1324–1335.
- [7] DeMars K.J., Jah M.K., Schumacher P.W. Initial orbit determination using short-arc angle and angle rate data. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, vol. 48, no. 3, pp. 2628–2637.
- [8] Schefer V.A. Шеффер В.А. Метод определения первоначальной орбиты по трем и более наблюдениям на короткой дуге [A method of initial orbit determination from three or more observations on a short arc]. *Izvestiya vuzov. Fizika*, 2010, vol. 53, no. 8/2, pp. 68–76
- [9] Huang J. et al. Short-arc association and orbit determination for new geo objects with space-based optical surveillance. *Aerospace*, 2021, vol. 8, no. 10, pp. 298.
- [10] Milani A., Gronchi G. *Theory of orbit determination*. Cambridge University Press, 2010.

- [11] Marquardt D.W. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters. *Journal of the society for Industrial and Applied Mathematics*, 1963, vol. 11, no. 2, pp. 431–441.

Belyaev A.A., Head of the Laboratory of Space, Aircraft and Descent Vehicles Flight Control, Advanced Engineering School, Bauman Moscow State Technical University; Assistant, Department of Rockets and Spacecraft Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: belyaevaa@bmstu.ru

Koryanov V.V., Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of the Department of Rockets and Spacecraft Flight Dynamics and Control, Bauman Moscow State Technical University; Head of the Educational Programme, Advanced Engineering School, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru