

К вопросам определения параметров орбитальной структуры космической системы мониторинга техногенных космических объектов

© А.А. Беляев, В.В. Корянов

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

Представлен вариант решения задачи по определению параметров орбитальной структуры космической системы мониторинга техногенных космических объектов. Предложенный подход основан на оценке таких показателей эффективности мониторинга техногенных космических объектов, как глобальность мониторинга и частота наблюдения одного и того же объекта. Оценка этих показателей данной космической системы необходима для выбора наиболее предпочтительной с точки зрения эффективности мониторинга орбитальной структуры системы. Приведены результаты расчета оценок показателей эффективности при варьировании таких параметров баллистического построения, как высота орбиты, направление визирования оптических средств, количество космических аппаратов мониторинга.

Ключевые слова: мониторинг, космический мусор, космическая система мониторинга, солнечно-синхронные орбиты

Введение. Предотвращение техногенного засорения околоземного космического пространства (ОКП) является одной из важнейших задач современной космонавтики. Согласно общепринятому представлению, космическим мусором называют неуправляемые околоземные космические объекты, образовавшиеся в результате деятельности человека в космосе. Неуправляемые техногенные космические объекты (ТКО), известные также как космический мусор, представляют угрозу функционирующим космическим аппаратам (КА), в том числе и пилотируемым [1–3].

Техногенное засорение околоземного космического пространства заключается в постоянно растущем количестве ТКО разных размеров. Уже каталогизировано примерно 30 тыс. объектов величиной более 10 см, а количество объектов около 1 см по разным оценкам достигает порядка 1 млн, согласно данным Европейского космического агентства об обстановке в ОКП в части космического мусора [3]. Возрастающее количество ТКО приводит к необходимости знать точную глобальную достоверную информацию об этих объектах и их орбитах.

В настоящее время используются такие средства мониторинга ТКО в ОКП, как радиолокационные станции (РЛС) и оптико-электронные станции (ОЭС) наземного расположения. Однако эти средства мониторинга имеют ограничения, обусловленные особенностями функционирования и окружающей средой, в частности, земной атмосферой.

Вследствие возрастающего количества ТКО в ОКП размером около 1 см данные факторы не позволяют отслеживать и каталогизировать такие объекты [2].

В этой связи вызывают интерес космические средства мониторинга, в частности, ОЭС космического базирования. К настоящему времени уже имеется опыт реализации подобных проектов [4–8], полученные в ходе их выполнения результаты и опыт свидетельствуют о целесообразности развития и создания космических систем мониторинга ТКО. Так, в работах [9–11] приведены различные концепции космических систем мониторинга ТКО в ОКП.

Для решения задачи определения параметров орбитальной структуры космической системы мониторинга ТКО в ОКП использовалась концепция орбитальной структуры, представленной на рис. 1. Было принято, что КА мониторинга располагаются в одной плоскости на терминальной солнечно-синхронной орбите (ССО). Направление визирования зафиксировано и постоянно относительно плоскости орбиты функционирования, а значит, ОЭС работают в режиме непрерывного обзора. В этом случае поддержание ориентации КА аналогично поддержанию ориентации для КА дистанционного зондирования Земли, т. е. в надир. В рамках принятой концепции необходимо определить такие параметры космической системы, как высота орбиты, ориентация оси визирования ОЭС, количество КА и их относительное расположение на орбите. Данные параметры в первом приближении помогают представить проектный облик космической системы мониторинга ТКО в ОКП, и, очевидно, они должны обеспечивать «эффективность» мониторинга.

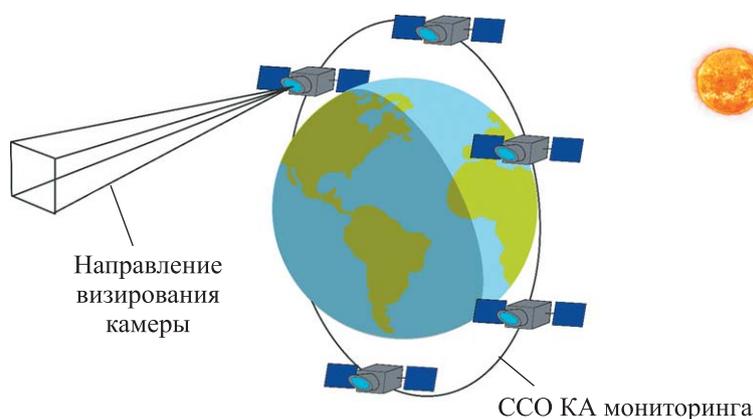


Рис. 1. Рассматриваемая концепция системы мониторинга ТКО в ОКП

Цель настоящей работы — разработка подхода, при котором в первом приближении можно выбирать параметры ССО, направление визирования оптических средств космической системы мониторинга и количества КА для ТКО.

Описание подхода. Рассматриваемый подход позволяет определять параметры орбитального построения в два этапа на основе вычисления значений показателей эффективности мониторинга. На первом этапе оценивается потенциальная глобальность мониторинга и исходя из этого выбираются высота околокруговой ССО, а также ориентация осей визирования оптических средств мониторинга, на втором — частота наблюдений одного и того же ТКО, что напрямую зависит от количества КА мониторинга и их расположения на орбите.

Потенциальная глобальность мониторинга показывает, какое количество ТКО доступно для наблюдения рассматриваемой космической системой. Можно оценить значение потенциальной глобальности, описав пространственную область ОКП, где будут наблюдаться ТКО, т. е. ту область, которую охватывают оптические средства в процессе движения. В рамках приведенной постановки задачи такая область будет ограничиваться двумя соосными усеченными однополостными гиперболоидами вращения, как показано на рис. 2 [12]. Если орбита ТКО пересекает данную область, то потенциально он может считаться наблюдаемым. Под наблюдаемостью понимается факт попадания ТКО в поле зрения бортовых ОЭС.

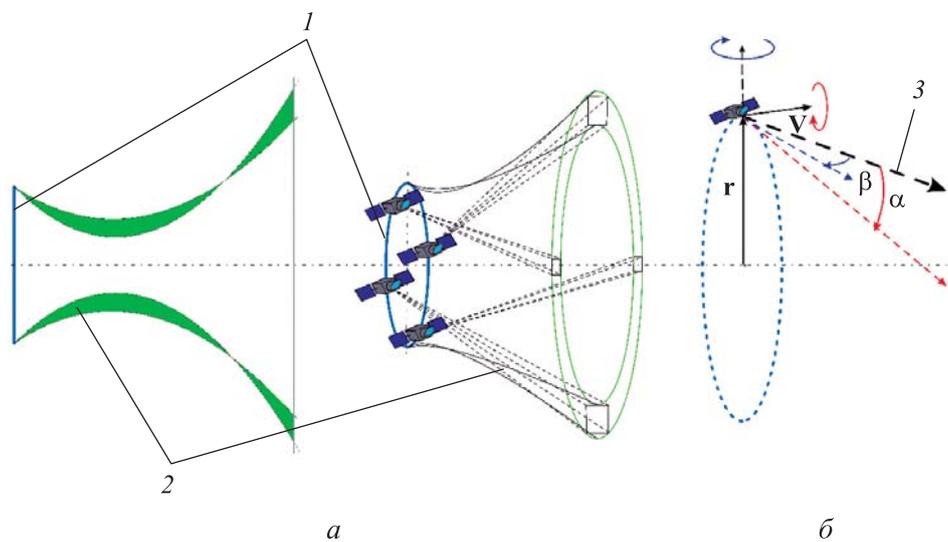


Рис. 2. Геометрическое представление пространственной области, потенциально возможной для наблюдения с КА мониторинга (а) и геометрия определения направления визирования бортовых ОЭС (б):

1 — солнечно-синхронная орбита КА мониторинга; 2 — наблюдаемая область; 3 — направление оси визирования оптических средств; α — угол отклонения оси визирования относительно вектора скорости КА V ; β — угол отклонения оси визирования относительно радиус-вектора КА r

На практике это не всегда позволит получить измерения траекторных параметров, которые в дальнейшем можно будет использовать для определения параметров орбиты ТКО. Однако в первом приближении определение наблюдаемости ТКО бортовыми ОЭС КА мониторинга достаточно для решения проектной задачи.

Начальное положение линии визирования направлено противоположно вектору интеграла площадей от КА. Параметры гиперболоидов зависят от трех указанных ранее параметров — высоты орбиты h , радиуса ССО r и двух углов ориентации оптических средств α и β (см. рис. 2).

Далее, с учетом определенных высоты и параметров ориентации оптических средств оцениваются количество КА мониторинга и их относительное расположение, так как эти факторы будут влиять на частоту проведения наблюдений одного и того же ТКО, а значит, на точность и актуальность параметров его орбиты.

Согласно выбранному подходу, определение количества КА представлено графически на рис. 3. Если известен интервал времени, в течение которого ТКО будет наблюдаемым (зеленая полоса на оси времени t), можно вычислить, в какой части орбиты должен находиться КА для наблюдения этого объекта (синяя полоса). Затем, задав начальное положение КА на орбите, можно проверить, будет ли он пребывать в нужной части орбиты в требуемый промежуток времени (красная полоса). На рисунке изохроны показывают моменты времени начала и конца интервала нахождения ТКО в видимой области для КА мониторинга, т. е. наблюдение ТКО будет только в случаях 1 и 3. Таким образом, исходя из оценки показателя частоты наблюдения одного и того же ТКО, определяются количество КА и их относительное расположение на орбите.

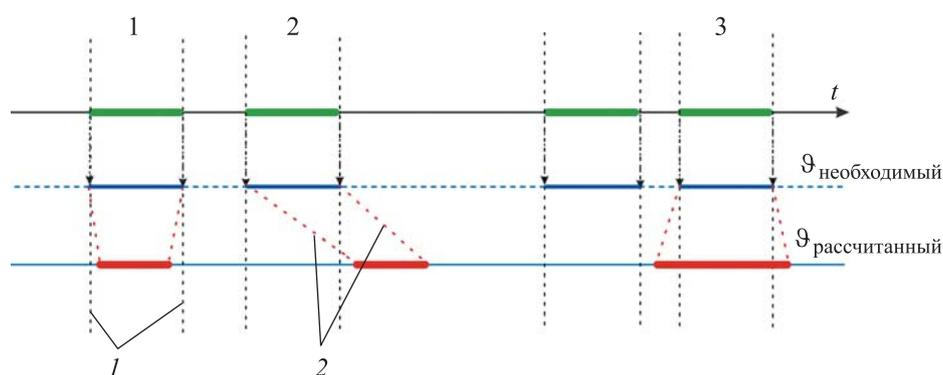


Рис. 3. Схематичное представление подхода к определению частоты наблюдений во времени t одного и того же ТКО:

1 — изохроны; 2 — линии одинаковых значений угла ϑ истинной аномалии КА мониторинга

При изложенном подходе предполагается использование модели движения КА и ТКО с учетом сжатия Земли J_2 . Кроме того, учитываются изменение ориентации тени Земли относительно плоскости экватора, а также ее влияние на оцениваемые показатели, поскольку очевидно, что ввиду особенностей функционирования оптических средств мониторинга находящийся в тени Земли ТКО будет ненаблюдаемым. Границы пересечения орбиты и области тени определяются по методике, описанной в [13].

Применение данного подхода позволяет рассматривать разные высоты ССО космической системы, направления визирования, а также учитывать различное количество КА мониторинга и их относительное расположение, для того чтобы оперативно получать оценки потенциальных показателей эффективности, не учитывая временные ограничения на функционирование космической системы и не проводя моделирования процесса мониторинга такой системы в ограниченном интервале времени, для чего потребуются существенные вычислительные затраты.

Результаты определения параметров орбитальной структуры. С применением изложенного подхода был проведен предварительный анализ возможной орбитальной структуры космической системы мониторинга ТКО в ОКП. Для анализа были выбраны 750 ТКО в ОКП в низкой околоземной области с высотами орбит до 2000 км. Распределение параметров орбит ТКО представлено на рис. 4.

Согласно принятому подходу, сначала определяются высота ССО и направление визирования бортовых оптических средств мониторинга. На рис. 5 представлены оценки показателя глобальности $N_{ТКО}$ (%) от общего количества рассматриваемых ТКО при варьировании: высоты ССО в диапазоне 750...850 км, угла α в интервале от -10° до -25° , угла β — от 0 до 90° (изменение угла β в сторону положительных значений свидетельствует о том, что оптические средства будут ориентированы по движению КА мониторинга). Угловое поле зрения составляет 2 квадратных градуса.

Такие границы при варьировании обусловлены следующими соображениями. После проведения измерений орбиты ТКО бортовыми ОЭС необходимо предварительно определить параметры орбит данного ТКО. Получаемая точность этих параметров будет зависеть как от характеристик бортовых ОЭС, условий проведения измерений и математической обработки измерений, так и от точности знания положения КА мониторинга в моменты проведения измерений. Опыт эксплуатации космических систем дистанционного зондирования Земли показывает, что с точки зрения точности определения орбит КА целесообразно рассматривать кратные орбиты [14], т. е. такие орбиты, трасса которых в проекции на поверхность Земли замыкается, тем самым упрощая процесс определения орбит КА мониторинга.

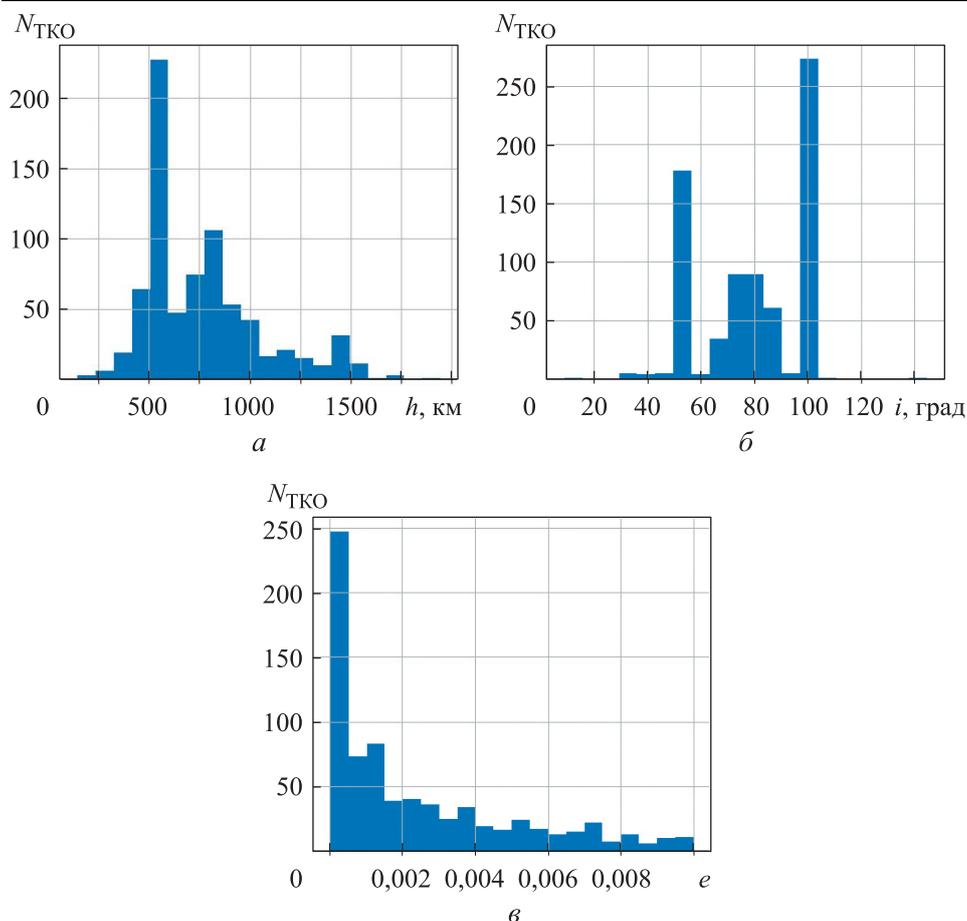


Рис. 4. Распределение высоты h (а), наклона i (б), эксцентриситета e (в) выбранных орбит ТКО при количестве объектов N_{TKO}

На рис. 5 представлена динамика изменения потенциального количества N_{TKO} (в %) наблюдаемых ТКО КС мониторинга для кратных ССО при варьировании направления оси визирования ОЭС высоты ССО.

Границы в диапазоне 750...850 км обусловлены тем, что при высотах меньше 750 км атмосфера Земли оказывает существенное влияние на параметры орбит КА мониторинга. В этом случае потребуются затраты топлива для поддержания необходимой высоты ССО. При высотах более 850 км, согласно исследованиям [8, 15], оптико-электронная аппаратура КА будет существенно деградировать, что приведет к ухудшению точности проводимых измерений орбит ТКО.

Изменение угла α будет влиять на направление визирования бортовых ОЭС относительно Земли. При $\alpha = 0$ оно станет ортогонально радиусу-вектору КА. При переходе данного угла к отрицательным значениям ось визирования будет направляться к Земле.

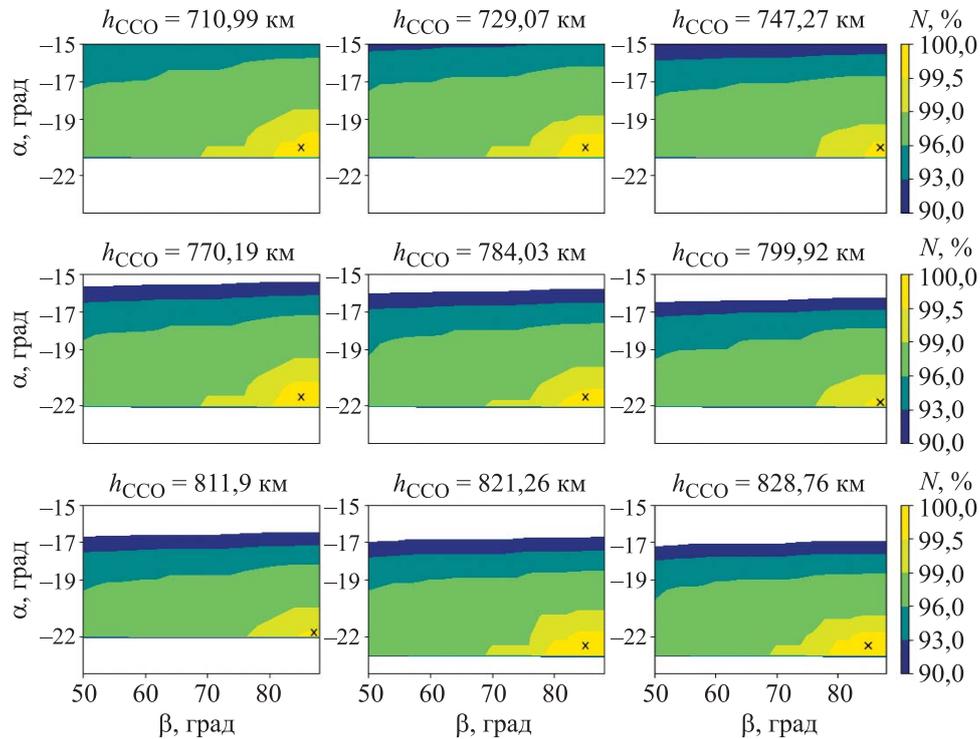


Рис. 5. Динамика изменения потенциального количества N , %, наблюдаемых ТКО КС мониторинга для кратных ССО при варьировании направления оси визирования ОЭС по углам α и β разных высот ССО h_{CCO}

Представленные на рис. 5 результаты получены для угла наклона тени ϵ к плоскости экватора Земли ($\epsilon = i_{CCO} - 90^\circ$), как показано в работе [12]. В данном случае показатель глобальности будет минимальным по сравнению с показателями при других углах наклона.

Результаты, продемонстрированные на рис. 5, свидетельствуют о том, что достичь почти 100%-ного показателя глобальности можно за счет направления визирования бортовых ОЭС для каждой из рассматриваемых высот h_{CCO} . Это реализуемо при стремлении угла β к 90° . Для каждой высоты h_{CCO} можно выделить соответствующие варианты ориентации бортовых ОЭС (табл. 1).

Таблица 1

Наиболее оптимальные варианты с точки зрения потенциальной глобальности N соотношения высоты КА мониторинга h_{CCO} и ориентации бортовых оптических средств

Вариант	h_{CCO} , км	α , град	β , град
1	710,99	-20,5	85
2	729,07	-20,5	85
3	747,27	-20,5	87

Вариант	$h_{\text{ССО}}$, км	α , град	β , град
4	770,19	-21,5	85
5	784,03	-21,5	85
6	799,92	-21,8	87
7	811,9	-21,8	87
8	821,26	-22,5	85
9	828,76	-22,5	85

Результаты оценки частоты наблюдения одного и того же ТКО через интервалы ненаблюдаемости Δt для различного числа КА мониторинга приведены на рис. 6. Высота ССО $h_{\text{ССО}}$ и параметры ориентации α и β соответствуют варианту 5 из определенных ранее (см. табл. 1).

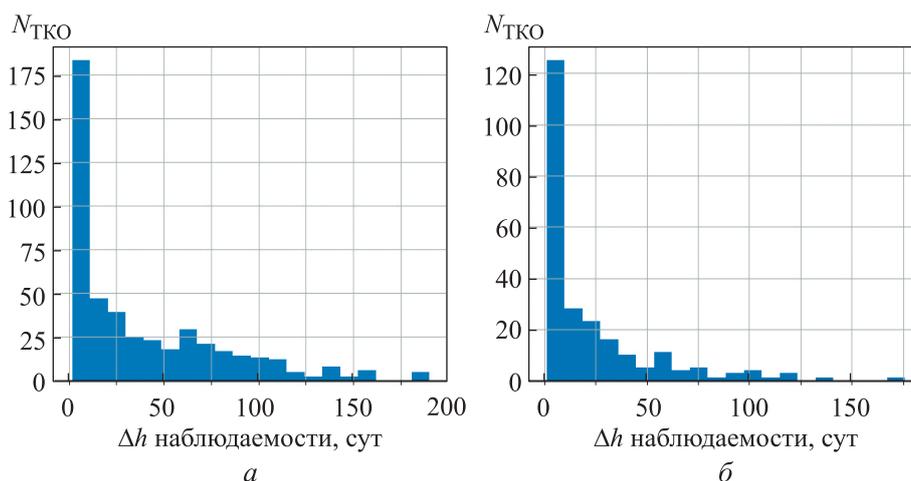


Рис. 6. Распределение интервалов времени Δt ненаблюдаемости, когда потенциально невозможно провести наблюдение рассматриваемых ТКО, в зависимости от количества КА мониторинга $N_{\text{КА}}$ при следующих значениях:

a — $N_{\text{КА}} = 6$, $h_{\text{ССО}} = 784,03$ км, суммарное $N_{\text{ТКО}} = 469$; b — $N_{\text{КА}} = 12$, $h_{\text{ССО}} = 784,03$ км, суммарное $N_{\text{ТКО}} = 241$

Представленные на рис. 6 гистограммы были получены при одинаковых вариантах орбитальной конфигурации системы мониторинга, за исключением количества КА мониторинга — 6 (рис. 6, *a*) и 12 (рис. 6, *b*) КА. Космические аппараты располагались по орбите на равном угловом удалении друг от друга. Определялись интервалы времени между двумя последовательными наблюдениями одного и того же ТКО. По каждому ТКО из исходной выборки были получены соответствующие результаты, объединенные на гистограммах (см. рис. 6).

По вертикальной оси показано количество ТКО, а по горизонтальной оси — наибольшие интервалы ненаблюдаемости для тех ТКО, для которых хотя бы один интервал между наблюдениями превышает одни сутки. Следует отметить, что наибольший интервал ненаблюдаемости составляет примерно полгода для некоторых ТКО независимо от количества КА мониторинга $N_{КА}$. Тем не менее с увеличением числа КА мониторинга с 6 до 12 количество ТКО, которые не наблюдаются больше одних суток (суммарное $N_{ТКО}$), сократилось почти в 2 раза — с 469 единиц до 241, а по отношению ко всему количеству рассматриваемых ТКО — с 62,5 % до 32,1 %.

Стоит также оценить влияние орбитальной конфигурации на частоту наблюдения одного и того же ТКО, полученную через интервалы ненаблюдаемости (Δt ненаблюдаемости). Результаты такой оценки приведены на рис. 7.

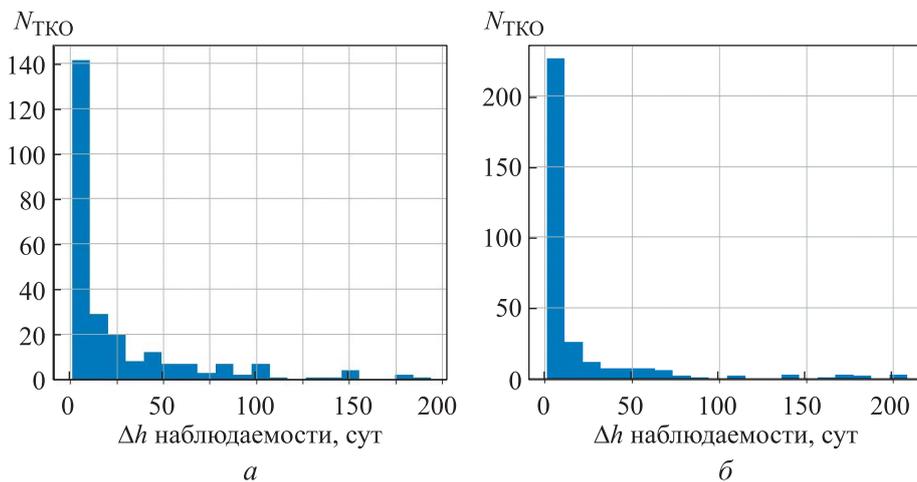


Рис. 7. Распределение интервалов ненаблюдаемости в зависимости от орбитальной конфигурации (варианты 1 и 3 в табл. 1):

a — $N_{КА} = 12$, $h_{ССО} = 710,99$ км, суммарное $N_{ТКО} = 253$; b — $N_{КА} = 12$, $h_{ССО} = 828,76$ км, суммарное $N_{ТКО} = 308$

Гистограммы, представленные на рис. 7, были получены при разных конфигурациях высоты ССО и направления визирования, приведенных в табл. 1. Однако число КА мониторинга $N_{КА}$ в обоих случаях составляло 12 единиц. На основании данных гистограмм на рис. 6 и 7 сформирована следующая сравнительная таблица (табл. 2).

По данным, приведенным в табл. 2, сложно судить о явном влиянии орбитальной конфигурации на оценку интервалов ненаблюдаемости. Для того чтобы сделать однозначный вывод, требуется получить большее количество результатов для разных орбитальных конфигураций и числа КА мониторинга.

Наибольшие интервалы Δt_{\max} ненаблюдаемости для разных высот ССО $h_{\text{ССО}}$ КА мониторинга и суммарное количество ТКО, которые наблюдаются реже одного раза в сутки, $N_{\text{ТКО}}$ суммарное

$h_{\text{ССО}}$, км	Суммарное $N_{\text{ТКО}}$	Δt_{\max} ненаблюдаемости, сут
710,99	253	~190
784,03	241	~175
828,76	308	~200

Следует отметить, что не обсуждалось проведение измерений траекторных параметров ТКО, хотя на этапе функционирования именно это считается основной задачей рассматриваемой космической системы мониторинга. В связи с этим и возникает необходимость выполнить оценку видимых звездных величин ТКО при их наблюдении бортовыми ОЭС КА мониторинга, которая позволит сформировать требования к бортовым ОЭС в отношении проникающей способности или выявить ограничения размеров наблюдаемых ТКО при рассмотрении уже имеющихся ОЭС, использующихся при решении поставленной задачи. На рис. 8 приведено распределение звездных величин при каждом наблюдении ТКО и при различной высоте ССО системы мониторинга. Оценка звездной величины проводилась с помощью алгоритма, описанного в работе [16]. Принималось также, что все ТКО имели размер 5 см.

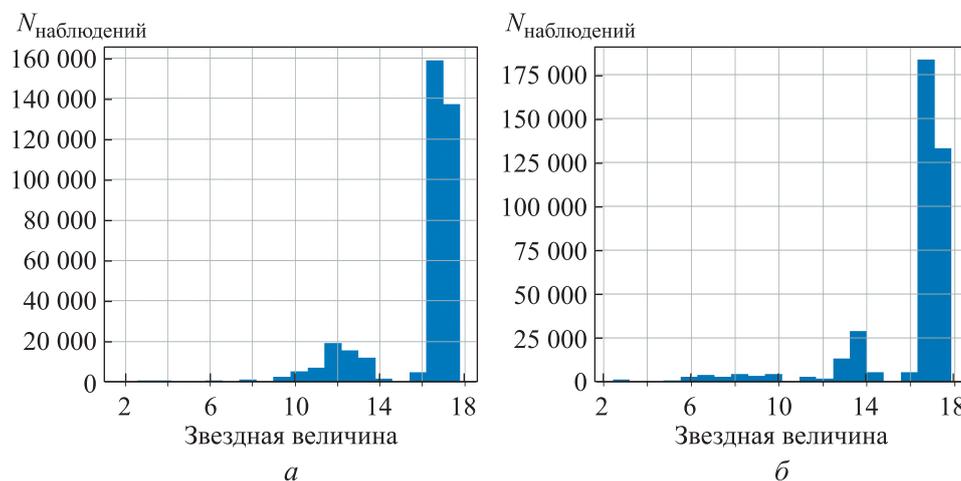


Рис. 8. Распределение звездных величин наблюдаемых ТКО при $h_{\text{ССО}} = 710,99$ км (а) и $h_{\text{ССО}} = 828,76$ км (б)

Предельная звездная величина наблюдаемых ТКО составляет около 18 единиц. Видимая звездная величина ТКО помимо его размера зависит от отражательных характеристик объекта (альбедо) и условий

наблюдения. Для объекта размером 5 см звездная величина 18 соответствует альбедо, равном 0,17, что соответствует большинству ТКО. На рис. 8 видно, что большинство ТКО размером 5 см будут видны с 16–18 звездной величиной.

Заключение. Рассмотрен подход к определению параметров техногенных космических объектов в орбитальной структуре космической системы мониторинга в околоземном космическом пространстве оптическими средствами. Основанный на оценке показателей эффективности мониторинга этот подход предназначен для выбора в первом приближении параметров орбитальной структуры на этапе определения проектного облика космической системы мониторинга.

Были получены результаты, позволяющие выявить закономерности, необходимые для проектирования космической системы мониторинга. Так, по оценке показателя потенциальной глобальности мониторинга космической системы можно судить о том, что удастся достичь значения данного показателя, близкого к 100 %, путем выбора направления визирования бортовых ОЭС для каждой из рассматриваемых высот ССО. Оценка частоты наблюдения одного и того же ТКО показала, что необходимы более детальный анализ и большее количество результатов для выявления такой орбитальной конфигурации, которая позволит обеспечить требуемую частоту наблюдения одного и того же ТКО.

В качестве направления дальнейшей работы можно выделить оценку точности определения параметров орбит ТКО по получаемым космической системой измерениям. Представляет интерес также оценка влияния орбитальной конфигурации на точность определения орбит ТКО.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Макаров Ю.Н., ред. *Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором*. Рязань, ЦНИИмаш, 2015, 237 с.
- [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] *ESA's Annual Space Environment Report*. ESA Space Debris Office, 2024.
- [4] Maskell P., Oram L. Sapphire: Canada's answer to space-based surveillance of orbital objects. In: *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Conference*, 2008.
- [5] Uetzmann J., Wagner A. *SBSS Demonstrator: A Space-Based Telescope for Space Surveillance and Tracking*. International Astronautical Federation, Paris, France, 2015.
- [6] Olmedo E., Sánchez-Ortiz N., Ramos-Lerate M. *Orbits and pointing strategies for space-based telescopes into a European space surveillance system*. European Space Agency, (Special Publication) ESA SP, 2009.
- [7] Scott R. *Key findings from the NEOSSat space-based SSA microsatellite mission*. Defence Research and Development Canada, 2018.

- [8] Stokes G. et al. The space-based visible program. In: *Space 2000 Conference and Exposition*, 2000, p. 5334.
- [9] Takano A.T., Marchand B.G. Optimal constellation design for space-based situational awareness applications. *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, 2011, vol. 142, pp. 2011–543.
- [10] Li Z., Wang Y., Zheng W. Space-Based Optical Observations on Space Debris via Multipoint of View. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, vol. 2020, no. 1, p. 8328405.
- [11] Biria A.D., Marchand B.G. Constellation design for space-based space situational awareness applications: an analytical approach. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51, no. 2, pp. 545–562.
- [12] Belyaev A.A. et al. Methodology for assessing the globality of anthropogenic space objects monitoring by space-based facilities. In: *XLVII ACADEMIC SPACE CONFERENCE 2023*, 2023, pp. 294–296.
- [13] Zubko V., Belyaev A. A simplified analytical approach for determining eclipses of satellites occulted by a celestial body. *Acta Astronautica*, 2024, vol. 220, pp. 374–391.
- [14] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников ДЗЗ. Лекции и упражнения*. Москва, Радио и связь, 2004.
- [15] Бессонов Р.В. и др. Воздействие радиации космического пространства на функционирование приборов БОКЗ при их длительной эксплуатации. *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*, 2019, т. 16, № 5, с. 85–96.
- [16] Hejduk M.D. Specular and diffuse components in spherical satellite photometric modeling. In: *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, 2011, pp. 1–11.

Статья поступила в редакцию 20.11.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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

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: belyaeva@bilstu.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@bilstu.ru

On the problems of identifying the orbital structure parameters of a space system for monitoring the space technogenic objects

© A.A. Belyaev, V.V. Koryanov

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

The paper proposes an approach to identifying the orbital structure parameters of a space system for monitoring the space technogenic objects, which is based on assessing the performance indicators in monitoring such objects. It considers the monitoring globality and the periodicity of observing the same object as the performance indicators. Assessment of the monitoring performance indicators for such space system is required in selecting the most preferable system orbital structure in terms of the monitoring efficiency. The paper provides results of assessing the performance indicators when varying such ballistic formation parameters.

Keywords: *monitoring, space debris, space-based monitoring system, sun-synchronous orbits*

REFERENCES

- [1] Aleshin V.I. et al. *Monitoring tekhnogennogo zasoreniya okolozemnogo prostranstva i preduprezhdenie ob opasnykh situatsiyakh, sozdavaemykh kosmicheskim musorom* [Monitoring technogenic debris in the near-Earth space and warning on dangerous situations created by the space debris]. Ryazan, TsNIImash Publ., 2015, 237 p.
- [2] Veniaminov S.S. *Kosmicheskii musor. Tekhnogennoe zasorenie kosmosa i ego posledstviya* [Space debris. Technogenic contamination of space and its consequences]. 3rd ed., rev. and exp. Moscow, IKI RAN Publ., 2022, 204 p.
- [3] *ESA's Annual Space Environment Report*. ESA Space Debris Office, 2024.
- [4] Maskell P., Oram L. Sapphire: Canada's answer to space-based surveillance of orbital objects. In: *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Conference*, 2008.
- [5] Utzmann J., Wagner A. *SBSS Demonstrator: A Space-Based Telescope for Space Surveillance and Tracking*. International Astronautical Federation, Paris, France, 2015.
- [6] Olmedo E., Sánchez-Ortiz N., Ramos-Lerate M. *Orbits and pointing strategies for space based telescopes into a European space surveillance system*. European Space Agency, (Special Publication) ESA SP, 2009.
- [7] Scott R. *Key findings from the NEOSSat space-based SSA microsatellite mission*. Defence Research and Development Canada, 2018.
- [8] Stokes G. et al. The space-based visible program. In: *Space 2000 Conference and Exposition*, 2000, p. 5334.
- [9] Takano A.T., Marchand B.G. Optimal constellation design for space based situational awareness applications. In: *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, 2011, vol. 142, pp. 2011–543.
- [10] Li Z., Wang Y., Zheng W. Space-based optical observations on space debris via multipoint of view. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, vol. 2020, no. 1, p. 8328405.
- [11] Biria A.D., Marchand B.G. Constellation design for space-based space situational awareness applications: an analytical approach. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, vol. 51, no. 2, pp. 545–562.

- [12] Belyaev A.A. et al. Methodology for assessing the globality of anthropogenic space objects monitoring by space-based facilities. In: *XLVII Academic Space Conference 2023*, 2023, pp. 294–296.
- [13] Zubko V., Belyaev A. A simplified analytical approach for determining eclipses of satellites occulted by a celestial body. *Acta Astronautica*, 2024, vol. 220, pp. 374–391.
- [14] Chernov A.A., Chernyavskiy G.M. *Orbity sputnikov DZZ. Lektsii i uprazhneniya* [Orbits of the Earth remote sensing satellites. Lectures and exercises]. Moscow, Radio i Svyaz Publ., 2004.
- [15] Bessonov R.V. et al. Vozdeystvie radiatsii kosmicheskogo prostranstva na funkcionirovanie priborov BOKZ pri ikh dlitelnoy ekspluatatsii [The effect of outer space radiation on the operation of BOKZ devices during their long-term operation]. *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa — Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space*, 2019, vol. 16, no. 5, pp. 85–96.
- [16] Hejduk M.D. Specular and diffuse components in spherical satellite photometric modeling. In: *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, 2011, pp. 1–11.

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.), Associate Professor, 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