

УДК 520.6.07, 004.02, 629.78

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОЙ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ МОНИТОРИНГА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОБЛАСТИ ГСО

Агапов В. М., Ёлкин К. С., Емельянов В. А., Меркушев Ю. К.,  
Рамалданов Р. П., Усовик И. В.

DETERMINATION OF RATIONAL ORBIT OF SMALL SPACECRAFT, DESIGNED  
FOR MONITORING OF SPACE DEBRIS OBJECTS IN GEO REGION

Agapov V. M., Emel'yanov V. A., Elkin K. S., Merkushev Yu. K., Ramaldanov R. P.,  
Usovik I. V.

Central Research Institute of Machine Building (TsNIIMash), Korolev, Moscow Oblast, 141070, Russia  
e-mail: vaem45@tsniimash.ru

*Abstract.* Despite the fact that a large number of space debris objects (SDOs) have been detected and registered from Earth by terrestrial telescopes, there is an area where their use is problematic or impossible due to the time of day or the rotation period of the SDO. This area should be controlled with the help of space telescopes (ST).

The article deals with the problem of detecting fragments of space debris in near-earth space, populating the vicinity of the geostationary orbit. The determination of rational effectiveness parameters of the orbital formation design of a small spacecraft for observing SDOs will allow for selection of formations with high effectiveness parameters for solving the chosen problem. As parameters of effectiveness, a dimensional interval of positional measurements of geosynchronous SDOs, the time between consecutive observation sessions of SDOs, and the minimum size of a previously unknown SDO detection were chosen.

Simulation modeling of the detection and orbit determination processes of previously unknown SDOs provides effectiveness parameters calculation for various variants of small-scale spacecraft orbital construction. Calculating the proposed parameters of the target effectiveness for various orbital formations makes it possible in the future to compare the obtained scientific result with other proposals for solving the problem of detecting geosynchronous SDOs productively.

We have obtained high effectiveness parameters with one small spacecraft on circular equatorial orbits with altitudes of 13899 or 23623 km with the proposed method of surveying the celestial sphere.

*Keywords:* space debris, optimal orbit, geostationary orbit, spacecraft, radiance, target effectiveness, simulation modeling.

Несмотря на то, что большое число объектов космического мусора (ОКМ) обнаружено и каталогизировано с Земли наземными телескопами (НТ) [1, 2], существует область, где применение НТ затруднено или невозмож-

но в связи со временем суток или периодом обращения ОКМ. В тех случаях, когда космический мусор может угрожать размещённым в околоземном пространстве ресурсам, необходим более оперативный подход к его

---

Агапов Владимир Михайлович, канд. техн. наук, главный конструктор Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш); e-mail: agapovvm@tsniimash.ru.

Ёлкин Константин Сергеевич, канд. техн. наук, исполняющий обязанности начальника отделения Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш); e-mail: yolkins@tsniimash.ru.

Емельянов Владимир Алексеевич, д-р техн. наук, профессор, начальник сектора Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш); e-mail: vaem45@tsniimash.ru.

Меркушев Юрий Константинович, ведущий инженер Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш); e-mail: merkushevyk@tsniimash.ru.

Рамалданов Роман Петрович, аспирант, инженер 1 категории Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш); e-mail: ramaldanovrp@tsniimash.ru.

Усовик Игорь Вячеславович, канд. техн. наук, исполняющий обязанности начальника отдела Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИмаш); e-mail: usovikiv@tsniimash.ru.

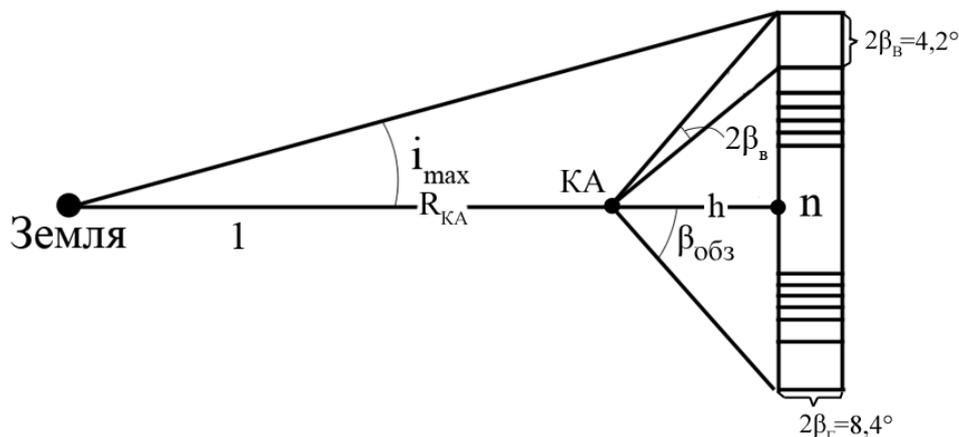


Рис. 1. Полоса обзора ОЭ камеры КА КП вблизи ГСО создаваемая её мгновенным полем зрения, перенацеливаемым в направлении, перпендикулярном вектору орбитальной скорости КА, находящемуся в плоскости ГСО;

Обозначения: 1 — след плоскости ГСО;  $2\beta_B$  и  $2\beta_G$  — вертикальная и горизонтальная ширины мгновенного поля зрения;  $n$  — количество положений перенацеливаемого мгновенного поля зрения в направлении, перпендикулярном вектору орбитальной скорости МКА и плоскости ГСО, равное  $\frac{\beta_{\text{обз}}}{\beta_B}$ ,  $R_З$  — радиус Земли

обнаружению, эта задача может решаться с помощью космических аппаратов (КА) наблюдения [3].

В настоящее время отечественными и зарубежными организациями предлагаются разные варианты использования малых КА для решения задачи космического мусора. Целесообразно выработать единые показатели эффективности таких систем обнаружения ОКМ для последующего рационального сравнения и отбора рациональных решений. В качестве параметров эффективности были выбраны мерный интервал позиционных измерений ОКМ  $\Delta U$ , время между последовательными сеансами наблюдения  $T_{\text{сн}}$  геосинхронных ОКМ и минимальный размер обнаруживаемого ранее неизвестного ОКМ  $d$ .

Для расширения мерного интервала измерений положений малых ранее неизвестных геосинхронных ОКМ потребовалась оптимизация способа космического наблюдения, ранее предложенного организацией ЦНИИмаш в работе [4].

Для контроля геосинхронных ОКМ с ненулевым наклонением ранее предусматривалось вращение мгновенного поля зрения ОЭ камеры КА наблюдения КА вокруг вектора его орбитальной скорости. Оно образует широкую  $\sim \pm 50^\circ$  полосу обзора вдоль ГСО. Чем ближе круговая орбита КА с нулевым наклонением к ГСО, тем меньше размер регистрируемого ОКМ. Однако уменьшается

наклонение  $i_{\text{max}}$  геосинхронного ОКМ, который захватывается сформированной полосой обзора. На рис. 1 показано соотношение между обеспечиваемым наклонением  $i_{\text{max}}$ , углом перенацеливания  $\beta_{\text{обз}}$  и разностью высот  $H_{\text{ГСО}} - H_{\text{КА}}$ .

$$\text{tg } i_{\text{max}} = \frac{(H_{\text{ГСО}} H_{\text{КА}}) \text{tg } \beta_{\text{обз}}}{H_{\text{ГСО}} + R_З} \quad (1)$$

При принятой в [4] высоте малого КА, равной 34 000 км, обеспечивающей размер обнаруживаемого ОКМ  $\sim 10$  см, мерный интервал составлял  $\sim 50^\circ$ . Он был образован двумя синтезированными треками, регистрируемыми, когда ОКМ проходит повторно вблизи восходящего или нисходящего узлов орбиты ОКМ. Он был достаточным для определения параметров орбиты ОКМ с не очень большим наклонением  $\sim 10^\circ$ . Если  $i = 0$ , то время между регистрациями 2-х треков вблизи узла составляло не менее 13 сут. в течение которых поле зрения ОЭ камеры обходит всю орбиту ГСО. Если  $i = 9^\circ$ , то регистрация вторного трека ОКМ происходила через 25 сут. Для увеличения наклонения обнаруживаемого ОКМ до  $25^\circ$  потребовалось расширение мерного интервала и его накопление за меньшее время между регистрациями треков, которое должно быть кратным половине периода  $T_{\text{ГСО}}$ . Для этого соотношение периода обращения КА  $T_{\text{КА}}$  с периодом обращения геосинхронного ОКМ ( $T_{\text{ГСО}} = 1$  сут.) должно

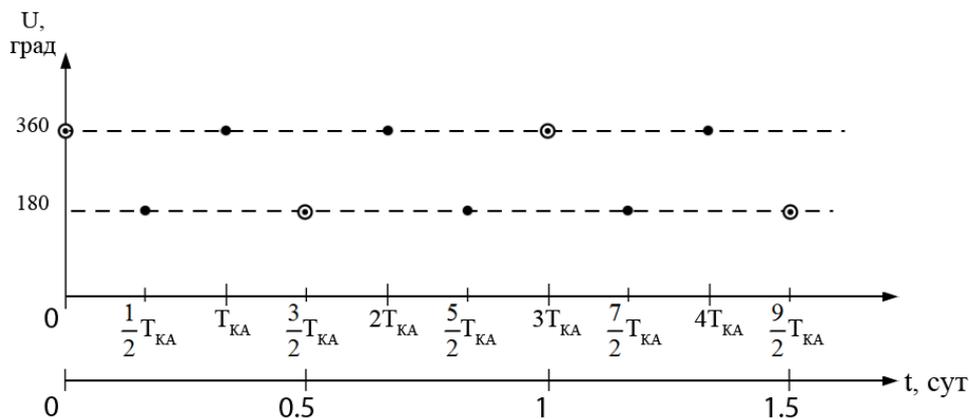


Рис. 2. Изменение от времени  $t$  аргумента широты  $U$  наблюдаемого геосинхронного ОКМ при выполнении условия  $(m + 0,5)T_{ГСО} = (m + 1 + 0,5)T_{КА}$ , обеспечивающего мерный интервал позиционных измерений, проведенных на последовательных соседних витках обращения ОКМ, равный  $\sim 180^\circ$ ;  $m = 0$ ,  $H_{КА} = 13\,899$  км,  $T_{КА} = 0,333$  сут.

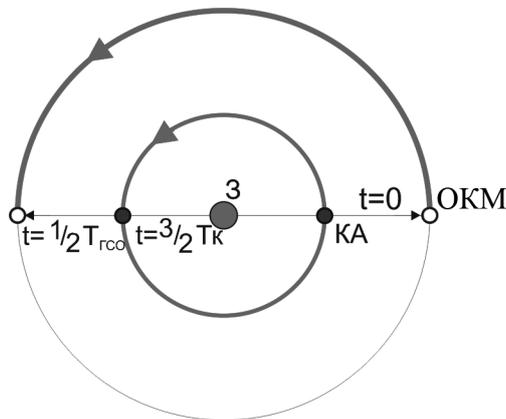


Рис. 3. Положения КА (белые кружки) и геосинхронного ОКМ (черные кружки) в начальный момент времени  $t_0$  и последующие моменты времени, повторяющиеся через каждые 0,5 сут., если  $H_{КА} = 13\,899$  км,  $m = 0$

удовлетворять условию

$$T_{КА}((m + 1) + 0,5) = T_{ГСО}(m + 0,5),$$

где  $m$  — целое число. С увеличением  $m$  возрастают  $T_{КА}$ , высота орбиты КА  $H_{КА}$  и время  $T_{сн}$ . При любом целом  $m$  полоса обзора  $2\beta_B$  ОЭ камеры КА автоматически ориентируется в сторону ГСО во время сеансов наблюдения.

На рис. 2 показано изменение во времени  $t$  аргумента широты  $U$  геосинхронного ОКМ, находящегося на круговой орбите при  $m = 0$ , когда  $H_{КА} = 13\,899$  км,  $T_{КА} = 0,333$  сут.

Точки «●» соответствуют моментам текущего времени  $t$ , когда аргументы широты КА равны  $180^\circ$  или  $360^\circ$  и ОЭ камера ориентирована на ГСО вдоль радиус-вектора на середину полосы обзора ГСО (см. стрелки на

рис. 3). Кружки «○» соответствуют моментам времени  $t$ , когда аргумент широты ОКМ равен  $180^\circ$  или  $360^\circ$ . Точки, соответствующие моментам времени, когда аргументы широты КА и ОКМ одинаковые, обозначены в виде ⊙. В эти моменты поле зрения ОЭ камеры направлено вдоль радиус-вектора КА на ГСО. Захват ОКМ происходит автоматически независимо от величин долгот восходящего и нисходящего узлов геосинхронного ОКМ, при условии, что наклонение орбиты ОКМ  $i$  меньше половины полосы обзора  $i_{max}$ .

На рис. 3 дана иллюстрация положений КА (белые кружки) и геосинхронного ОКМ (ГКМ) (черные кружки). За время  $T_{ГСО}/2$ , отсчитываемое от  $t = 0$  ОКМ проходит полвитка от восходящего до нисходящего узла своей орбиты, накапливая аргумент широты

Таблица 1. Зависимости от  $H$  периодичности сеансов наблюдения  $T_{\text{сн}}$  с мерным интервалом  $\Delta U_{13}$  не менее  $180^\circ$  и обеспечиваемого наклона  $i_{\text{max}}$  орбиты обнаруживаемого геосинхронного ОКМ

$H$ , км	13 899	23 623	27 323	29 293	30 513
$m$	0	1	2	3	4
$T_{\text{сн}}$ , сут.	0,5	1,5	2,5	3,5	4,5
$i_{\text{max}}$ , $^\circ$	52,2	29,0	20,2	15,5	12,6

Таблица 2. Основные реализуемые показатели эффективности обнаружения ОКМ, находящегося на круговой геосинхронной орбите с наклоном  $i = 25^\circ$  при различной высоте  $H_{\text{КА}}$ 

$H_{\text{КА}}$ , км	$L$ , км	$t_\delta$ , с	$\omega_{\text{отн}}$ , $^\circ/\text{с}$	$m_T$ , зв.в.	$d$ , см	$\Delta U_{12}$ , град	$\tau_{\text{ст}}$ , сек	$\Delta U_{13}$ , град	$n_{\text{от}}$	$T_{\text{сн}}$ , сут.
30 513	5 280	0,14	0,014	17,35	10,2	2,4	580	180	80	4,5
29 293	6 500	0,18	0,011	17,05	12,0	2,4	580	180	80	3,5
27 323	8 470	0,22	0,009	17,15	14,9	2,3	550	180	60	2,5
23 623	12 170	0,33	0,006	17,35	19,5	2,3	540	180	40	1,5
13 899	21 900	0,50	0,004	17,55	32,3	1,2	280	180	20	0,5

$D = 0,25$  м;  $f' = 0,31$  м;  $M = 4096$ ;  $N = 2048$ ;  $a_{\text{п}} = 11$  мкм;  $T_3 = 10$  с;  $\beta = 8,4^\circ \times 4,2^\circ$

ты до  $180^\circ$ . За это же время КА пройдет  $3/2$  витка своей орбиты, накапливая аргумент широты до  $540^\circ$  (или  $180^\circ$ ). Через временные интервалы, равные  $3/2T_{\text{КА}}$  (0,5 сут.), радиус-вектор КА ориентируется на восходящий или нисходящий узел орбиты геосинхронного ОКМ. При этом ОКМ находится в полосе обзора ОЭ камеры. В табл. 1 приведены удовлетворяющие условию (1) значения высоты орбиты МКА  $H_{\text{КА}}$  обеспечиваемые ОЭ камерой времена между сеансами наблюдения геосинхронных ОКМ, а также соответствующие максимальные наклоны контролируемых орбит  $i_{\text{max}}$ .

Отметим, что высокая периодичность наблюдения обеспечивается всего лишь одним КА, а не системой. При рассмотренных значениях  $H_{\text{КА}}$  исключается попадание многочисленных больших и малых низкоорбитальных ОКМ в поле зрения ОЭ камеры. Это обстоятельство представляется очень важным при решении задачи обработки получаемой информации. Становится возможным существенное сжатие информации, передаваемой на Землю, за счёт получения на борту разностного сигнала при наличии и в отсутствии в пикселях ФПУ изображения ОКМ.

В качестве основных технических параметров ОЭ камеры принимались: диаметр входного зрачка  $D$  25 см; фокусное расстояние  $f'$  31 см; линейный размер пикселя  $a_{\text{п}}$  11 мкм, вертикальная  $2\beta_{\text{В}}$  и горизонтальная  $2\beta_{\text{Г}}$  ширины мгновенного поля зрения 4,2 и  $8,4^\circ$  соответственно; количество пикселей  $M \times N$  в  $2^y \times$  ПЗС матрицах GSENSE400BSI

2048 $\times$ 4096; угловая полуширина полосы обзора  $60^\circ$ ; времена экспозиции кадров  $T_3$  и времена их перенацеливаний в направлении перпендикулярном плоскости ГСО 5 с; время одностороннего скана этих перенацеливаний 285 с.

В табл. 2 приведены величины основных показателей эффективности обнаружения малых ранее неизвестных геосинхронных ОКМ с наклоном  $25^\circ$  с нулевым эксцентриситетом, рассчитанные при различных допустимых значениях высоты  $H_{\text{КА}}$  круговой орбиты КА с нулевым наклоном.

В табл. 2 применены следующие обозначения:  $\Delta U_{12}$  — изменение аргумента широты геосинхронного ОКМ в треке, синтезированном из коротких треков, пересекающих полосу обзора;  $\Delta U_{13}$  — мерный интервал, соответствующий регистрации двух синтезированных треков в районах восходящего и нисходящего узлов, используемых для определения орбиты ОКМ;  $\omega_{\text{отн}}$  — угловая скорость ОКМ относительно оптической оси ОЭ камеры в системе координат связанной с КА;  $L$  — дальность наблюдения ОКМ;  $t_\delta$  — время накопления сигнала в пикселе;  $d$  — размер ОКМ;  $n_{\text{от}}$  — количество опорных точек в регистрируемой координатно-временной последовательности положений изображения ОКМ;  $m_T$  — проникающая способность бортовой ОЭ камеры;  $\tau_{\text{ст}}$  — длительность одного синтезированного трека.

Мерный интервал включает два изменения аргумента широты  $2\Delta U_{12}$  во время регистрации двух синтезированных треков. Каж-

Таблица 3. Основные реализуемые показатели эффективности при обнаружении ОКМ, находящегося на высокоэллиптической орбите с наклоном  $i = 25^\circ$ ,  $a = 26\,621$  км,  $q = 6871$  км,  $Q = 46\,371$  км,  $e = 0,74$

$H_{КА}$ , км	$L$ , км	$t_\delta$ , с	$\omega_{отн}$ , °/с	$m_T$ , зв.в.	$d$ , см	$\Delta U_{13}$ , град	$T_{сн}$ , сут.
30513	9500	0,17	0,011	17,05	17,3	19	4,0
29293	10500	0,18	0,011	17,05	20,0	26	3
27323	12500	0,20	0,010	17,15	22,5	34	2,2
23623	15800	0,25	0,008	17,25	27,0	30	1,4
13899	22200	0,30	0,007	17,35	36,8	35	0,43

дый из них состоит из нескольких коротких треков. Изменение аргумента широты  $\Delta U_{13}$  ОКМ за время между последовательными сеансами наблюдения  $T_{сн}$ , зависящее от высоты  $H_{КА}$ , составляет  $180^\circ$ . Общий мерный интервал составляет  $180^\circ + 2\Delta U_{12}$ , длительность  $\Delta U_{12}$  для одного синтезированного трека  $\tau_{ст}$  составляет  $\sim 20$  мин. За время  $2\tau_{ст}$  образуется координатно-временная последовательность положений изображений ОКМ, включая большое количество троек пар значений  $x(t_i), z(t_i)$  (координат центра пятна изображения ОКМ на ПЗС матрице), принадлежащих двум синтезированным трекам. Тройки пар (опорных точек) используются для определения параметров орбиты ОКМ и оценки точности этого определения.

### 1. Основные закономерности обнаружения ОКМ находящихся на геосинхронных орбитах с наклоном $i = 25^\circ$

Основными закономерностями обнаружения геосинхронных ОКМ с наклоном  $i = 25^\circ$  являются:

- с увеличением времени пребывания ОКМ в пикселе  $t_\delta$  возрастает проникающая сила ОЭ камеры, что позволяет обнаруживать ОКМ с меньшим блеском [5, 6] (т.е. с большим значением  $m_{бл}$ ).

- с увеличением дальности наблюдения  $L$  происходит пропорциональное увеличение размера обнаруживаемого ОКМ.

- величина дуги  $\Delta U_{12}$  пробега ОКМ через полосу обзора уменьшается с увеличением угловой скорости обращения КА вокруг центра Земли. Общий мерный интервал  $\Delta U_{13}$ , накопленный за время наблюдения ОКМ в районах его восходящего и нисходящего узлов, составляет  $\sim 180^\circ$ .

- с увеличением  $H_{КА}$  уменьшается размер обнаружения до 10 см, но ухудшается (возрас-

тает) время  $T_{сн}$  между сеансами наблюдения ОКМ.

- реализуемая проникающая сила ОЭ камеры  $m_T$ , оцениваемая с учетом величины моделируемой угловой скорости ОКМ, составляет  $\sim 17$  зв.в.

При обнаружении ОКМ на высокоэллиптических орбитах с наклоном  $i = 25^\circ$  сохраняются закономерности, описанные в пунктах 1, 2, 4, 5, соответствующих обнаружению геосинхронных ОКМ.

### 2. Основные закономерности обнаружения ОКМ находящихся на высокоэллиптических орбитах с наклоном $i = 25^\circ$

Основные реализуемые показатели эффективности обнаружения ОКМ с орбитальными параметрами  $a = 26\,621$  км,  $Q = 46\,371$  км,  $q = 6871$  км,  $T_{ОКМ} = 12$  ч., но с  $i = 25^\circ$  приведены в табл. 3.

Можно отметить, что сохраняются закономерности 1, 2, а также погрешности определения вектора состояния ОКМ. Наблюдается увеличение минимального размера обнаруживаемого ОКМ.

На рис. 4 показана доля небесной сферы контролируемой ОЭ камерой КА при одном обороте КА вокруг Земли. Центр контролируемой небесной сферы находится в ОЭ камере КА. Область видимости небесной сферы, накрываемая полосой обзора с угловой шириной  $2\beta_{обз} = 120^\circ$  за один виток обращения КА составляет  $3,57 \cdot 10^4$  кв. град и не зависит от высоты орбиты КА и периода его обращения. С учётом дополнительного ограничения по солнечной засветке ( $\sim 10\%$ ) она уменьшается до  $5,35 \cdot 10^4$  кв.град/сут. На рис. 5 показана орбита ОКМ с  $i = i_{\max}$  захватываемая полосой обзора ОЭ камеры.

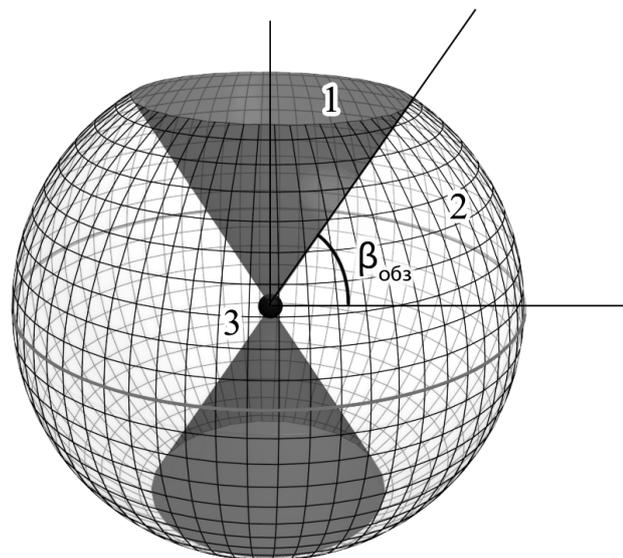


Рис. 4. Угловой размер области КП вокруг КА, обеспечиваемый его орбитальным движением в плоскости ГСО и перенацеливаемым мгновенным полем зрения в направлении, перпендикулярном плоскости ГСО, образующим полосу обзора шириной  $2\beta_{\text{обз}}$ . 1 — область невидимости; 2 — контролируемая область; 3 — КА

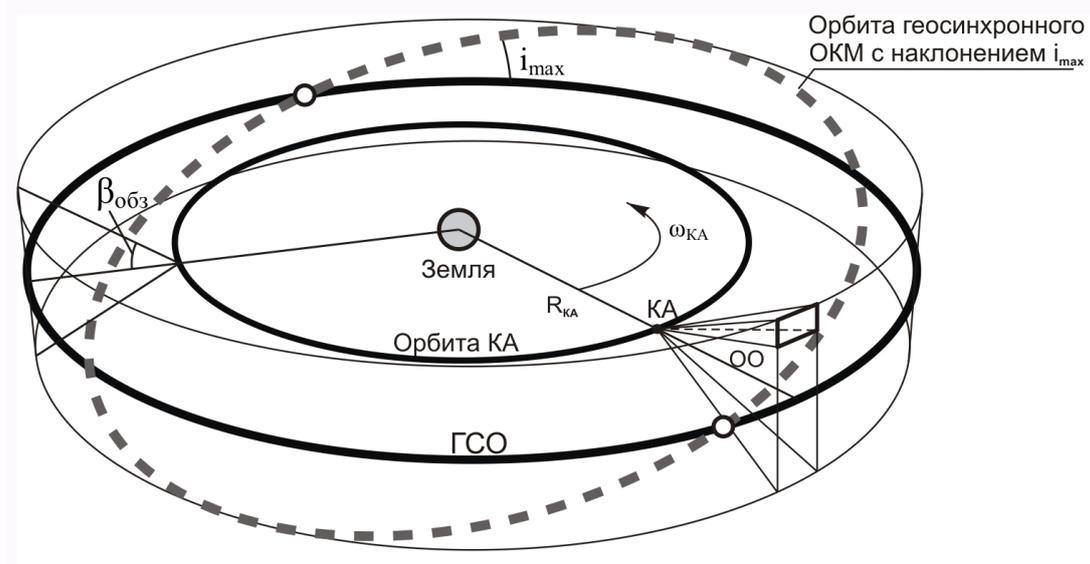


Рис. 5. Орбита геосинхронного ОКМ с наклоном  $i = i_{\text{max}}$  (пунктирная линия), захватываемая полосой обзора ОЭ камеры КА, создаваемой перенацеливанием её оптической оси (ОО)

## Выводы

Имитационным моделированием процессов обнаружения и определения орбит ранее не известных малых объектов космического мусора, находящихся в области геостационарных и высокоэллиптических орбит, обосновано достижение высоких показателей целевой эффективности с помощью одного малого КА на круговых экваториальных орбитах с высотами 13 899 или 23 623 км. Предложенные параметры целевой эффективности для различных вариантов орбитального построения малого КА и способов обзора небесной сферы, позволят в последующем сравнивать полученный научный результат с другими предложениями по решению задачи обнаружения ОКМ на ГСО.

Использование МКА для обнаружения ОКМ в последствии необходимо дополнить средствами для определения физических свойств ФКМ, что позволит решать следующую задачу КМ — удаление крупных ( $\gtrsim 1$  м) ФКМ из области ГСО [7].

## Литература

1. Valley M.T. et al. Small Space Object Imaging: LDRD Final Report // Sandia National Laboratories. 2009. P. 1–33.
2. Bendish J., Hoffman J.P., Libscher R. Detection of space debris by the use of space based optical sensors // ESA SD-01. 1993. P. 91–97.
3. Космический мусор. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора / Под науч. ред. проф. Г.Г. Райкунова. М.: Физматгиз, 2014. 188 с.
4. Емельянов В.А., Ёлкин К.С., Маслов В.В., Меркушев Ю.К. Эффективность контроля малых фрагментов КМ вблизи ГСО с помощью высокоорбитального КА наблюдения // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 5. С. 138–144.
5. Bakut P.A. et al. Statistical synthesis of the optimal algorithm for detecting celestial objects observed in the optical band // J. of Communications Tech. and Electronics. 2009. Vol. 54. No. 8. P. 974–985.
6. Класс Е.В., Поташов С.Ю., Шаховский В.В. Математическая модель оценки проникающей способности оптоэлектронных систем по обнаружению космического мусора, находящегося

на околоземных орбитах // Труды МФТИ. 2010. Т. 2. № 3. С. 182–188.

7. Емельянов В.А., Рамалданов Р.П., Успенский Г.Р. Метод дистанционного определения параметров ФКМ бортовой камерой ИК диапазона // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 5. С. 155–162.

## References

1. Valley M.T. et al. Small Space Object Imaging: LDRD Final Report. *Sandia National Laboratories*, 2009, pp. 1–33.
2. Bendish J., Hoffman J.P., Libscher R. Detection of space debris by the use of space based optical sensors. *ESA SD-01*, 1993, pp. 91–97.
3. Raykunov G.G. (ed.) *Kosmicheskiy musor*. Kn. 2. *Preduprezhdenie obrazovaniya kosmicheskogo musora* [Space debris. Book 2. Prevention of space debris formation]. Moscow, Fizmatgiz Pub., 2014, 188 p. (In Russian)
4. Emel'yanov V.A., Elkin K.S., Maslov V.V., Merkushev Yu.K. *Effektivnost' kontrolya mal'kh fragmentov KM vblizi GSO s pomoshch'yu vysokoorbital'nogo KA nablyudeniya* [Efficiency of controlling small fragments of CM near GSO with the help of a high-orbit observing satellite]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye* [Astronautics and rocket engineering], 2014, no. 5, pp. 138–144. (In Russian)
5. Bakut P.A. et al. Statistical synthesis of the optimal algorithm for detecting celestial objects observed in the optical band. *J. of Communications Tech. and Electronics*, 2009, vol. 54, no. 8, pp. 974–985.
6. Klass E.V., Potashov S.Yu., Shakhovskiy V.V. *Matematicheskaya model' otsenki pronitsayushchey sposobnosti optoelektronnykh sistem po obnaruzheniyu kosmicheskogo musora, nakhodyashchegosya na okolozemnykh orbitakh* [A mathematical model for assessing the permeability of optoelectronic systems for detecting space debris located in near-earth orbits]. *Trudy MFTI* [Proc. of MIPT], 2010, vol. 2, no. 3, pp. 182–188. (In Russian)
7. Emel'yanov V.A., Ramaldanov R.P., Uspenskiy G.R. *Metod distantsionnogo opredeleniya parametrov FKM bortovoy kameroi IK diapazona* [A method for remote determination of the parameters of a ferromagnetic material by an onboard IR camera]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye* [Cosmonautics and rocket engineering], 2015, no. 5, pp. 155–162. (In Russian)