

УДК 629.78, 531.551

Облёт низкоорбитальных объектов крупногабаритного космического мусора с их последовательным уводом на орбиту захоронения

**Баранов А. А.^{1,2}, Гришко Д. А.^{1,*},
Чернов Н. В.¹**

[*dim.gr@mail.ru](mailto:dim.gr@mail.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,
Москва, Россия

Рассматривается задача облёта группы объектов крупногабаритного космического мусора (ККМ) на низких околокруговых орбитах. Данные по габаритным размерам известных верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков позволяют выделить из каталога NORAD пять компактных групп таких объектов в диапазоне высот 600-2000 км. Орбиты объектов каждой из групп имеют близкие наклонения, в то время как отклонения по долготе восходящего узла (ДВУ) могут быть любыми по величине. Особенности изменения взаимной ориентации орбитальных плоскостей объектов ККМ внутри группы показаны на портрете эволюции отклонений ДВУ. Облёт объектов выполняется одним активным космическим аппаратом (КА), который после захвата очередного объекта ККМ уводит его на специальную круговую или эллиптическую орбиту захоронения, а затем через некоторое время возвращается за новым объектом. Продолжительность нахождения активного КА на орбите захоронения определяется разностью скоростей прецессии плоскости орбиты захоронения сведённого объекта и плоскости орбиты следующего объекта ККМ. Перелет осуществляется в момент примерного совпадения ДВУ орбиты захоронения и орбиты следующего объекта ККМ. Приведены результаты расчёта манёвров облёта первых трёх групп ККМ.

Ключевые слова: космический мусор, каталог NORAD, маневры встречи, прецессия долготы восходящего узла, космический аппарат, оптимальное маневрирование, орбита захоронения, суммарная характеристическая скорость

Введение

Столкновения объектов крупногабаритного космического мусора (ККМ) с другими космическими объектами сопровождаются образованием значительного числа осколков, обладающих большой кинетической энергией [1]. Это может привести к лавинообразному росту числа опасных космических объектов [2]. Согласно результатам исследований [3, 4]

удаление 3-5 крупных объектов в год с низких околоземных орбит в сочетании [5] с выполнением требований Межагентского комитета по космическому мусору является единственным способом предотвращения цепной реакции роста объектов космического мусора в будущем. Неотъемлемой частью проекта по очистке околоземных орбит от ККМ являются расчёты орбитальных манёвров активного космического аппарата-сборщика.

Предполагается, что объектами, которые необходимо переводить на орбиты захоронения (ОЗ), являются последние ступени ракет-носителей и разгонные блоки. Это космические объекты с известной геометрической конфигурацией, знание которой позволяет осуществить их захват и последующее удержание в процессе перевода на ОЗ. Анализ геометрических характеристик некоторых таких объектов показал, что площадь их минимального поперечного сечения превышает 5 м^2 [6].

В силу выраженной целевой направленности запусков КА сформировались несколько групп ККМ. При рассмотрении каталога космических объектов [7] можно выделить пять компактных групп объектов, расположенных на низких околокруговых орбитах (таблица 1). Классификация этих групп проведена по критерию близости наклонений орбит составляющих их объектов, так как изменение этого элемента требует наибольших затрат суммарной характеристической скорости (СХС).

Таблица 1 Компактные группы ККМ на низких околокруговых орбитах

Номер группы	Наклонение орбит элементов группы, °	Диапазон значений большой полуоси, км	Количество объектов ККМ, входящих в группу
1	71	7193-7281	23
2	74	7122-7152	11
3	81	7211-7262	28
4	83	7318-7358	52
5	97-100	6973-7500	46

В настоящее время для низкоорбитальных крупногабаритных объектов космического мусора предложены две схемы увода. Первая [8, 9] предусматривает использование космического аппарата (КА), маневрирующего между объектами и за счет своей двигательной установки последовательно уводящего их на ОЗ. Вторая схема [10, 11] предполагает облет объектов ККМ с внедрением в их сопло специальных модулей с автономным управлением и запасом топлива для тормозного воздействия, достаточного для перевода ККМ на ОЗ. Облёт всех указанных групп ККМ по второй схеме был рассмотрен в работах [12] (1-3 группы), [13] (4 группа) и [14] (5 группа). В данной статье для первых трех групп рассматривается облет их объектов по первой схеме. Задача состоит в определении плана облёта выделенной группы объектов ККМ, позволяющего минимизировать затраты СХС.

1. Портрет эволюции отклонений ДВУ

В отличие от традиционной спутниковой системы объекты ККМ образуют группу, элементы которой не синхронизированы по своему относительному движению. У объектов такой группы орбиты незначительно, но отличаются по большой полуоси (a), эксцен-

триситету (e) и наклонению (i), при этом расхождение по долготе восходящего узла (ДВУ) может быть любым по величине. Отличие в элементах орбит обуславливает разные скорости прецессии орбитальных плоскостей, что приводит к изменению относительного положения плоскостей орбит на длительном интервале времени. Требуется выбрать характеризующий положение орбитальной плоскости параметр, который был бы удобен для описания этого изменения.

В качестве такого параметра предлагается использовать $\Delta\Omega_{ik} \in [-\pi; +\pi]$ – отклонение ДВУ орбит всех i -х объектов группы от ДВУ орбиты одного специально выбранного объекта с фиксированным порядковым номером $k \in \overline{1; m}$. При таком подходе линии $\Delta\Omega_{ik}(t)$ для орбит с близкими параметрами (которых в группах №1-3 большинство) будут представлять собой прямые с малым углом наклона, а угловое относительное расстояние $\Delta\Omega_{ik}(t)$ будет медленно изменяться во времени. Портрет эволюции отклонений ДВУ группы ККМ №2, рассчитанный на срок в 10 лет, приведён на рис. 1. Начальному моменту времени соответствует конфигурация орбитальных плоскостей на 21 ноября 2013 года. Как видно из рис. 1, прямые $\Delta\Omega_{ik}(t)$ (сплошные линии) не имеют пересечений или пересекаются через такое число суток, которое в данной задаче не имеет практического смысла (квазипараллельные прямые). В группах ККМ №4 и №5 присутствуют объекты, орбиты которых имеют отличия по большой полуоси и наклонению, достаточные для того, чтобы прямые относительного рассогласования по ДВУ $\Delta\Omega_{ik}(t)$ имели некоторое количество случайных пересечений. В данной статье будут рассмотрены только первые три группы ККМ. Для них эффективен последовательный облет объектов [12], при котором перелет с ОЗ предыдущего объекта всегда осуществляется к ближайшему по ДВУ следующему объекту ККМ в сторону естественной прецессии ДВУ орбит рассматриваемой группы. Основные кеплеровы элементы орбит объектов из групп №1-3 приведены в работе [12].

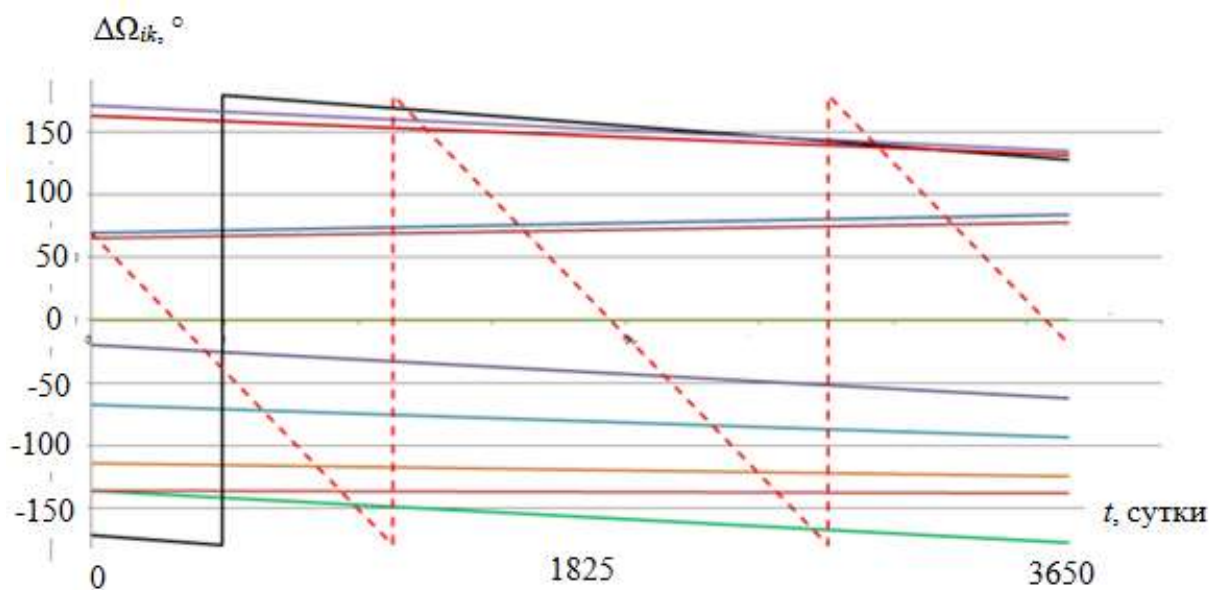


Рисунок 1. Портрет эволюции отклонений ДВУ элементов группы №2

2. Выбор орбиты захоронения

В соответствии с международными договорённостями низкоорбитальный КА должен находиться на ОЗ не более чем 25 лет. Для рассматриваемых групп ККМ можно выделить два основных типа ОЗ [15]. В первом случае с помощью одного тормозного импульса скорости, прикладываемого в апоцентре, формируется эллиптическая орбита, перицентр которой находится в верхних слоях атмосферы. Во втором случае с помощью двух тормозных импульсов скорости, прикладываемых в апоцентре и перицентре, формируется круговая орбита, полностью расположенная в верхних слоях атмосферы. В первом случае требуются меньшие затраты горючего, однако апогей ОЗ в течение некоторого времени остается в зоне рабочих орбит других КА. Перевод на круговую орбиту сразу выводит КА из рабочей области функционирования активных КА. Высота этой орбиты больше высоты перицентра эллиптической ОЗ.

В данной работе для определения ОЗ объектов из первых трёх групп ККМ был использован программный комплекс «TRACE», основанный на методах численно-аналитической теории движения КА THEONA, разработанной в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН [16]. В таблице 2 приведены радиусы круговых ОЗ (столбец 3), а также большие полуоси и эксцентриситеты эллиптических ОЗ (столбцы 4-7), рассчитанных для объекта ККМ со средним значением баллистического коэффициента 0.045; начальная дата прогноза – 01 декабря 2013г. В таблице 2 столбцы, содержащие сокращения Min и Max, показывают параметры ОЗ, соответствующей нижней (Min) и верхней (Max) границе значений большой полуоси орбит объектов каждой группы (столбец 2).

Таблица 2 Основные параметры орбит захоронения для групп ККМ №1-3

Наклонение, °	Диапазон a , км	R , км	Min a , км	Min ecc	Max a , км	Max ecc
1	2	3	4	5	6	7
71	7193-7281	6912.72	7000.31	0.027597	7040.26	0.034195
74	7122-7152	6912.79	6969.61	0.021936	6981.93	0.024358
81	7211-7262	6913.12	7007.53	0.029107	7030.54	0.03292

Как следует из таблицы 2, большая полуось круговой ОЗ для всех объектов из первых трёх групп ККМ фактически одинакова и равна 6912 км. На рис. 1 относительная эволюция плоскости круговой ОЗ одного из объектов 2-ой группы показана пунктирной линией. Параметры эллиптических ОЗ из таблицы 2 изменяются по мере возрастания величины большой полуоси начальной орбиты объекта ККМ в рамках каждой группы, причём изменения эти существенны. В том случае, если значение большой полуоси орбиты объекта ККМ лежит внутри границ соответствующего диапазона (столбец 2), то для корректной оценки параметров эллиптической ОЗ можно применить линейную интерполяцию.

3. Стратегия маневрирования

В том случае, когда портрет эволюции отклонений ДВУ содержит преимущественно квазипараллельные прямые (рис. 1), для перелёта между двумя объектами ККМ по первой схеме необходимо выполнить следующую последовательность действий. После выведения активного КА в окрестность объекта №1, происходит сближение с этим объектом и его захват. Далее импульсом ΔV_1 обеспечивается перевод сцепки "активный КА + объект ККМ" с орбиты объекта №1 на ОЗ объекта №1. Для круговой ОЗ, в отличие от эллиптической, под импульсом здесь подразумеваются два включения двигательной установки, локализованные на одном витке. После формирования ОЗ, объект №1 отделяется от активного КА, который остаётся на этой орбите, ожидая, пока плоскости ОЗ и орбиты следующего объекта ККМ не совпадут по ДВУ. При совпадении значений ДВУ при помощи импульса ΔV_2 осуществляется перевод активного КА в окрестность объекта №2, далее описанные действия повторяются. Совпадению орбитальных плоскостей по ДВУ соответствуют точки пересечений прямых $\Delta\Omega_{ik}(t)$ и $\Delta\Omega_{jk}(t)$ на портрете эволюции отклонений ДВУ. В этот момент времени орбиты i -го и j -го объектов могут отличаться только по большой полуоси, вектору эксцентриситета, наклонению и аргументу широты.

Задача расчёта манёвров облёта по первой схеме фактически разбивается на две независимые подзадачи. Во-первых, для каждого объекта группы могут быть определены параметры его ОЗ, следовательно, можно рассчитать манёвры компланарного перевода объекта ККМ на эту орбиту [15]. Во-вторых, зная, что перелёт к новому объекту ККМ осуществляется с ОЗ предыдущего объекта в момент совпадения ДВУ их орбитальных плоскостей, можно вычислить параметры маневров возвращения за новым объектом при помощи численно-аналитического алгоритма решения задачи некомпланарной встречи средней продолжительности [17].

Зная законы изменения $\Delta\Omega_{ik}(t)$ орбит всех объектов группы и $\Delta\Omega_{ik} \in [-\pi; +\pi]$ орбит захоронения, в двумерном пространстве $t - \Delta\Omega$ можно определить время нахождения активного КА на каждой ОЗ (временные интервалы между пересечениями на рис. 1 пунктирной линии и сплошных линий). Закон изменения углового расстояния по ДВУ i -ых объектов ККМ относительно выбранного k -го объекта в первом приближении представляет собой линейную зависимость от времени, которое измеряется в сутках:

$$\Delta\Omega_{ik}(t) = \Delta\Omega_{i0} + \Delta k_{ik} \cdot t, \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} \Delta\Omega_{i0} &= \Omega_{i0} - \Omega_{k0}; \\ \Delta k_{ik} &= \left(\frac{\delta\Omega_i}{T_i} - \frac{\delta\Omega_k}{T_k} \right) \cdot 86400; \\ \delta\Omega &= \frac{-2\pi\varepsilon}{\mu p^2} \cos i, \end{aligned} \quad (2)$$

здесь Ω_{i0}, Ω_{k0} – начальные значения ДВУ i -го и k -го объекта ККМ; $\varepsilon = 2.634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$ – константа сжатия; $\mu = \gamma M = 398600.44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ (γ – гравитационная постоянная, M – масса Земли); i – наклонение орбиты; p – фокальный параметр; a – большая полуось; ω – аргумент перигея; e – эксцентриситет орбиты; $\delta\Omega$ – изменение ДВУ за один виток, след-

ствие влияния второго члена разложения потенциала гравитационного поля в ряд по сферическим функциям геоцентрической широты; T_i и T_k – драконические периоды орбит i -го и k -го объектов, вычисляемые по формуле [18, 19]:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left\{ 1 - \frac{\varepsilon}{a^2 \mu} \left[3 - \frac{5}{2} \sin^2 i - e \cdot \cos \omega (1 - 5 \sin^2 i) \right] \right\}. \quad (3)$$

Орбиты объектов ККМ в рамках одной группы могут иметь отличия по наклонению до нескольких долей градуса, при этом продолжительность нахождения активного КА на ОЗ достаточно велика. Вследствие разных значений больших полуосей и наклонов орбит показанная на рис. 1 пунктирная линия, соответствующая ОЗ, на самом деле представляет собой ломанную (близкую к пунктирной линии), узлы которой совпадают с точками пересечения прямых $\Delta\Omega_{ik}(t)$.

Алгоритм поиска времени нахождения активного КА на каждой из ОЗ показан на рис. 2. Предполагается, что все функции $\Delta\Omega_{ik}(t)$ известны, так как они были использованы ранее для построения портрета эволюции отклонений ДВУ (рис. 1). На этом же портрете орбита захоронения i -го объекта задаётся линейной функцией вида $\Delta\Omega_{ik}^{3ax}(t) = \Delta\Omega_{i0}^{3ax} + \Delta k_{ik}^{3ax} \cdot t$. Прямые $\Delta\Omega_{ik}^{3ax}(t)$ и $\Delta\Omega_{ik}(t)$ пересекаются при $t=0$ в точке $\Delta\Omega_{1k}^{3ax}(0) = \Delta\Omega_{1k}(0)$, таким образом значение свободного члена $\Delta\Omega_{10}^{3ax}$ и известно, а величина углового коэффициента Δk_{1k}^{3ax} может быть определена по формуле (2), так как параметры ОЗ 1-го объекта были ранее получены при помощи программного комплекса «TRACE». Знание функциональной зависимости для линии $\Delta\Omega_{1k}^{3ax}(t)$ позволяет найти координаты её точки пересечения с линией, соответствующей относительной эволюции орбитальной плоскости 2-го объекта.

Далее цикл замыкается, как это показано на рис. 2.

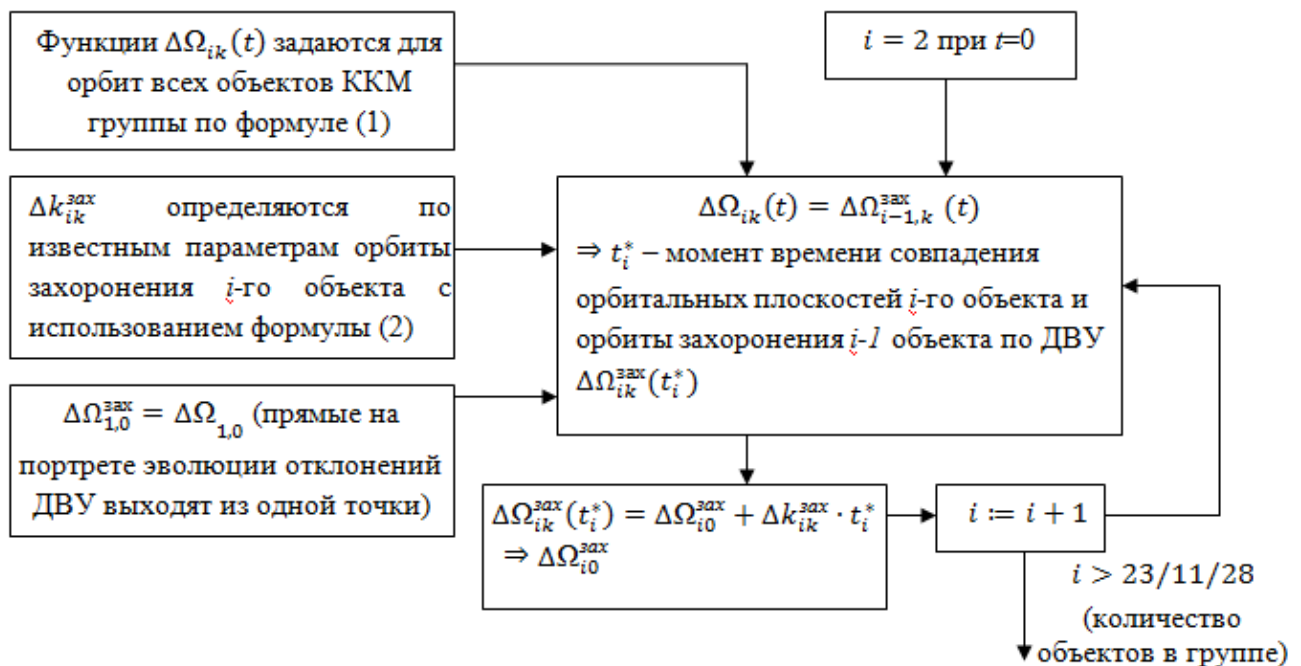


Рисунок 2. Алгоритм поиска времени нахождения активного КА на каждой из орбит захоронения

4. Пример расчета маневров облёта групп №1-3

Результаты расчёта маневров облёта объектов из групп ККМ № 1-3 представлены в однотипных таблицах 3-5 соответственно. Каждая из таблиц состоит из двух частей, отличающихся друг от друга типом ОЗ, на которую уводится очередной объект ККМ. Все объекты в рамках одной группы были предварительно упорядочены по убыванию начальных значений ДВУ их орбит и пронумерованы [12]. Доставка активного КА к первому объекту осуществляется при помощи ракеты-носителя, последовательность дальнейших перелётов для случая круговой ОЗ показана в первом столбце. Так как конфигурация орбитальных плоскостей на портрете эволюции отклонений ДВУ у первых трёх групп мало меняется с течением времени, то изначальная упорядоченность орбит объектов по ДВУ в целом соответствует последовательности облёта с некоторыми исключениями. Во втором столбце приведена продолжительность пребывания активного КА на ОЗ предыдущего объекта до начала перелета к текущему объекту. В третьем столбце приведены затраты СХС, необходимые для перелета с ОЗ предыдущего объекта к текущему объекту. В четвёртом столбце –затраты СХС, требуемой для увода текущего объекта на очередную ОЗ. В пятом столбце приведена объединенная СХС, требуемая для перелета к текущему объекту и для увода его на ОЗ. Аналогичные данные приведены в столбцах 6-10 для эллиптической ОЗ.

Таблица 3 Параметры манёвров облёта группы ККМ №1

Круговая орбита захоронения					Эллиптическая орбита захоронения				
Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с			Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с		
		С ОЗ к тек. объекту	Увод на ОЗ	Σ по объектам			С ОЗ к тек. объекту	Увод на ОЗ	Σ по объектам
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>		<i>6</i>	<i>7</i>	<i>8</i>	<i>10</i>
→ 1	0	0	162	162	→ 1	0	0	108	108
2	0.1	165	165	330	2	0.2	112	110	222
3	24.1	159	158	317	3	36.6	109	106	215
4	4.5	161	161	322	4	6.4	109	107	216
5	58.5	159	159	318	5	88.4	106	107	213
6	1.8	161	161	322	6	2.1	108	107	215
7	37.5	162	162	324	7	55.7	108	108	216
8	12.3	160	160	320	8	19.3	107	107	214
9	20.1	159	159	318	9	31.1	106	107	213
10	15.6	158	158	316	10	24.1	106	106	212
12	72.3	150	150	300	12	111.7	99	102	201
11	10.5	240	192	432	13	31.6	106	104	210
13	6.6	202	153	355	11	5.5	193	124	317
14	58.7	226	193	419	14	68.8	125	124	249
15	13.4	198	160	358	15	5.1	169	107	276
17	110.2	161	161	322	17	162.4	108	108	216
16	8.8	157	157	314	16	21.5	103	105	208

Круговая орбита захоронения					Эллиптическая орбита захоронения				
Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с			Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с		
		С ОЗ к тек. объекту	Увод на ОЗ	Σ по объ- ектам			С ОЗ к тек. объ- екту	Увод на ОЗ	Σ по объ- ектам
18	52.1	157	157	314	18	76.6	106	106	212
19	93.4	160	160	320	19	131.9	109	107	216
21	53.2	160	160	320	21	79.9	107	107	214
20	75.4	242	195	437	20	198.9	202	126	328
22	58.8	213	157	370	22	34.5	192	106	298
23	18.7	161	161	322	23	14.1	110	108	218
СХС сумм, м/с		3871	3761	7632	СХС сумм, м/с		2700	2507	5207
Время сумм, сутки	806.6				Время сумм, сутки	1206.4			

Таблица 4 Параметры манёвров облёта группы ККМ №2

Круговая орбита захоронения					Эллиптическая орбита захоронения				
Поря- док облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с			Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с		
		С ОЗ к тек. объ- екту	Увод на ОЗ	Σ по объ- ектам			С ОЗ к тек. объ- екту	Увод на ОЗ	Σ по объ- ектам
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>	<i>6</i>	<i>7</i>	<i>8</i>	<i>9</i>	<i>10</i>
→ 1	0	0	125	125	→ 1	0	0	88	88
2	16.7	124	124	248	2	23.7	88	88	176
3	299.7	129	129	258	3	426.4	93	91	184
4	104.8	122	122	244	4	163	84	87	171
5	200.3	125	125	250	5	274.7	89	88	177
6	191.8	121	121	242	6	261.9	85	86	171
8	91.2	129	128	257	8	122.8	95	90	185
7	42.8	122	122	244	7	88.2	84	87	171
9	187.2	114	113	227	9	280.1	82	81	163
10	42.4	116	116	232	10	37.2	85	83	168
11	32.3	124	124	248	11	40.4	92	88	180
СХС сумм, м/с		1226	1349	2575	СХС сумм, м/с		877	957	1834
Время сумм, сутки	1209.2				Время сумм, сутки	1718.4			

Таблица 5 Параметры манёвров облёта группы ККМ №3

Круговая орбита захоронения					Эллиптическая орбита захоронения				
Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с			Порядок облёта	Время на ОЗ, сутки	Затраты СХС, м/с		
		С ОЗ к тек. объ-екту	Увод на ОЗ	Σ по объ-ектам			С ОЗ к тек. объ-екту	Увод на ОЗ	Σ по объ-ектам
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
→ 1	0	0	175	175	→ 1	0	0	116	116
2	50.7	170	169	339	2	75.9	111	113	224
3	66.1	177	176	353	3	102.7	120	116	236
4	88.9	163	163	326	4	148.5	103	109	212
5	131.3	167	167	334	5	174.8	114	111	225
6	21.1	174	173	347	6	39.6	119	115	234
7	33.3	172	171	343	7	35.5	114	114	228
8	42.3	175	175	350	8	57.5	118	116	234
9	80.8	177	177	354	9	146.9	118	116	234
10	81.4	175	175	350	10	100.3	116	116	232
11	21.5	170	170	340	11	45.8	110	113	223
12	16.8	177	177	354	12	8.5	120	116	236
13	42.2	174	174	348	13	70.6	114	115	229
14	40.6	173	173	346	14	63.9	114	115	229
16	265.3	185	185	370	16	360.4	127	121	248
17	89.5	174	174	348	17	185.4	110	115	225
15	17.3	164	164	328	15	149.4	106	110	216
18	213.2	162	161	323	18	261.3	108	108	216
19	62.1	177	177	354	19	70.9	125	117	242
21	128.7	185	185	370	21	145.8	125	121	246
20	48.1	166	166	332	26	154.9	115	117	232
23	55.9	177	177	354	20	64.7	106	111	217
26	16.3	179	178	357	23	4.3	121	116	237
25	54.3	176	175	351	25	111.1	115	116	231
24	0.3	172	172	344	24	25.6	112	114	226
22	12.1	168	168	336	22	53.6	110	112	222
28	94.4	172	172	344	28	20.4	117	114	231
27	163.3	160	159	319	27	500.2	103	107	210
СХС сумм, м/с		4661	4828	9489	СХС сумм, м/с		3091	3200	6291
Время сумм, сутки	1937.8				Время сумм, сутки	3178.5			

Как следует из таблиц 3-5, продолжительность облёта группы при использовании эллиптической ОЗ по сравнению с круговой больше в среднем в 1.5 раза, однако при этом требуются примерно в 1.5 раза меньшие затраты СХС. Продолжительность облёта групп

при уводе объектов на эллиптическую ОЗ составляет 3.3, 4.7 и 8.7 лет, что является вполне приемлемыми сроками для современной космической техники.

5. Сравнение с результатами других авторов

Облёт объектов КKM по первой схеме среди зарубежных публикаций наиболее полно рассмотрен в работе [20] для вариантов активного КА с химической или с электро-ракетной двигательной установкой. Несмотря на использование различных подходов к прогнозу орбитального движения в работах [15] и [20] получены примерно одинаковые результаты, связанные с оценкой продолжительности нахождения апогея ОЗ в зоне рабочих орбит КА: апогей ОЗ для рассматриваемых групп КKM опускается ниже высоты 700 км в течение примерно 10 лет. Вместе с тем, риск столкновения переведённого на эллиптическую ОЗ отдельно взятого объекта с другими объектами в течение этого времени составляет 50% от начальной величины, вычисленной для исходной конфигурации орбит объектов КKM [20]. Утверждение о слишком большом времени пассивного ожидания на ОЗ, приведённое в [20] является не совсем верным. Как следует из таблиц 4-6, оно полностью определяется текущей конфигурацией орбитальных плоскостей объектов группы и может составлять от нескольких часов до нескольких месяцев. По сравнению с [20] для увода 5-ти объектов с однотипных орбит в данной работе получены примерно на 200-300 м/с меньшие требуемые значения СХС, что объясняется выбором оптимальной схемы маневрирования, при этом используемые эллиптические ОЗ имеют близкие параметры. В данной работе рассматривался только вариант активного КА с химической двигательной установкой, так как применение двигателя с малой тягой приводит к значительному увеличению продолжительности облёта группы [20], при этом использование естественной прецессии ДВУ осложняется постоянным спиральным изменением орбиты активного КА.

6. Сравнение с результатами расчёта маневров облёта групп №1-3 по второй схеме

В опубликованных ранее работах [6, 12] по облёту 1-3 групп КKM было показано, что при использовании *второй* схемы, основу которой составляет маневрирующий КА-платформа с отделяемыми модулями, облёт всех объектов первой группы (23 объекта) можно осуществить за 3318 суток, для этого потребуются затраты СХС 2233 м/с, 1 КА-сборщик и две его дозаправки. Для облёта второй группы (11 объектов) требуется 1570 суток, 1540 м/с и 1 КА-сборщик с одной дозаправкой. Облёт третьей группы (28 объектов) выполняется за 3744 суток, при этом требуется 4213 м/с, 1 КА-сборщик и три его дозаправки (Таблица 7).

При облёте объектов КKM по *первой* схеме с использованием эллиптической ОЗ затраты СХС в случае первой и третьей групп существенно больше затрат, полученных с использованием второй схемы в 2.4 и 1.5 раза соответственно, затраты СХС в случае второй группы для обеих схем примерно одинаковые. Время облёта первой группы по первой

схеме меньше времени облёта по второй схеме в 2.8 раза, для второй и третьей групп продолжительности облёта по обеим схемам примерно одинаковы.

Таблица 7 Сравнительные характеристики I и II схем облёта объектов ККМ

№ группы	Число объектов	СХС, м/с	Продолжительность облета, сутки	Кол-во КА для второй схемы
1	23	5207 / 2233	1206 / 3318	1 КА+2 Зап
2	11	1834 / 1540	1718 / 1570	1 КА+1 Зап
3	28	6291 / 4213	3179 / 3744	1 КА+3 Зап

Как следует из таблицы 7, в случае группы ККМ №2 вторая схема [6, 12] выигрывает у первой как по СХС, так и по продолжительности облёта объектов. С одной стороны, это объясняется принятыми при расчёте этой группы по второй схеме достаточно жёсткими требованиями к продолжительности перелёта между двумя объектами в зависимости от угла между плоскостями их орбит. Задаваемые при расчёте малые продолжительности перелёта требовали формирования низких околокруговых орбит ожидания, высота которых сравнима с полученными в данной работе величинами перицентров эллиптических орбит захоронения (примерно 400 км). С другой стороны, именно по этой причине при облете по II схеме должны были получиться большие затраты СХС, необходимые на формирование таких низких орбит ожидания, однако это не наблюдается. Объяснение данного эффекта следующее.

Параллельность линий на портрете эволюции отклонений ДВУ у групп №1-3 является условной. Некоторые прямые $\Delta\Omega_{ik}(t)$ со временем расходятся (рис. 1), следовательно, при более коротком перелете требуемая коррекция ДВУ будет меньше. Описанная ситуация имела место при облёте группы №2: линии $\Delta\Omega_{ik}^{zax}(t)$ очередной ОЗ (I схема) и аналогичные линии орбит ожидания (II схема) часто шли вдогонку уходящей плоскости следующего объекта ККМ. Таким образом, при использовании II схемы фактор уменьшения затрат СХС вследствие быстрого достижения очередного объекта перевешивал фактор увеличения затрат СХС вследствие формирования более низких орбит ожидания.

При облёте объектов по первой схеме активный КА исполняет сводящий с орбиты манёвр, находясь в сцепке с захваченным объектом, масса которого может иметь порядок тонны. Следовательно, при одинаковой требуемой СХС в случае реализации первой схемы необходимо значительно большее количество топлива и, соответственно, КА-заправщиков, по сравнению со второй схемой. Определить необходимое число заправщиков для первой схемы на этапе предварительного анализа можно только приблизительно, однако понятно, что речь идёт минимум о десятке дозаправок. Таким образом, в случае первых трёх групп ККМ преимущество первой схемы заключается только в сокращённой продолжительности облёта объектов (кроме группы №2), в то время как по энергетике и по количеству дополнительных заправок топливом она уступает второй схеме.

Выводы

1. В работе рассмотрен облёт групп №1-3 объектов ККМ на низких околокруговых орбитах по первой схеме, которая предполагает наличие активного КА, уводящего объект на орбиту захоронения и возвращающегося за новым объектом. Для такой схемы орбита захоронения является одновременно и орбитой ожидания для достижения следующего объекта ККМ.
2. Важным этапом при расчёте маневров облёта ККМ по первой схеме является выбор типа и определение параметров ОЗ. Использование круговой ОЗ приводит к тому, что объект ККМ сразу выводится из области долговременного существования орбит активных КА и других объектов ККМ (выше 700 км), в то время как апогей эллиптической орбиты в течение 10 лет остаётся в указанной области.
3. При формировании эллиптических ОЗ и при возвращении с них за новым объектом требуется примерно на 30% меньше СХС по сравнению с круговыми ОЗ. Риск столкновения уводимого на эллиптическую ОЗ объекта с другими космическими объектами в течение этих 10 лет составляет 50% от риска столкновения при сохранении конфигурации орбит до маневров увода.
4. Первая схема в целом выигрывает у второй (маневрирующий КА-платформа с отделяемыми модулями) по суммарному времени облёта, но проигрывает по энергетике, количеству требуемого топлива и КА-заправщиков.
5. Как показали результаты нескольких моделирований состояния околоземного пространства, средний темп увода крупных объектов с низких околоземных орбит должен составлять 4-5 шт/год, однако фиксация этого значения снижает эффективность миссии, так как накладываемые ограничения вызывают рост требуемой СХС. Более правильным представляется стремление к достижению средней скорости увода объектов, равной указанной величине, в течение времени всей миссии, при этом требуются меньшие величины СХС (топлива) и меньшее количество запусков.
6. Для обеспечения необходимых ежегодных темпов изъятия ККМ (4-5 объектов) желательно, чтобы на низких орбитах одновременно функционировали как минимум два КА-сборщика.
7. Задачу очистки низких орбит от ККМ лучше решать комплексно, очищая одновременно несколько компактных групп ККМ.
- 8.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-08206 А).

Список литературы

1. Liou J.-C., Johnson N.L. Characterization of the cataloged Fengyun-1C fragments and their long-term effect on the LEO environment // Advances in Space Research. 2009. Vol. 43, no. 9. P. 1407-1415. DOI: [10.1016/j.asr.2009.01.011](https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.01.011)

2. Kessler D.J., Cour-Palais B.G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt // Journal of Geophysical Research. 1978. Vol. 83, iss. A6. P. 2637-2646. DOI: [10.1029/JA083iA06p02637](https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637)
3. White A.E., Lewis H.G. An adaptive strategy for active debris removal // [Advances in Space Research](#). 2014. Vol. 53, iss. 8. P. 1195-1206. DOI: [10.1016/j.asr.2014.01.021](https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.01.021)
4. Liou J.-C. An active debris removal parametric study for LEO environment remediation // Advances in Space Research. 2011. Vol. 47, iss. 11. P. 1865-1876. DOI: [10.1016/j.asr.2011.02.003](https://doi.org/10.1016/j.asr.2011.02.003)
5. Lewis H.G., White A.E., Crowther R., Stokes H. Synergy of debris mitigation and removal // Acta Astronautica. 2012. Vol. 81, iss. 1. P. 62-68. DOI: [10.1016/j.actaastro.2012.06.012](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.06.012)
6. Баранов А.А., Гришко Д.А. [Способы уменьшения энергетических затрат при облете элементов спутниковой группировки](#) // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. № 8 (8). С. 39-48.
7. Satellite Catalog (SATCAT) // CelesTrak: website. Режим доступа: <http://www.celestrak.com/satcat/search.asp> (дата обращения 21.11.2013).
8. Трушляков В.И., Юткин Е.А. Обзор средств стыковки и захвата объектов крупногабаритного космического мусора // Омский научный вестник. 2013. № 2 (120). С. 56-61.
9. Emanuelli M., Ronse A., Tintori C., Trushlyakov V.I. A space debris removal mission using the orbital stage of launchers // Динамика систем, механизмов и машин. 2012. № 2. С. 185-218. Режим доступа: <http://elibrary.ru/item.asp?id=21653625> (дата обращения 23.07.2015).
10. [Castronuovo](#) M.M. Active space debris removal—A preliminary mission analysis and design // Acta Astronautica. 2011. Vol. 69, iss. 9-10. P. 848-859. DOI: [10.1016/j.actaastro.2011.04.017](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.04.017)
11. Low Earth Orbit Large Debris Removal // Ad Astra Rocket Company (AARC): company website. Режим доступа: <http://www.adastrarocket.com/aarc/debris> (дата обращения 10.06.2013).
12. Баранов А.А., Гришко Д.А. Баллистические аспекты облета крупногабаритного космического мусора на низких околокруговых орбитах // [Известия Российской академии наук. Теория и системы управления](#). 2015. № 4. С. 143-154. DOI: [10.7868/S0002338815040058](https://doi.org/10.7868/S0002338815040058)
13. Baranov A.A., Grishko D.A., Razoumny Y.N. Ballistic scheme selection for maneuvering inside a constellation with continuously changing configuration // Proc. of the C1. Astrodynamics Symposium, 2015, 13 October.
14. Баранов А.А., Гришко Д.А., Медведевских В.В., Лапшин В.В. Решение задачи облёта объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. № 3.
15. Голиков А.Р., Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В. [Выбор низковысотных орбит захоронения и перевод на них выработавших свой ресурс космических аппаратов](#)

// Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. [Машиностроение](#). 2015. № 4 (103). С. 4-19.
DOI: [10.18698/0236-3941-2015-4-4-19](#)

16. Голиков А.Р. Численно-аналитическая теория THEONA движения искусственных спутников небесных тел // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 6. С. 480-489.
17. Баранов А.А. Численно-аналитическое определение параметров маневров многовитковой встречи КА на близких околокруговых некомпланарных орбитах // Космические исследования. 2008. Т. 46, № 5. С. 430-439.
18. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: ООО «Ленанд», 2015. 544 с.
19. Разумный Ю.Н., Козлов П.Г., Разумный В.Ю. Методика расчета многоярусных спутниковых систем на круговых и эллиптических нодально-синхронных орбитах // Научно-технический вестник Поволжья. 2015. № 3. С. 196-199.
20. [Braun](#) V., [Lüpken](#) A., [Flegel](#) S., [Gelhaus](#) J., [Möckel](#) M., [Kebschull](#) C., [Wiedemann](#) C., [Vörsmann](#) P. Active debris removal of multiple priority targets // [Advances in Space Research](#). 2013. [Vol. 51, iss. 9](#). P. 1638-1648. DOI: [10.1016/j.asr.2012.12.003](#)

Flyby of Large-Size Space Debris Objects Situated at Leo with Their Successive De-Orbiting

A.A. Baranov^{1,2}, D.A. Grishko^{1,*},
N.V. Chernov¹

* dim.gr@mail.ru

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences,
Moscow, Russia

Keywords: space debris, NORAD catalogue, rendez-vous maneuvers, precession of Right Ascending of the Ascending Node, space vehicle, optimal maneuvers, disposal orbit, summary characteristic velocity

Regarding the large-size space debris objects with a cross-section more than 5 m² situated at LEO, it is possible to mark out 5 non-structured groups of such objects according to their spatial distribution. The orbits of objects in a group have approximately the same inclinations whereas the deviations in the Right Ascension of the Ascending node (RAAN) may be arbitrary. The features of changing orbital planes' mutual orientation in a group are seen from the RAAN deviations' evolution portrait. The flights between the objects are being executed by a single active space vehicle (SV) which captures a LSSD object and takes it away to the especially calculated circular or elliptical low disposal orbit (DO), and then returns back for the next object.

The calculation of flyby maneuvers, in fact, breaks up into two independent tasks. At first, one can determine the parameters of the DO for each LSSD object using special software, so the coplanar maneuvers can be calculated ensuring the object's transition to this orbit. Secondly, the flight to attain a new object is carried out from the DO of the previous object at the moment when their orbital planes will become equal. So it is possible to calculate the maneuvers, which help to return back for the next object, using numerical-analytical algorithm developed for non-coplanar rendez-vous of middle duration.

The time interval for an active SV to stay at the DO is defined by difference of precession velocities of orbital planes of the de-orbited object and of the next object. The usage of a circular DO allows an LSSD object to leave promptly from the region (over 700 km) where active SVs and other debris exist for a long time, whereas the apogee of the elliptical DO remains in the mentioned belt for 10 years. While forming elliptical DO one will need approximately 30% less of required summary characteristic velocity as compared with circular DO. The collision risk for an object staying at the elliptical DO during these ten years would constitute a half of the collision risk, which takes place if no removal operations were carried out. The paper is enriched by

the examples of flyby maneuvers calculation for the first three LSSD groups using the described removal scheme.

References

1. Liou J.-C., Johnson N.L. Characterization of the cataloged Fengyun-1C fragments and their long-term effect on the LEO environment. *Advances in Space Research*, 2009, vol. 43, no. 9, pp. 1407-1415. DOI: [10.1016/j.asr.2009.01.011](https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.01.011)
2. Kessler D.J., Cour-Palais B.G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research*, 1978, vol. 83, iss. A6, pp. 2637-2646. DOI: [10.1029/JA083iA06p02637](https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637)
3. White A.E., Lewis H.G. An adaptive strategy for active debris removal. *Advances in Space Research*, 2014, vol. 53, iss. 8, pp. 1195-1206. DOI: [10.1016/j.asr.2014.01.021](https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.01.021)
4. Liou J.-C. An active debris removal parametric study for LEO environment remediation. *Advances in Space Research*, 2011, vol. 47, iss. 11, pp. 1865-1876. DOI: [10.1016/j.asr.2011.02.003](https://doi.org/10.1016/j.asr.2011.02.003)
5. Lewis H.G., White A.E., Crowther R., Stokes H. Synergy of debris mitigation and removal. *Acta Astronautica*, 2012, vol. 81, iss. 1, pp. 62-68. DOI: [10.1016/j.actaastro.2012.06.012](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.06.012)
6. Baranov A.A., Grishko D.A. The Methods Applicable For Energy Costs Minimization In Case Of Fly-By Of Constellation Elements. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnikeskii zhurnal* [Flight. All-Russian Scientific and Technical Journal], 2014, no. 8, pp. 39-48. (in Russian).
7. *Satellite Catalog (SATCAT)*. CelesTrak: website. Available at: <http://www.celestrak.com/satcat/search.asp>, accessed 21.11.2013.
8. Trushlyakov V.I., Yutkin E.A. Overview of means for docking and capture of large-scale space debris objects. *Omskii nauchnyi vestnik = Omsk Scientific Bulletin*, 2013, no. 2, pp. 56-61. (in Russian).
9. Emanuelli M., Ronse A., Tintori C., Trushlyakov V.I. A space debris removal mission using the orbital stage of launchers. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin = Dynamics of systems, mechanisms and machines*, 2012, no. 2, pp. 185-218. Available at: <http://elibrary.ru/item.asp?id=21653625>, accessed 23.07.2015.
10. [Castronuovo](http://www.castronuovo.it) M.M. Active space debris removal—A preliminary mission analysis and design. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69, iss. 9-10, pp. 848-859. DOI: [10.1016/j.actaastro.2011.04.017](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.04.017)
11. *Low Earth Orbit Large Debris Removal*. Ad Astra Rocket Company (AARC): company website. Available at: <http://www.adastrarocket.com/aarc/debris>, accessed 10.06.2013.
12. Baranov A.A., Grishko D.A. Ballistic aspects of large-size space debris flyby at low Earth near-circular orbits. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2015, no. 4, pp. 143-154. DOI: [10.7868/S0002338815040058](https://doi.org/10.7868/S0002338815040058) (English version of journal: *Journal*

- of *Computer and Systems Sciences International*, 2015, vol. 54, no. 4, pp. 639-650. DOI: [10.1134/S106423071504005X](https://doi.org/10.1134/S106423071504005X)).
13. Baranov A.A., Grishko D.A., Razoumny Y.N. Ballistic scheme selection for maneuvering inside a constellation with continuously changing configuration. *Proc. of the CI. Astrodynamics Symposium*. 2015, 13 October.
 14. Baranov A.A., Grishko D.A., Medvedevskikh V.V., Lapshin V.V. Solution of problem objects' flyby of bulky space debris in sun-synchronous orbits. *Kosmicheskie issledovaniya = Cosmic Research*, 2016, no. 3. (in Russian).
 15. Golikov A.R., Baranov A.A., Budyanskii A.A., Chernov N.V. [Choice of the low-altitude disposal orbits and transfer of obsolete spacecrafts to them](#). *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie = Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2015, no. 4, pp. 4-19. DOI: [10.18698/0236-3941-2015-4-4-19](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2015-4-4-19) (in Russian).
 16. Golikov A.R. THEONA—a numerical-analytical theory of motion of artificial satellites of celestial bodies. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2012, vol. 50, no. 6, pp. 480-489. (English version of journal: *Cosmic Research*, 2012, vol. 50, no. 6, pp. 449-458. DOI: [10.1134/S0010952512060020](https://doi.org/10.1134/S0010952512060020)).
 17. Baranov A.A. Numerical-analytical determination of parameters of multiturn maneuvers meeting KA on close near-circular non-coplanar orbits. *Kosmicheskie issledovaniya = Cosmic Research*, 2008, vol. 46, no. 5, pp. 430-439. (in Russian).
 18. El'yasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to theory of flight of artificial Earth satellites]. Moscow, "Lenand" Publ., 2015. 544 p. (in Russian).
 19. Razumnyi Yu.N., Kozlov P.G., Razumnyi V.Yu. A method for calculating parameters of compound satellite constellations on circular and elliptic nodally synchronized orbits. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik Povolzh'ya = Scientific and Technical Volga region Bulletin*, 2015, no. 3, pp. 196-199. (in Russian).
 20. [Braun](#) V., Lüpken A., Flegel S., Gelhaus J., Möckel M., Keschull C., Wiedemann C., Vörsmann P. Active debris removal of multiple priority targets. [Advances in Space Research](#), 2013, [vol. 51, iss. 9](#), pp. 1638-1648. DOI: [10.1016/j.asr.2012.12.003](https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.12.003)