

Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора

© А.А. Баранов^{1,2}, М.О. Каратунов^{2,3}

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, 125047, Россия

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

³ АО «Астрономический научный центр», Москва, 111123, Россия

Рассмотрена задача выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора. Предложен алгоритм предварительной фильтрации объектов, заведомо не представляющих опасность. Основанный на ряде аналитических критериев, этот алгоритм позволяет существенно сократить время расчета. Приведен анализ возможного расположения точки сближения относительно линии пересечения плоскостей орбит. Рассмотрен вопрос об оценке степени опасности выявленного сближения.

Ключевые слова: космический аппарат, космический мусор, каталог космических объектов, сближение, выявление сближений, предварительная фильтрация, оценка сближений, опасное сближение, вероятность столкновения.

Введение. Все современные космические аппараты (КА) находятся под угрозой разрушения ввиду вероятного столкновения с элементами космического мусора, который заполняет околоземное космическое пространство (ОКП). К космическому мусору относят техногенные космические объекты (КО), которые в силу различных причин не могут быть использованы по целевому назначению. Согласно последним данным, в ОКП находится более 23 тысяч наблюдаемых КО [1], из них только 6 % являются действующими КА. По прогнозам [2, 3], количество КО будет стремительно возрастать, а вместе с ним будет увеличиваться и вероятность взаимного столкновения. Это может привести к лавинообразному росту количества КО (так называемому синдрому Кесслера) и полной непригодности ОКП к полетам. Снизить темпы роста количества КО можно несколькими способами, например, такими как уклонение от опасных сближений, увод с орбиты КА по истечении срока службы, предотвращение взрывов топливных баков, очищение ОКП специализированными КА. Регулярное уклонение от сближений и увод с орбиты хотя бы четырех крупногабаритных фрагментов в год позволят остановить рост популяции КО [2].

Уклонение от опасных сближений является наиболее реализуемым на данный момент подходом, для чего необходимо решить ряд баллистических задач, в частности выявления факта сближения и

оценки степени опасности сближения. В связи с большим количеством объектов при решении указанных задач особое требование предъявляется к быстродействию алгоритмов. Методы «прямого» поиска сближений путем пошагового вычисления взаимного расстояния оказались неэффективными. Для уменьшения времени расчета используют алгоритмы предварительной фильтрации объектов, заведомо не представляющих угрозы защищаемому КА. Вместе с тем существующие алгоритмы [4] обладают следующими недостатками:

- за точку минимального расстояния принимается одна из двух точек траектории защищаемого КА, лежащих на линии пересечения плоскостей орбит КА и КО. Далее будет показано, что точка сближения может не принадлежать линии пересечения плоскостей орбит. Данный эффект усиливается с ростом эксцентриситета рассматриваемых орбит и с уменьшением угла между плоскостями. В существующих алгоритмах этот недостаток устраняется искусственным увеличением размера защищаемой области для орбит с большим эксцентриситетом;

- этап отсева, учитывающий фазу движения КА и КО [4], опирается на ошибочную гипотезу о положении точки минимального расстояния. В качестве критерия данного отсева принимается разность фаз в момент прохождения КА линии пересечения плоскостей орбит, который, как было отмечено, может не являться критичным с точки зрения сближения;

- проверка алгоритмов базировалась на применении данных каталога NORAD, который имеет ряд известных недостатков.

Предлагаемая в настоящей работе *методика выявления сближений* предусматривает альтернативный подход к предварительной фильтрации объектов, который лишен перечисленных недостатков и обладает рядом преимуществ.

Для принятия решения об уклонении необходимо не только выявить факт сближения, но и оценить степень его угрозы. От выбора критерия оценки зависит, с одной стороны, безопасность КА, а с другой — расход топлива, который растет с увеличением числа уклонений. Далее рассмотрены различные варианты критериев, используемых для оценки опасности сближения.

Постановка задачи и общий подход к решению. На заданном интервале времени $[t_{\text{нач}}, t_{\text{кон}}]$ из всего множества наблюдаемых КО необходимо выявить подмножество объектов, опасных по заданному критерию для конкретного КА, а также определить параметры каждого сближения.

Исходными данными являются:

- вектор состояния и ковариационная матрица ошибок защищаемого КА;

• векторы состояния и ковариационные матрицы ошибок наблюдаемых КО;

- границы интервала поиска сближений $[t_{\text{нач}}, t_{\text{кон}}]$;
- критерий оценки опасности сближения k .

Очевидно, что решать поставленную задачу путем численного интегрирования уравнений движения каждого объекта с учетом возмущений крайне нецелесообразно, так как даже при современном уровне развития вычислительной техники для этого потребуется недопустимо много времени. Ввиду вышеизложенного общий подход к решению был нацелен на достижение максимального быстродействия при требуемой точности и надежности метода.

Для того чтобы уменьшить время работы алгоритма, был принят во внимание тот факт, что большинство объектов в каталоге можно отсеять с помощью упрощенных зависимостей на предварительном этапе. Более подробно алгоритмы фильтрации рассмотрены далее. После этапа предварительного отсева осуществляется поиск минимального расстояния между КА и КО путем численного интегрирования уравнений движения с учетом возмущений. На этом этапе также определяются все параметры сближения. Затем для объектов, которые приближаются на расстояние, меньшее защищаемой области, проводится оценка степени опасности сближения по заданному критерию.

Алгоритм предварительной фильтрации объектов. Алгоритм основан на последовательном отсева наблюдаемых объектов по таким критериям, как:

- высота полета КА;
- компланарные элементы орбиты;
- некомпланарные элементы орбиты;
- фаза движения.

Более подробно отсев по каждому из критериев рассмотрен далее.

Отсев по высоте полета. В случае отсева по высоте полета не учитывается ни положение плоскости орбиты, ни положение линии абсид, во внимание принимаются только радиусы апогея r_a и перигея r_p орбит КА и КО. Если выполнено одно из следующих условий:

$$r_{aКО} < r_{pКА} - \Delta; \quad r_{pКО} > r_{aКА} + \Delta,$$

где Δ — размер защищаемой области, то при любом взаимном положении плоскостей орбит и линий абсид недопустимое сближение траекторий невозможно, следовательно, объект отсеивается.

Отсев по компланарным элементам орбит. На данном этапе оценивается взаимное положение линий абсид КА и КО без учета ориентации плоскостей орбит. Рассмотрим только околосферные

орбиты и воспользуемся линеаризованными уравнениями движения [5], из которых следует, что относительное движение КА и КО с параметрами $(e_{xКА}, e_{yКА}, a_{КА})$ и $(e_{xКО}, e_{yКО}, a_{КО})$ формально эквивалентно относительному движению КА по круговой орбите радиусом r_0 и КО по эллиптической с параметрами $(\Delta e_x, \Delta e_y, a = r_0 + \Delta a)$, где $\Delta e_x = e_{xКА} - e_{xКО}$; $\Delta e_y = e_{yКА} - e_{yКО}$; $\Delta a = a_{КА} - a_{КО}$. В дальнейшем исследовании орбита с такими элементами будет называться *относительной* [6]. Таким образом, для определения минимального расстояния между орбитами с учетом положения линий абсид достаточно найти r_p и r_a относительной орбиты:

$$r_p = a(1 - \Delta e); \quad r_a = a(1 + \Delta e),$$

$$\text{где } \Delta e = \sqrt{\Delta e_x^2 + \Delta e_y^2}.$$

Если выполнено условие $(r_p < r_0) \wedge (r_a > r_0)$, то орбиты пересекаются. В случае когда орбиты не пересекаются, можно воспользоваться условием $(r_0 - r_a > \Delta) \vee (r_p - r_0 > \Delta)$, выполнение которого означает, что минимальное расстояние между орбитами больше Δ , т. е. объект не представляет угрозы.

Далее для потенциально опасных объектов определяется множество интервалов аргументов широты $\{U_{\text{рискл}}\}$, на которых расстояние между опорной и относительной орбитами меньше защищаемой области, с помощью следующих неравенств:

$$\left\{ \begin{array}{l} U < \omega^* + \arccos\left(\frac{p^*}{(r_0 + \Delta)\Delta e} - \frac{1}{\Delta e}\right); \\ U > \omega^* + \pi - \arccos\left(\frac{p^*}{(r_0 + \Delta)\Delta e} - \frac{1}{\Delta e}\right); \\ U > \omega^* + \arccos\left(\frac{p^*}{(r_0 - \Delta)\Delta e} - \frac{1}{\Delta e}\right); \\ U < \omega^* + \pi - \arccos\left(\frac{p^*}{(r_0 - \Delta)\Delta e} - \frac{1}{\Delta e}\right), \end{array} \right.$$

где p^* , ω^* — фокальный параметр и аргумент перицентра относительной орбиты.

Отсев по некопланарным элементам орбит. Взаимное расстояние между объектами можно разделить на две составляющие: расстояние Δr в плоскости орбиты и расстояние Δz в боковом направлении. Очевидно, что сближение возможно только в областях, где одна из составляющих не превышает Δ .

Найдем области, для которых выполняется условие $\Delta z < \Delta$ (рис. 1). Используя формулы сферической геометрии, вычислим угол γ между плоскостями орбит КА и КО:

$$\cos \gamma = -\cos i_{КО} \cos i_{КА} + \sin i_{КО} \sin i_{КА} \cos \Delta\Omega,$$

где $i_{КО}$, $i_{КА}$ — наклонение орбиты КО и КА соответственно; $\Delta\Omega = \Omega_{КА} - \Omega_{КО}$ (Ω — долгота восходящего узла).

Затем определим аргументы широты встречи ($U_{встКО}$, $U_{встКА}$) до линии пересечения плоскостей орбит для КА и КО соответственно:

$$\cos U_{встКО} = \frac{\cos i_{КА} + \cos i_{КО} \cos \gamma}{\sin i_{КО} \sin \gamma};$$

$$\cos U_{встКА} = \frac{\cos i_{КО} + \cos i_{КА} \cos \gamma}{\sin i_{КА} \sin \gamma}.$$

Далее рассмотрим сферический треугольник (см. рис. 1), образованный пересечением траекторий сближающихся объектов и стороной α , которая вычисляется по формуле

$$\operatorname{tg} \alpha = \Delta / r_{КА}^*,$$

где $r_{КА}^*$ — длина радиуса-вектора КА на линии пересечения плоскостей.

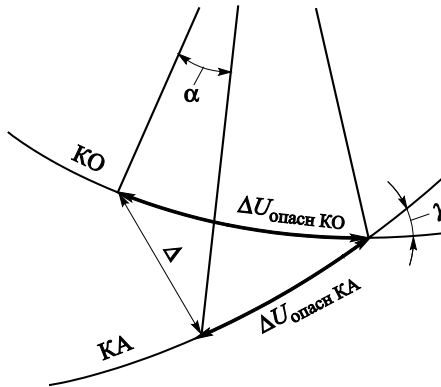


Рис. 1. Область пересечения орбит КА и КО

Угол между стороной α и траекторией КА — прямой. Область возможных сближений для КА может быть охарактеризована следующим выражением:

$$\{U_{\text{риск2}}\} = [U_{\text{встКА}} - \Delta U_{\text{опаснКА}}, U_{\text{встКА}} + \Delta U_{\text{опаснКА}}],$$

где $\Delta U_{\text{опаснКА}} = \text{tg } \alpha / \text{tg } \gamma$ — катет рассматриваемого сферического треугольника.

Отметим, что множество $\{U_{\text{риск2}}\}$ необходимо дополнить аналогичным множеством с центром, отстоящим от центра $\{U_{\text{риск2}}\}$ на полвитка.

Далее необходимо найти пересечение найденного множества $\{U_{\text{риск2}}\}$ и множества потенциально опасных интервалов $\{U_{\text{риск1}}\}$:

$$\{U_{\text{риск12}}\} = \{U_{\text{риск1}}\} \cap \{U_{\text{риск2}}\}.$$

Очевидно, что, если $\{U_{\text{риск12}}\} = \emptyset$, сближение невозможно и объект отсеивается.

Отсев по фазе движения. В случае отсева по фазам также будут рассмотрены только околокруговые орбиты. Для объектов, движущихся по орбитам в одну сторону с КА (угол между векторами кинетических моментов менее 90°), отсев по взаимному угловому расстоянию вдоль орбиты может быть весьма эффективным, так как при относительно небольшой разности периодов и некоторой начальной разности фаз Δu основное время КА и КО будут находиться на значительном расстоянии один от другого. Можно приближенно найти момент времени $t_{\text{вст}}$, когда при движении КО проекция его радиуса-вектора на плоскость орбиты КА попадет на луч, проходящий через КА:

$$t_{\text{вст}} = \begin{cases} \frac{2\pi - \Delta u}{\omega_{\text{КО}} - \omega_{\text{КА}}}, & \text{если } \frac{\Delta u}{\omega_{\text{КО}} - \omega_{\text{КА}}} > 0, \\ \left| \frac{\Delta u}{\omega_{\text{КО}} - \omega_{\text{КА}}} \right|, & \text{если } \frac{\Delta u}{\omega_{\text{КО}} - \omega_{\text{КА}}} < 0. \end{cases}$$

Здесь средние угловые скорости КО и КА

$$\omega_{\text{КО}} = \frac{2\pi}{T_{\text{КО}}}; \quad \omega_{\text{КА}} = \frac{2\pi}{T_{\text{КА}}},$$

где $T_{\text{КО}}$ и $T_{\text{КА}}$ — периоды орбит КО и КА соответственно.

Можно рассчитать также момент $t_{\text{вх}}$ входа в опасную зону и момент $t_{\text{вых}}$ выхода из нее:

$$t_{\text{вх}} = t_{\text{вст}} - \frac{\Delta}{V_{\text{КО}} - V_{\text{КА}}}; \quad t_{\text{вых}} = t_{\text{вст}} + \frac{\Delta}{V_{\text{КО}} - V_{\text{КА}}},$$

при этом средние орбитальные скорости КО и КА

$$V_{\text{КО}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{КО}}}}; \quad V_{\text{КА}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{КА}}}},$$

где $R_{\text{КО}}^3 = \frac{T_{\text{КО}}^2 \mu}{4\pi^2}$; $R_{\text{КА}}^3 = \frac{T_{\text{КА}}^2 \mu}{4\pi^2}$.

Если интервалы $[t_{\text{нач}}, t_{\text{кон}}]$ и $[t_{\text{вх}}, t_{\text{вых}}]$ не имеют общих точек, объект можно отсеять. Также, зная $[t_{\text{вх}}, t_{\text{вых}}]$, несложно определить угловой интервал $\{U_{\text{риск3}}\} = [U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}}]$. Заключительной операцией данного отсева является нахождение пересечения множеств $\{U_{\text{риск12}}\}$ и $\{U_{\text{риск3}}\}$:

$$\{U_{\text{риск123}}\} = \{U_{\text{риск12}}\} \cap \{U_{\text{риск3}}\}.$$

Если пересечение отсутствует, объект считается неопасным и в дальнейшее рассмотрение не попадает.

Для поиска минимального расстояния между орбитами внутри $\{U_{\text{риск123}}\}$ можно воспользоваться формулами перехода от кеплеровых элементов к кинематическим параметрам и предположением о том, что КА и КО начинают свое движение с левой границы каждого интервала из $\{U_{\text{риск123}}\}$. Перебирая значения $U_{\text{КА}}$ из множества $\{U_{\text{риск123}}\}$ с некоторым шагом, можно определить расстояние до соответствующего положения КО. Если это расстояние меньше защищаемой области, т. е. меньше Δ , объект на данном этапе признается потенциально опасным.

Положение точки максимального сближения. Проанализируем положение точки максимального сближения орбит в предположении, что угол между плоскостями мал, а траектории околосферические. Данный случай характерен для геостационарных КО. Принятое предположение дает право воспользоваться линейаризованными уравнениями движения [5]:

$$\Delta r(\varphi) = (2 - \cos \varphi) \Delta r_0 + \sin \varphi \Delta V_{r_0} + 2(1 - \cos \varphi) \Delta V_{r_0}; \quad (1)$$

$$\Delta z(\varphi) = \cos \varphi \Delta z_0 + \sin \varphi \Delta V_{z_0}, \quad (2)$$

исходя из которых, нетрудно найти зависимость расстояния между орбитами ΔD от угловой координаты φ :

$$\Delta D(\varphi) = \sqrt{\Delta r^2(\varphi) + \Delta z^2(\varphi)}, \quad (3)$$

где $\Delta r(\varphi) = (r_{\text{КА}}(\varphi) - r_{\text{КО}}(\varphi))/r_0$ — нормированное отклонение радиальных составляющих координат в точке φ ; $\Delta z(\varphi) = (z_{\text{КА}}(\varphi) - z_{\text{КО}}(\varphi))/r_0$ — нормированное отклонение боковых составляющих координат в точке φ ; $\Delta r_0, \Delta z_0, \Delta V_{r_0}, \Delta V_{z_0}, \Delta V_{r_0}$ — нормированные отклонения соответствующих параметров в точке $\varphi = 0$.

На рис. 2 представлены графики зависимостей $|\Delta r(\varphi)|r_0, |\Delta z(\varphi)|r_0$ и $\Delta D(\varphi)r_0$ для двух геостационарных КО. Иногда используется предположение о том, что точка максимального сближения должна находиться на линии пересечения плоскостей орбит [4]. Однако на рис. 1 видно, что при сопоставимых значениях радиального и бокового отклонений влияние положения линии абсид относительной орбиты

достаточно велико, это приводит к смещению точки сближения. Данный эффект усиливается с ростом эксцентриситета рассматриваемых орбит и уменьшением угла между плоскостями.

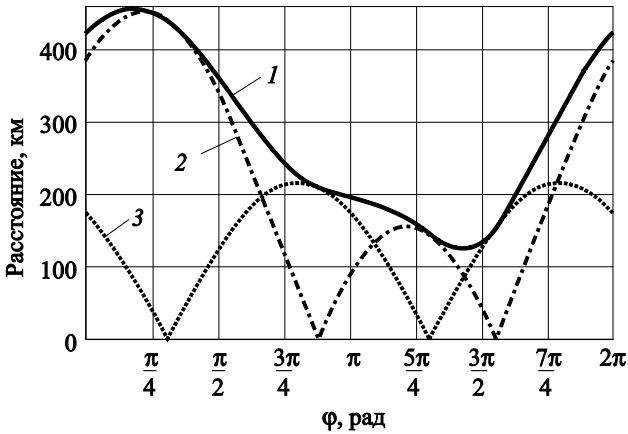


Рис. 2. Зависимости абсолютного расстояния между орбитами (1), расстояний в радиальном (2) и боковом (3) направлениях от угловой координаты

Найдем точку минимального расстояния между орбитами, для этого исследуем функцию $\Delta D(\varphi)$ на экстремумы:

$$\Delta D'_\varphi = \frac{\Delta r \Delta r'_\varphi + \Delta z \Delta z'_\varphi}{\sqrt{\Delta r^2 + \Delta z^2}};$$

$$\Delta r'_\varphi = \Delta V_{r0} \cos \varphi + (\Delta r_0 + 2\Delta V_{t0}) \sin \varphi;$$

$$\Delta z'_\varphi = \Delta V_{z0} \cos \varphi - \Delta z_0 \sin \varphi.$$

После некоторых алгебраических преобразований получим необходимое условие экстремума в следующем виде:

$$K_1 \cos^2 \varphi - K_1 \sin^2 \varphi + K_2 \sin \varphi + K_3 \cos \varphi + K_4 \sin \varphi \cos \varphi = 0, \quad (4)$$

где $K_1 = -\Delta r_0 \Delta V_{r0} - 2\Delta V_{t0} \Delta V_{r0} + \Delta z_0 \Delta V_{z0}$;

$$K_2 = 2(\Delta r_0^2 + 3\Delta r_0 \Delta V_{t0} + 2\Delta V_{t0}^2);$$

$$K_3 = 2(\Delta r_0 \Delta V_{r0} + \Delta V_{t0} \Delta V_{r0});$$

$$K_4 = \Delta V_{r0}^2 - (\Delta r_0 + 2\Delta V_{t0})^2 + \Delta V_{z0}^2 - \Delta z_0^2.$$

Решив уравнение (4), получим возможные положения φ_i^* экстремумов, из которых путем непосредственного сравнения значений функций $\Delta D(\varphi_i^*)$ определяется положение абсолютного минимума

φ_{\min} . Величина $\Delta D(\varphi_{\min})$ может быть использована для дополнительной фильтрации объектов каталога по условию $\Delta D(\varphi_{\min}) > \Delta$.

Определение параметров сближения. После применения описанных алгоритмов фильтрации для оставшихся объектов проводится поиск минимального расстояния до «защищаемого» КА путем численного интегрирования уравнений движения с учетом возмущений. При этом с заданным шагом определяется знак проекции относительной скорости на ось, соединяющую КА и КО. Интервал, на котором проекция меняет знак с положительного на отрицательный, содержит локальный минимум расстояния. Далее методом половинного деления внутри данного интервала вычисляются минимальное расстояние и время сближения. Если найденное расстояние меньше заданного, то проводится расчет всех остальных параметров, таких как время входа в защищаемую область и время выхода из нее, векторы относительной скорости, относительного положения на момент сближения и др.

Оценка степени опасности сближения. Для принятия решения о проведении динамических операций уклонения необходимо оценить степень опасности выявленного сближения. Как было отмечено ранее, от выбора критерия оценки зависят безопасность КА и расход топлива для совершения маневров уклонения.

Наиболее простым критерием является *минимальное расстояние между объектами* Δr_{\min} . Если данное значение меньше критического, т. е. если $\Delta r_{\min} < \Delta$, уклонение необходимо. Преимуществом критерия являются простота вычислений и, как следствие, высокое быстродействие. К существенному недостатку такого подхода можно отнести отсутствие учета ошибок при определении положения сближающихся объектов. Игнорирование этих ошибок может привести как к ложным сообщениям об опасности, так и к пропуску действительно опасных сближений.

Ввести в рассмотрение стохастические характеристики вектора состояния в первом приближении можно с помощью следующего критерия:

$$\Delta r_{\min} - 3\sigma < \Delta_{\Pi}, \quad (5)$$

где 3σ — главная полуось эллипсоида рассеивания вектора относительного положения КА и КО в точке максимального сближения.

Если условие (5) выполняется, сближение считается опасным. При этом размер защищаемой области Δ_{Π} в условии (5) можно выбрать значительно меньшим, чем размер Δ , используемый в предыдущем критерии или же на этапе предварительной фильтрации. Это позволит избежать лишних уклонений и обеспечить требуемый уровень безопасности полета КА.

Более точным и в то же время более сложным для нахождения критерием является *вероятность* $p_{ст}$ столкновения КА и КО, которая может быть рассчитана по следующим формулам [7]:

$$p_{ст} = k \exp(-0,5k_{rr});$$

$$k = Sv_{rel}(4\pi^2 k_{vv} \det \mathbf{K}_1 \det \mathbf{K}_2 \det(\mathbf{K}_1^{-1} + \mathbf{K}_2^{-1}))^{-0,5};$$

$$k_{rr} = \delta \mathbf{r}(\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2)^{-1} \delta \mathbf{r}^T;$$

$$k_{vv} = \delta \mathbf{v}(\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2)^{-1} \delta \mathbf{v}^T,$$

где $S = \pi(d_1 + d_2)^2/4$ — площадь поперечного сечения столкновения, зависящая от формы и размера сближающихся объектов, для объектов сферической формы диаметрами d_1 и d_2 ; v_{rel} — модуль относительной скорости сближения; $\mathbf{K}_1, \mathbf{K}_2$ — ковариационные матрицы ошибок определения положения «защищаемого» КА и потенциально опасного КО в момент t_{min} ; $\delta \mathbf{r}, \delta \mathbf{v}$ — векторы относительного положения и скорости объектов в момент t_{min} сближения на минимальное расстояние.

К недостаткам данного критерия можно отнести тот факт, что вероятность рассчитывается только для одного момента t_{min} , в то время как в некоторой окрестности t_{min} также существует вероятность столкновения. Кроме того, отсутствует учет формы сближающихся объектов.

Примеры расчета. Параметры орбит «защищаемых» КА, выбранных для исследования, представлены в таблице. Объекты № 1, 2, 3 являются типичными представителями классов низко-, среднеорбитальных и геостационарных КА соответственно. Параметры остальных орбит были взяты из каталога космических объектов АСПОС по состоянию на дату 19.04.2015, который насчитывал 16 605 объектов.

Параметры орбит «защищаемых» КА

Параметр	Объект		
	№ 1	№ 2	№ 3
a , тыс. км	7,878159	25,509912	42,165612
e	0,002647	0,001396	0,000213
i , град	1,439875	1,129236	0,000399
ω , град	1,499216	4,216975	3,274232
Ω , град	0,089591	3,679056	4,370721
U , град	0	0	0,213141
Эпоха орбиты (дата, время)	19.04.2015 22:54:43,151	19.04.2015 22:08:06,734	20.04.2015 00:00:02,034

Интервал поиска: 20.04.2015 (00:00:00,000) — 23.04.2015 (00:00:00,000).

Количество объектов оставшихся после фильтрации, а также количество объектов, представляющих угрозу для «защищаемых» КА, зависит от размеров защищаемой области. Вид данной зависимости для каждого защищаемого объекта представлен на рис. 3–5.

Скорость возрастания количества опасных объектов при увеличении защищаемой области для объекта № 1 является наибольшей по сравнению с остальными двумя объектами. Объясняется это тем, что объект № 1 находится на низкой околоземной орбите, в этой области плотность потока КО превосходит плотность потока на средних и геостационарных орбитах. Также можно отметить тот факт, что контур графика времени работы алгоритма повторяет контур графика количества объектов после фильтрации. Из этого следует вывод, что быстродействие алгоритма находится в прямой зависимости от эффективности отсевов.

Важным критерием качества работы алгоритма фильтрации является *отсутствие пропущенных сближений*. В целях проверки данного критерия для некоторых размеров защищаемой области был проведен поиск опасных сближений без использования алгоритмов фильтрации. Списки опасных объектов, полученные с применением и без применения отсевов, оказались идентичными. При этом без применения фильтрации время расчета для объекта № 1 и защищаемой области, равной 50 км, составило 7 751 с, в то время как с применением фильтрации для получения идентичного результата потребовалось 134 с.

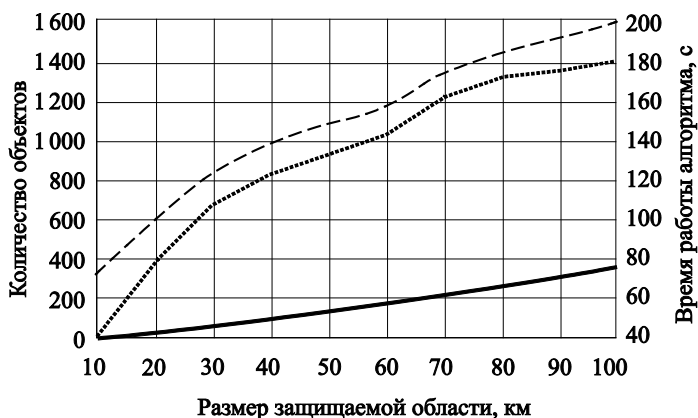


Рис. 3. Зависимости количества объектов, представляющих угрозу, от размера защищаемой области для объекта № 1:
 - - - - - объекты после фильтрации; ————— опасные объекты;
 — время работы

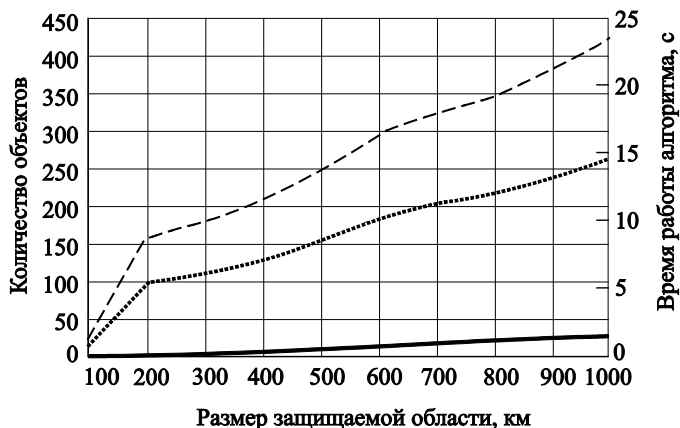


Рис. 4. Зависимости количества объектов, представляющих угрозу, от размера защищаемой области для объекта № 2:
 - - - - - объекты после фильтрации; ———— — опасные объекты;
 — время работы

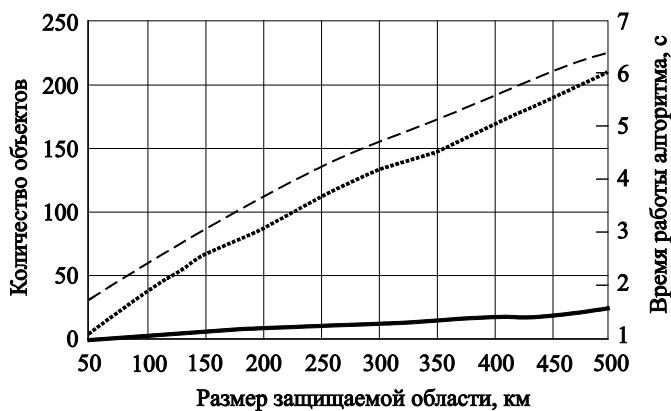


Рис. 5. Зависимости количества объектов, представляющих угрозу, от размера защищаемой области для объекта № 3:
 - - - - - объекты после фильтрации; ———— — опасные объекты;
 — время работы

Заключение. В современной космонавтике проблемы, которые связаны с ростом популяции КО в околоземном пространстве, год от года становятся все острее. Наступило время, когда уже невозможно игнорировать эти проблемы. Необходимо принимать ряд мер, чтобы сохранить действующие КА. Обеспечение безопасности функционирования КА требует дополнительных усилий на всех этапах жизненного цикла аппарата.

В данной работе предложена методика, позволяющая выявлять опасные сближения. Отличительная черта этой методики — быстрое действие, которое было достигнуто благодаря предварительной фильтрации объектов, заведомо не представляющих угрозы «защи-

щаемому» КА. Проведенные расчеты показали высокую эффективность применения предложенного подхода для широкого класса КА. Время расчета удалось уменьшить более чем на порядок по сравнению с аналогичным показателем при использовании традиционных алгоритмов. Рассмотрен ряд критериев для оценки степени опасности сближения, выявлены преимущества и недостатки каждого из них.

Дальнейшее развитие работы планируется вести в двух направлениях. Первое заключается в разработке методики учета возможных маневров активных КА на интервале поиска сближений. Данная методика потребует статистической обработки информации по исполненным маневрам, которая, в свою очередь, невозможна без апостериорной оценки динамических операций. Алгоритмы такой оценки уже описаны в работах [8, 9]. Второе направление заключается в разработке альтернативного подхода к расчету вероятности столкновения с учетом ориентации и размеров сближающихся объектов и рассмотрением всего интервала времени, на котором имеет место пересечение эллипсоидов рассеивания КО.

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

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Oltrogge D. Improved CA via the Commercial Space Operation Center (ComSpOC). *First International Conjunction Assessment Workshop*. Paris, 19–20 May 2015.
- [2] Doldirina C., Howard D., Hertz A., Mey J., Mineiro M., Mowle A., Nyampong Y., Stubbe P., Weeden B. Towards Long-term Sustainability of Space Activities: Overcoming the Challenges of Space Debris. *A Report of the International Interdisciplinary Congress on Space Debris*. Vienna, 7–18 February 2011, pp. 14–20.
- [3] Makarov Yu., Gorobets D., Nazarenko A., Raykunov G., Golovko A., Loginov S., Mikhailov M., Razumny Yu., Semenenko E., Yakovlev M., Trushlyakov V., Kudentsov V. Prediction of near-earth space debris population and future space object disposal measures. *62nd International Astronautical Congress 2011*, Cape Town, 3–7 October 2011.
- [4] Кондрашин М.А. *Метод анализа и обработки траекторной информации для выявления космических объектов риска при оперативном управлении космическими аппаратами*. Автореф. дис. ... канд. техн. наук: Москва, 2011, 22 с.
- [5] Эльязберг П.Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли*. Москва, Наука, 1965, 540 с.
- [6] Баранов А.А. О геометрическом решении задачи встречи на близких почти круговых компланарных орбитах. *Космические исследования*, 1989, т. 27, № 6, с. 808–816.
- [7] Хуторовский З.Н. *Метод оценки риска столкновения при поддержании каталога КО в ЦККП*. Москва, 2009, 37 с.

- [8] Баранов А.А., Каратунов М.О. Оценка маневров, выполненных активным космическим объектом. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2015, № 5, с. 24–36.
- [9] Баранов А.А., Каратунов М.О. Оценка параметров двух связанных маневров, выполненных активным космическим объектом. *Известия РАН. Теория и системы управления*, 2016, № 2, с. 142–153.

Статья поступила в редакцию 08.04.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Баранов А.А., Каратунов М.О. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1485.html>
DOI 10.18698/2308-6033-2016-04-1485

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Баранов Андрей Анатольевич — канд. физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 работ в области динамики космического полета. e-mail: andrey_baranov@list.ru

Каратунов Максим Олегович — аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана по специальности «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов». Автор 5 работ в области динамики космического полета. e-mail: maksim.karatunov@yandex.ru

Techniques of Identification and Evaluation of Spacecraft Approaches to Space Debris

© A.A. Baranov^{1,2}, M.O. Karatunov^{2,3}

¹Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, 125047, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

³JSC "Research Center for Astronomy", Moscow, 111123, Russia

The article considers the problem of identifying and assessing the spacecraft encounters with space debris. The algorithm for pre-filtering objects known to be non-hazardous is proposed. Based on a number of analytical criteria, the algorithm can significantly reduce the computation time. An analysis of the possible location of the approach point relative to the line of intersection of the orbit planes is performed. The problem of assessing the hazard level of identified approach is discussed.

Keywords: spacecraft, space debris, Catalogue of Space Objects, approach, approach identification, pre-filtering, assessment of encounters, hazardous approach, probability of collision.

REFERENCES

- [1] Oltrogge D. Improved CA via the Commercial Space Operation Center (ComSpOC). *First International Conjunction Assessment Workshop*. Paris, 19–20 May 2015.
- [2] Doldirina C., Howard D., Hurtz A., Mey J., Mineiro M., Mowle A., Nyampong Y., Stubbe P., Weeden B. Towards Long-term Sustainability of Space Activities: Overcoming the Challenges of Space Debris. *A Report of the International Interdisciplinary Congress on Space Debris*. Vienna, 7–18 February 2011, pp. 14–20.
- [3] Makarov Yu., Gorobets D., Nazarenko A., Raykunov G., Golovko A., Loginov S., Mikhailov M., Razumny Yu., Semenenko E., Yakovlev M., Trushlyakov V., Kudentsov V. Prediction of near-earth space debris population and future space object disposal measures. *62nd International Astronautical Congress 2011*, Cape Town, 3–7 October 2011.
- [4] Kondrashin M.A. *Metod analiza i obrabotki traektornoy informatsii dlya vyavleniya kosmicheskikh obyektov riska pri operativnom upravlinii kosmicheskimi apparatami*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [A Method of Analysis and Processing Tracking Data to Identify Risk Space Objects at the Operational Control of Spacecraft]. Author's abstract of Cand. Sci. thesis. Moscow, 2011, 22 p.
- [5] Elyazberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the Theory of Artificial Earth Satellite Flight]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 540 p.
- [6] Baranov A.A. *Kosmicheskie issledovaniya - Cosmic Research*, 1989, vol. 27, no. 6, pp. 808–816.
- [7] Khutorovskiy Z.N. *Metod otsenki riska stolknoveniya pri podderzhanii kataloga KO in TsKKP* [Method of Collision Risk Assessment while Supporting TsKKP Catalogue of Space objects]. Moscow, 2009, 37 p.
- [8] Baranov A.A., Karatunov M.O. *Vestnic MGTU im. N.E. Baumana. Seria Mashinostroyeniye – Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2015, no. 5, pp. 24–36.

- [9] Baranov A.A., Karatunov M.O. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya – Proceedings of the RAS. Control Theory and Systems*, 2016, no. 2, pp. 142–153.

Baranov A.A., Cand. Sci. (Phys & Math.), Leading Research Scientist, Keldysh Institute of Applied Mathematics, Associate Professor, Department of Dynamics and Space Flight Control, Bauman Moscow State Technical University, author of over 70 research publications in the field of space flight dynamics. e-mail: andrey_baranov@list.ru

Karatunov M.O., post-graduate student (Ph.D.) speciality Spacecraft Dynamics, Ballistics, Flight Control, Bauman Moscow State Technical University, author of 5 research publications in the field of space flight dynamics. e-mail: maksim.karatunov@yandex.ru