

МЕТОДИКА ВЫБОРА ОКОН ЗАПУСКА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Рассматривается задача выбора интервала времени запуска ракеты-носителя, оптимального с точки зрения появления механических конфликтов с орбитальными объектами. Предлагается методика определения одного из допустимых окон запуска ракеты-носителя, обеспечивающая минимальную вероятность столкновения с другими космическими объектами.

Розглядається задача вибору інтервалу часу запуску ракети-носія, оптимального з погляду появи механічних конфліктів з орбітальними об'єктами. Пропонується методика визначення одного із припустимих вікон запуску ракети-носія, що забезпечує мінімальну ймовірність зіткнення з іншими космічними об'єктами.

Selection of a launch window to minimize orbital impacts is considered. A technique to decide on one of the acceptable launch windows, ensuring a minimum probability of impact with other space objects, is proposed.

Постановка проблемы. Вопросы насыщенности околоземного пространства космическими объектами (КО) искусственного происхождения в последние десятилетия приобретают все большую актуальность. Так, американской системой наблюдения NORAD на данный момент каталогизировано свыше 10 тысяч КО размером более 10 см, параметры орбит которых непрерывно уточняются по результатам радиолокационных и оптических наблюдений. Большая часть этих объектов располагается на низких орбитах с высотой менее 2000 км. На рис.1 изображена гистограмма распределения количества КО $N_{КО}$ по высоте орбиты H , построенная на основании данных NORAD от 19.11.2007.

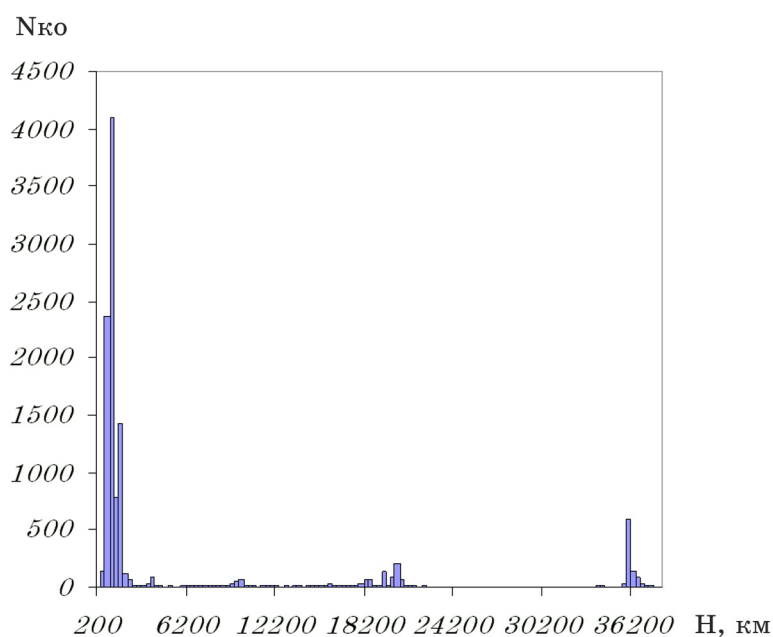


Рис.1

В космическом пространстве, кроме действующих спутников, находятся также вышедшие из строя космические аппараты (КА), ступени ракет-носителей (РН), обломки, образовавшиеся в результате аварийных ситуаций

и столкновений. Следует отметить тот факт, что количество КО неуклонно возрастает. Рост вызван, в первую очередь, разрушениями отработавших свой срок КА и РН, а также столкновениями КО между собой. На рис.2 изображена кривая изменения количества КО за время исследования космического пространства.

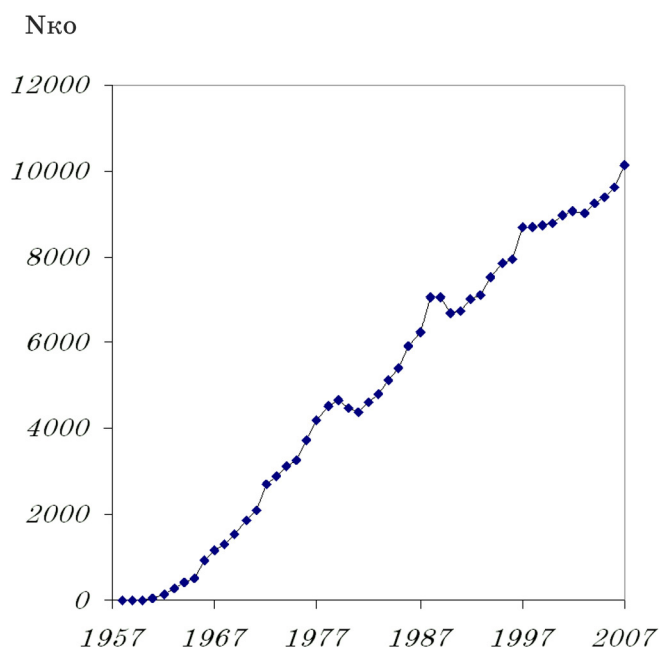


Рис.2

Как уже было отмечено выше, рост числа околоземных КО уже в настоящее время представляет реальную опасность для пролёта КА и РН. Так, например, послеполётные исследования космических челноков типа Шаттл показывают большие повреждения корпуса, вызванные столкновениями с КО. В результате послеполётного обследования Шаттла Дискавери (миссия № 114) было обнаружено 41 повреждение различных частей его корпуса с несколькими пробоями обшивки, включая наибольший из когда-либо зарегистрированных пробоев окна отсека экипажа. Обследование Шаттла Атлантис (миссия № 115) показало наличие самого большого из когда-либо зарегистрированных повреждений радиатора двери полезной нагрузки.

В настоящее время в качестве основных методов повышения безопасности выведения КА рассматриваются:

1. Упрочнение конструкции РН.
2. Проведение манёвра уклонения РН с полезной нагрузкой от «опасного» КО.
3. Выбор оптимальных по безопасности выведения КА окон запуска.
4. Очистка выбранных маршрутов выведения с использованием РН многократного использования.

Наиболее простым методом является метод 3, так как он не требует конструктивных доработок корпуса РН и создания новых конструкций (метод 1), существенных доработок системы управления РН (метод 2), создания РН

многоразового использования, которые могли бы проводить сбор орбитального мусора (метод 4).

Выбор оптимального по безопасности выведения окна запуска требует проведения оценки космической обстановки с точки зрения столкновения РН и КО.

Анализ последних достижений и публикаций. Для анализа космической обстановки, включающего её прогноз и оценку вероятности столкновения между КО, созданы различные модели.

Так, NASA разработаны одномерная и трёхмерная модели прогноза космической обстановки Evolve [6] и Legend [10] соответственно, позволяющие решать вопросы, связанные с оценкой вероятности столкновения двух орбитальных объектов, но эти модели являются собственностью NASA и доступ к ним ограничен. Они свободно доступны только в виде исполняемых файлов через официальный сайт, что исключает возможность их доработки.

Известные решения касаются:

- оптимизации границ окон запуска с учетом допустимого минимального расстояния между выводимым КА и КО [2];
- создания модели для оценки вероятности столкновения КО [9];
- прогнозирования числа орбитальных обломков с помощью различных моделей и сценариев развития [7, 8];
- оценки вероятности столкновения КА с ненаблюдаемым космическим мусором [3].

Методика выбора окон запуска по допустимому минимальному расстоянию между выводимым КА и КО [2] применима в случае, когда требования к окнам запуска позволяют изменять их границы.

Модель оценки вероятности столкновения КО Cube [9] обеспечивает хорошую статистическую оценку вероятности долгосрочного прогнозирования столкновений КО на орбите, но она не приспособлена для задач оценки безопасности выведения КА, так же как и методика [3].

Постановка задачи исследования.

Известны:

– начальные условия движения (НУД) N КО на момент запуска РН $\left[t_i, \bar{R}_i, \bar{V}_i, \sigma_i \right]$, $i = \overline{1, N}$, где t_i – момент времени, которому соответствуют НУД i -го КО; $\bar{R}_i, \bar{V}_i, \sigma_i$ – кинематические параметры движения и баллистический коэффициент i -го КО на момент времени t_i ;

- массово-инерционные и аэродинамические характеристики РН;
- характеристики двигательных установок РН;
- характеристики точки старта;
- массив из M окон запуска (под окном запуска будем понимать интервал времени старта РН), элемент которого T_j состоит из моментов открытия τ_{H_j} и закрытия τ_{K_j} j -го окна, то есть $T_j = \left[\tau_{H_j}, \tau_{K_j} \right]$.

Необходимо выбрать оптимальное по безопасности выведения окно запуска.

Основной материал исследований. Качественно безопасность выведения будем оценивать с помощью функции безопасности (ФБ) F , которая характеризует вероятность столкновения РН с КО и будет определена ниже.

Оптимальное окно запуска определим из функционала:

$$\Phi = \min_j F, \quad j = \overline{1, M}. \quad (1)$$

Методику оптимизации можно разделить на несколько этапов:

- расчёт траектории РН и параметров движения N КО;
- выбор «опасных» для заданной траектории КО;
- формирование набора статистических расчётных данных зависимости вероятности безопасного выведения КА от времени полёта и момента запуска для каждого из окон;
- построение аналитического закона распределения (ЗР), который соответствует полученным статистическим данным;
- выбор оптимального по ФБ окна запуска в зависимости от значения функционала (1).

Введём предположения:

- околоземная космическая обстановка постоянна, то есть не появляются новые КО и не прекращают существование старые;
- рассматриваются только каталогизированные КО;
- все объекты пассивные и не используют маневры для поддержания орбиты или для выполнения заданной миссии;
- объекты, орбита которых располагается ниже границы плотных слоёв атмосферы, исключаются из расчётов, как прекратившие свое существование;
- расстояние между РН и КО распределено по нормальному ЗР [1];
- в расчёте учитывается первая точка столкновения РН с КО (под столкновением понимается событие, состоящее во входе КО в зону пролёта РН с заданными параметрами);
- в каждой точке траектории РН возможно столкновение только с одним КО.

Для сокращения объема расчётов, связанных с прогнозированием траекторий большого количества КО, необходимо из их множества выделить «опасные» объекты, которые удовлетворяют следующим критериям:

1. По высоте пролёта i -го КО на момент достижения РН своей наивысшей точки траектории:

$$\max(R + R_{MIN}) \geq R_{\Pi_i},$$

где R – модуль вектора текущего положения РН; R_{MIN} – минимально допустимое расстояние между РН и КО; R_{Π_i} – радиус перигея i -го КО.

2. По эффективной площади рассеивания i -го КО:

$$\zeta_i \geq \zeta_{MIN},$$

где ζ_i и ζ_{MIN} – её каталогизированное и минимальное значения соответственно.

КО, которые не удовлетворяют критериям 1 и 2 считаются заведомо безопасными и исключаются из дальнейшего рассмотрения.

Для расчёта вероятности столкновения РН и КО представим их траектории в виде временных рядов кинематических параметров из k точек с интервалом, соответствующим шагу интегрирования. В каждой точке рассчитаем минимально допустимое расстояние между субъектами столкновения Δl :

$$\Delta l = \left| \overline{R}^{PH} - \overline{R}^{KO} \right|,$$

где \overline{R}^{PH} и \overline{R}^{KO} – векторы текущего положения РН и КО соответственно.

Поскольку расстояние между субъектами столкновения не может быть меньше нуля, представим его распределение в виде усеченного нормального ЗР с граничными значениями 0 и $+\infty$ и функцией распределения:

$$f(l) = \begin{cases} 0 & \text{при } \lambda \in (-\infty; 0) \\ \sqrt{\frac{2}{\pi\sigma^2}} \exp\left[-\frac{\lambda^2}{2\sigma^2}\right] & \text{при } \lambda \in [0; +\infty) \end{cases},$$

где λ – расстояние между РН и КО; $\sigma = \sqrt{\sigma_{PH}^2 + \sigma_{KO}^2}$ – среднее квадратическое отклонение расстояния между РН и КО; σ_{PH} и σ_{KO} – средние квадратические отклонения радиус-вектора текущего положения РН и КО.

Вероятность безопасного пролёта P_{B_k} в k -й точке траектории будет определяться выражением:

$$P_{B_k} = \sqrt{\frac{2}{\pi\sigma^2}} \int_0^{\Delta l} \exp\left[-\frac{\lambda^2}{2\sigma^2}\right] d\lambda.$$

Для расчёта вероятности столкновения во время пролёта через k точек рассмотрим расчёт вероятности столкновения во время пролёта через две соседние точки траектории. Запишем полную группу событий столкновения с КО в этих точках:

$$P_{C_1} \cdot P_{C_2} + P_{C_1} \cdot P_{B_2} + P_{C_2} \cdot P_{B_1} + P_{B_1} \cdot P_{B_2} = 1, \quad (2)$$

где P_{C_k} и P_{B_k} – вероятности столкновения и безопасного пролёта в k -й точке $k = \overline{1,2}$.

Рассмотрим слагаемые, входящие в (2):

- $P_{C_1} \cdot P_{C_2}$ – вероятность столкновения с КО в обеих точках траектории;
- $P_{C_1} \cdot P_{B_2}$ – вероятность столкновения в первой точке;
- $P_{C_2} \cdot P_{B_1}$ – вероятность столкновения во второй точке;
- $P_{B_1} \cdot P_{B_2}$ – вероятность безопасного пролёта через обе точки.

Следовательно, вероятность столкновения во время пролёта через обе точки траектории равна:

$$P_C(2) = 1 - P_{B_1} \cdot P_{B_2} = 1 - \prod_{i=1}^2 P_{B_i} . \quad (3)$$

По аналогии с (3), вероятность столкновения во время пролёта через k точек траектории будет определяться выражением:

$$P_C(k) = 1 - \prod_{i=1}^k P_{B_i} .$$

В результате проведенного расчёта для фиксированного момента времени τ_i в пределах j -го окна запуска получим табличную невозрастающую зависимость $P_{C_j}(\Phi, \tau_i) \Big|_{\Phi_{ATM} \leq \Phi \leq \Phi_0}$, где Φ_{ATM} и Φ_0 – моменты времени, соответствующие выходу РН из плотных слоёв атмосферы и отделению КА соответственно. Изменяя номер точки i в j -м окне и выполняя описанные выше расчёты, получим двумерный статистический ряд расчётных данных $P_{C_j}(\Phi, \tau) \Big|_{\substack{\Phi_{ATM} \leq \Phi \leq \Phi_0 \\ \tau \in T_j}}$, на основании которого ФБ можно записать в дискретном виде:

$$F = \sum_{i=1}^{n_{T_j}} \sum_{k=1}^{n_{\Phi}} P_{C_j}(\Phi_k, \tau_i), \quad (4)$$

где $n_{T_j} = \frac{\tau_{K_j} - \tau_{H_j}}{\Delta\tau_j} + 1$; $\tau_i = \tau_{H_j} + (i-1) \cdot \Delta\tau_j$; $n_{\Phi} = \frac{\Phi_0 - \Phi_{ATM}}{\Delta\Phi}$;
 $\Phi_k = \Phi_{ATM} + (k-1) \cdot \Delta\Phi$.

Для определения ФБ в непрерывном виде представим двумерный статистический ряд $P_{C_j}(\Phi, \tau) \Big|_{\substack{\Phi_{ATM} \leq \Phi \leq \Phi_0 \\ \tau \in T_j}}$ как двухпараметрический ЗР следующего вида:

$$f(\Phi, \tau) = \Psi(\Phi, \varphi_1, \dots, \varphi_{N_{\Phi}}), \quad (5)$$

где $f(\Phi, \tau)$ – плотность распределения; Ψ – функция выбранного теоретического ЗР, которая соответствует полученным эмпирическим данным; $\varphi_i = \Omega_i(\tau)$, $i = \overline{1, N_{\Phi}}$ – параметры ЗР; $\Omega_i(\tau)$ – функция зависимости i -го параметра выбранной теоретической функции от момента запуска в пределах окна; N_{Φ} – количество параметров выбранной теоретической функции распределения.

Функции $\Omega_i(\tau)$ удобно представить полиномом порядка N_{Ω} , коэффициенты которого a_{im} определяются методом наименьших квадратов [5] на основании эмпирических данных:

$$\Omega_i(\tau) = \sum_{m=0}^{N_{\Omega}} a_{im} \cdot \tau^m . \quad (6)$$

ЗР в виде (5) с учётом (6) позволяет перейти от дискретного вида ФБ (4) к непрерывному:

$$F = \int_{\Phi_{ATM}}^{\Phi_0} \int_{\tau_{Hj}}^{\tau_{Kj}} f(\Phi, \tau) d\Phi d\tau. \quad (7)$$

Подставляя (7) в (1), получим условие выбора наиболее безопасного окна запуска РН.

Выводы. В результате проведенного исследования предложена методика, позволяющая проводить априорную оценку безопасности конкретного запуска и выбирать оптимальное по ФБ окно запуска.

К задачам дальнейших исследований можно отнести уточнение модели определения вероятности столкновения РН и КО, рассмотрения возможности применения методики [9] для определения вероятности столкновения РН и КО и расчёта ФБ.

Предложенная методика будет в дальнейшем использована как для оценки безопасности конкретного запуска, так и для выбора оптимального по безопасности выведения окна запуска РН.

1. Губонин Н. С. Показатели качества системы сближения двух космических аппаратов при отказе (с восстановлением) измерительных средств в процессе сближения / Н. С. Губонин, А. И. Каретко, Л. В. Криницин // Космические исследования. – 1979. – Т. XVII, Вып. 6. – С. 846 – 851.
2. Заволока А. Н. К определению безопасных «окон запуска» космических аппаратов / А. Н. Заволока, П. Г. Хорольский // Техническая механика. – 2000. – № 2. – С. 33 – 38.
3. Лабуткина Т. В. «Быстрая» оценка степени опасности, создаваемой для системы спутников каталогизированными объектами космического мусора / Т. В. Лабуткина, В. А. Ларин // Вісник Дніпропетровського університету. Механіка. – 2003. – Вип. 7. – С. 100 – 107.
4. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников / А. И. Кобзарь. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 816 с.
5. Математическая энциклопедия. В 5-ти томах. Том 3. Коо-Од. М. : Советская энциклопедия, 1982. – 1184 с.
6. EVOLVE – NASA's One-Dimensional Orbital Debris Evolutionary Model. [электронный ресурс] – Режим доступа к статье <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.
7. Instability of the Current Orbital Debris Population. [электронный ресурс] // Orbital Debris. Quarterly News. – 2006. – Volume 10. – Issue 2. – P. 1 – 2. – Режим доступа к статье <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.
8. J.-C. LIOU A Preliminary Active Debris Removal Study. [электронный ресурс] / J.-C. LIOU AND N. JOHNSON // Orbital Debris. Quarterly News. – 2007. – Volume 11. – Issue 4. – P. 6 – 7. – Режим доступа к журналу <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.
9. J.-C. LIOU Cube – The LEGEND Collision Probabilities Evaluation Model. [электронный ресурс] // Orbital Debris. Quarterly News. – 2004. – Volume 8. – Issue 1. – P. 5 – 6. – Режим доступа к журналу <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.
10. LEGEND – NASA's Three-Dimensional Orbital Debris Evolutionary Model. [электронный ресурс] – Режим доступа к статье <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov>.

Днепропетровский национальный университет,
Днепропетровск

Получено 22.07.08,
в окончательном варианте 19.03.09