

УДК 629.76.085.075:521.3

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, Украина

К РЕШЕНИЮ ПРОЕКТНОЙ ЗАДАЧИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ В ВЕРОЯТНОСТНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Статья посвящена решению проблемы обеспечения безопасности полетов в механически опасной среде околоземного космического пространства. Сформулирована в оптимизационной постановке задача проектного инженерного управления безопасностью космических полетов в механически опасной среде движущихся космических объектов естественного и искусственного происхождения в вероятностной постановке. В состав управления включены программы уклонения летательного аппарата от космических объектов, а также защитные меры конструктивного и организационного порядков. Определены: векторный критерий, учитывающий ущерб от поражения аппарата, и состав вектора управления. Разработана методика оценки вероятности поражения аппарата космическими объектами

околоземное космическое пространство, космическая обстановка, космические полеты, управление, безопасность, ущерб, уклонение, космический аппарат, ракета-носитель, космический объект

Введение

В связи с существенной и все возрастающей засоренностью околоземного космического пространства (ОКП) и возрастающей степени его освоения все более актуальной становится проблема безопасности (БО) космических полетов (КОПО).

Формулирование проблемы. Степень БО выводимых в ОКП космических аппаратов (КА) определяет реальный эффект от решения их целевых задач, а также потери от возможного ущерба, нанесенного другим КА. Сейчас разработаны общие методологии (МЕ) оценки влияния космической деятельности на БО КОПО и управления БО сложных систем [1]. МЕ проектирования (ПР) космических ракетных комплексов (РК) учитывает требования к БО, минимизируя ущерб от аварий ракет-носителей (РН) [2]. Это достигается определением соответствующих тактико-технических требований (ТР) к РК и РН и последующим традиционным проектированием их. Такие требования – к параметрам начальной орбиты (НО), разрешенным диапазонам времени старта (ДВС) – определяются в [3] в детерминированной постановке из условия оптимизации функционала специального вида, обеспечивающей пролет проектируемых изделий на безопасном расстоянии относительно каталогизи-

рованных космических объектов (КО). Выбор указанных параметров влияет на энергомассовую (ЭМЭ) и целевую эффективности (ЦЭ) РН и КА. Очевидно, что дальнейшее повышение БО, ЭМЭ и ЦЭ РН, разгонных блоков и КА требует учета влияния случайных возмущающих факторов.

Общие соотношения. Модель движения (МД) любого космического объекта (КО), в том числе и ЛА, может быть представлена следующей системой уравнений:

$$\text{col} \{ \dot{\vec{v}} \, \dot{\vec{r}} \} = \text{col} \{ \dot{\vec{w}} + \vec{g}(\vec{r}); \vec{v} \}, \quad (1)$$

где $\vec{v}, \vec{r}$ – вектор скорости и радиус-вектор центра масс КО в инерциальной прямоугольной системе координат в момент времени t ; $\dot{\vec{w}}$ – вектор кажущегося ускорения; $\vec{g}(\vec{r})$ – вектор гравитационного ускорения.

Постановка задачи. Рассматривается движение ЛА в механически опасной среде движущихся КО естественного и искусственного происхождения в общем случае, с момента старта. Ситуации преследования и уклонения исключены. Необходимо сформировать концепцию проектного инженерного управления БО КОПО ЛА в ОКП в условиях действия случайных возмущений.

Решение проблемы

В основу МЕ решения поставленной проблемы положим результаты [2, 3], что предполагает определение на этапе макропроектирования ТР к НО $\bar{X}_0 = (\bar{r}_0, \bar{v}_0)$, ДВС $\Omega = \bigcup_{n \in \Lambda \subset N} \Omega_n, \Omega_n = [t_{n1}, t_{n2}]$, управлению $\bar{u}$ (частоте и глубине маневров) ЛА с двигательной установкой для последующего традиционного ПР на основе оптимизационных процедур, развитых в МЕ оптимального ПР. На последующих проектных итерациях в состав кортежа искомых параметров Θ могут быть включены ТР к мерам защиты ЛА, как конструктивным, так и организационным (по предварительной очистке требуемой области ОКП). Последние могут быть включены в состав управления $\bar{u}$. Тогда Θ получим оптимизацией некоторого критерия J , характеризующего БО ЛА, из условия:

$$\Theta^{opt} : J(\Theta^{opt}) \rightarrow extr. \quad (2)$$

Для обеспечения требуемых ЭМЭ и ЦЭ ЛА их показатели могут быть включены в состав J . В общем случае результат (2) будет компромиссным.

Как и в [2], включим в J компоненту F , характеризующую возможный ущерб от реализации некоторого опасного события (ОС). К числу последствий ОС можно отнести: потерю РН с КА или КА, снижение ЦЭ за счет выхода на нерасчетную НО или снижения функциональных или информационных возможностей аппаратуры, а также утерянную выгоду и нанесенный ущерб природе, обществу и другим субъектам космической деятельности разных видов. В качестве ОС будем рассматривать столкновение ЛА с КО, критерием примем их сближение на расстояние меньше суммы D_i их характерных диаметров $d_{ia}, d_i, i = \overline{1, I+1}$, где I – число каталогизированных КО (ККО), d_{I+1} – принятое значение диаметра ненаблюдаемого КО (НКО).

F определим как произведение стоимости ущерба и вероятности реализации соответствующего ОС.

Стоимость ущерба C конкретна, для общего случая ее определяют в функции вероятности реализации ОС P_{OC} [4]. ОС – механический конфликт (МК) – поражение ЛА от КО. МК из-за небесных тел исключены из-за маловероятности. МК для вновь выводимых объектов возможен вследствие ошибки или неопределенности в прогнозе траекторий полета ЛА, а также невозможности осуществления им маневра уклонения или его недостаточной управляемости. Ошибка прогноза движения вызвана следующим:

а) погрешностями параметров орбит КО и ЛА $\varepsilon \bar{r}, \varepsilon \bar{v}$;

в) наличием ненаблюдаемой части космического мусора, к числу которой относятся КО диаметром до $d_{I+1} = 0,1$ м, а для геостационарных орбит – $d_{I+1} = 1$ м. В современных КА предусматривается защита от столкновения с КО диаметром до $d^* = 1$ см;

с) ошибкой прогноза изменения численности КО из-за разрушений и незнанием орбит новых осколков;

д) недостаточной прогнозируемостью известных маневров ЛА другой принадлежности; этот фактор можно исключить из рассмотрения, предполагая, что движение этих и вновь выводимых ЛА наблюдаемым, управляемым и выполняемым по безопасным траекториям;

е) непредсказуемыми (случайными) маневрами ЛА, ухудшающими безопасность КОПО.

Вероятность поражения (ВП) ЛА от КО равна:

$$P_{OC} = 1 - (1 - P_{кко}) \left(1 - P_{нко} P_d(d_{нко} > d^*) \right), \quad (3)$$

где «ККО», «НКО» – индексы соответствия ККО и НКО; $P_{кко}$ – ВП ЛА от ККО; $P_{нко}$ – то же для НКО; $P_d(\cdot)$ – вероятность превышения диаметра НКО безопасной величины d^* .

Оценка ВП ЛА от всех ККО за период прогноза:

$$P_{кко}(t_0, t_k) = 1 - \prod_{i=1}^I \prod_{\xi=1}^{\Sigma_{ККОi}} (1 - P_{ККО}(i, \xi)), \quad (4)$$

где Σ_{KKO_i} – число опасных (на расстояние $\Delta r_i < D_i$) сближений i -го ККО с ЛА; $P_{KKO}(i, \xi)$ – ВП от i -го ККО при ξ -м сближении.

P_{KKO} и $P_{нко}$ можно определить разными способами – в зависимости от варианта исходных задания данных. В настоящее время существует достаточно много компьютерных моделей засоренности ОКП (IDES, MASTER, ORDEM, SPA и др.). При известных пространственной плотности КО и распределении относительных скоростей $P_{нко}$ определяется согласно [5]. Ее также можно оценить по вероятности пребывания «типовой частицы» на круговой орбите текущей высоты ЛА из [5].

P_{KKO} можно определить следующим образом:

- а) непосредственным расчетом по моделям засоренности (IDES, LUCA, SPA);
- б) на основе вероятностных карт (ВК) [6];
- с) на основе известного рассеяния $\varepsilon\vec{r}, \varepsilon\vec{v}$ КО и ЛА:

$$P_{KKO} = P(|\vec{r}_{KO} - \vec{r}_{ЛА}| \leq d_{KO} + d_{ЛА}). \quad (5)$$

При гауссовом ЗР $\varepsilon\vec{r} - P_{KKO}(|\vec{r}_{KO} - \vec{r}_{ЛА}|)$ имеет нецентрального распределение Максвелла.

- д) То же с учетом ограничения на скорость сближения тел $\Delta v = |\vec{v}_{KO} - \vec{v}_{ЛА}| \leq v^*$. P_{KKO} определяется ЗР из [7].

- е) На основе вероятностей пребывания «типовой частицы» на круговой орбите [5].

Заключение

Сформулирована оптимизационная задача обеспечения космических полетов в механически опасной среде движущихся КО естественного и искусственного происхождения в вероятностной постановке. В состав управления включены программы уклонения ЛА от КО, а также защитные меры конструктивного и организационного порядков. Критерий оптимизации – векторный, включает показатели ЭМЭ и ЦЭ, требова-

ния к защищенности ЛА и, главное, возможный ущерб. Разработана методика оценки ВП ЛА.

Дальнейшие исследования должны быть посвящены решению задачи в частных постановках.

Литература

1. Управление безопасностью сложных систем: методология, технологии, опыт / Н.Н. Брушлинский, Ю.М. Глуховенко, С.В. Соколов и др. // Проблемы безопасности при чрезвычайных ситуациях. – 2002. – № 6. – С. 22-47.
2. Методологические аспекты создания космических ракетных комплексов с учетом требований безопасности / А.Н. Машенко, А.И. Федякин // Космична наука і технологія. – 2007. – № 1. – С. 37-43.
3. Заволока А.Н., Хорольский П.Г. К определению безопасных «окон запуска» космических аппаратов // Техническая механика. – 2000. – № 2. – С. 33-38.
4. Белюченко И.М. Метод оптимизации характеристик функциональной надежности сложных систем // Космонавтика и ракетодинамика. – 2001. – № 22. – С. 131-138.
5. Метод оценки вероятности столкновения космического аппарата с ненаблюдаемым космическим мусором / В.А. Меньшиков, И.А. Постовит, Л.А. Пчелинцев // Космические исследования. – 1997. – № 6. – С. 618-623.
6. Мышев А. В. Порядок, хаос и фракталы в небесно-механических системах // Изв. АН. Сер. физическая. – 1998. – Т. 62, № 9. – С. 1907-1912.
7. Губонин Н.С., Полищук Е.П. К оценке качества сопряжения траекторий сближения и причаливания космического аппарата // Космические исследования. – 1977. – № 2. – С. 305-309.

Поступила в редакцию 24.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н. М. Дронь, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.