

УДК 621.396

В.А. Ямницкий¹, Е.И. Жилин¹, Е.В. Ветлугин¹, И.В. Ветлугина²¹Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков²Национальный экономический университет, Харьков

МЕТОД АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ВРЕМЕНИ СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

На основе результатов анализа существующих методов прогноза движения космических объектов и основных положений теории космического полета усовершенствован метод аналитической оценки времени существования космических объектов на околоземных орбитах. Предлагаемый метод усредненных полиномиальных коэффициентов позволяет, в отличие от известных, проводить аналитический расчет времени существования космических объектов в широком диапазоне изменения величины эксцентриситета их орбит.

метод аналитической оценки времени, космический объект, околоземная орбита

Введение

Интенсивное освоение космического пространства и увеличение заселенности околоземных орбит космическими аппаратами (КА) и фрагментами их запусков на рубеже XX – XXI веков остро поставило вопрос об обеспечении безопасности космических полетов и международной ответственности за вред, нанесенный космическими объектами (КО) на поверхности Земли и в космосе. Результатом обсуждения и решения вопросов обеспечения безопасности космических полетов стал ряд международных [1] и внутригосударственных [1, 2] правовых актов, регулирующих космическую деятельность международных организаций и государственных органов. В соответствии со статьей 20 раздела V «Обеспечение безопасности космической деятельности» Закона Украины «Про космическую деятельность» на Министерство обороны Украины в рамках его компетенции и наряду с Национальным космическим агентством Украины возлагается функция осуществления государственного надзора над выполнением требований безопасности космической деятельности в Украине. [2]

Важным аспектом обеспечения безопасности космической деятельности является контроль за возвращением КО, исчерпавших ресурс орбитального существования, и фрагментов их запусков на Землю. При этом, с целью минимизации негативных последствий падения КО на поверхность Земли, необходимо проведение работ по обнаружению и сопровождению КО, попадающих под категорию «прекращающих орбитальное существование», прогнозу времени орбитального существования, уточнение вероятного времени и района входа в атмосферу, падения на поверхность Земли, оценке степени опасности при их падения на Землю.

Своевременность проведения исследований в указанном направлении подчеркивается ситуацией, сложившейся в 2004 году с отечественными КА «Сич 1М»

(SICH-1M) и микроспутником «МК-11ТС» (МК-1TS), время орбитального существования которых сократилось более чем в десятки раз в сравнении с планируемым по причине вывода их на орбиту с параметрами отличными от номинальных.

Таким образом актуальность исследований направленных на разработку новых и усовершенствование существующих методов анализа космической обстановки и навигационно-баллистического обеспечения полета КА основывается на:

- необходимости осуществления государственного надзора над безопасностью космической деятельности в рамках международных соглашений и законодательства Украины;
- факте непрерывного увеличения заселенности околоземных орбит КО искусственного происхождения с относительно не большим временем своего орбитального существования;
- активизации космической деятельности в Украине;
- необходимости создания эффективных механизмов оперативного обнаружения признаков и прогнозирования экологической опасности космического характера.

Анализ вопроса

Процесс контроля за возвращением КО исчерпавших ресурс орбитального существования подразумевает последовательное решение задач направленных на обнаружение и идентификацию КО попадающих под категорию «прекращающих свое орбитальное существование»: прогноз вероятного времени и района падения (входа в атмосферу) КО на поверхность Земли; оценка степени опасности при их столкновении с Землей.

Теоретической основой решения описанных задач служат известные методы аналитического и численного прогнозирования движения КО осно-

ванные на использовании математических моделей наиболее полно описывающих возмущенное движение КО и численных методов интегрирования дифференциальных уравнений движения – Адамса, Коуэлла, Штермера, Рунге-Кутта и др [3 – 7]. В тоже время, задача оценки степени опасности столкновения КО с поверхностью Земли, является специфической и не входит в круг задач механики космического полета, но может быть решена с использованием специальных методик изложенных в [3, 8, 9, 11].

Практическая реализация процесса контроля за возвращением КО, исчерпавших ресурс своего орбитального существования, усложняется в силу большого количества КО, находящихся на низких орбитах и стохастического характера процесса неуправляемого спуска в атмосфере Земли. В этом случае задача обнаружения и идентификации КО, прекращающих орбитальное существование, решается с целью уменьшения избыточности входных данных для прогноза вероятного района, времени прекращения существования и оценки степени опасности КО. В то же время, введение в процесс обработки данных каталогов КО операции селекции КО, прекращающих орбитальное существование, позволяет снизить вычислительные затраты на обнаружение и прогноз времени и вероятного района падения на несколько порядков.

Как правило, селекция КО прекращающих существование из состава каталога производится по критерию времени орбитального существования. При этом расчет времени существования КО может быть получен с высокими точностными характеристиками при использовании численных методов прогноза орбитальных параметров движения КО. Однако численные методы, в этих условиях, практически не приемлемы из-за весьма значительных затрат машинного времени при их реализации, которые при длительности прогнозируемого интервала 30 суток и размере каталога КО 8000 векторов могут составить от единиц до десятков часов.

В связи с этим для повышения оперативности решения задачи селекции КО из состава каталога целесообразно использовать совокупность критериев «по высоте перигея» и «по времени орбитального существования». При этом предварительная селекция векторов орбитальных параметров КО производится в два этапа по совокупности выполнения условий

$$h_{\Pi} \geq h_{кр}, \quad (1)$$

где h_{Π} – высота перигея; $h_{кр}$ – критическое значение высоты перигея;

$$T \geq t_{кр}, \quad (2)$$

где $t_{кр}$ – критическое значение величины времени орбитального существования КО.

Наряду с этим, применение для оценки времени орбитального существования КО аналитических методов расчета позволит сократить вычислительные

затраты по сравнению с применением численных методов и обеспечить обработку каталогов КО в режиме, близком к реальному времени, с относительной погрешностью прогноза порядка 10 – 20%.

В [3] оценка времени существования КО на круговой орбите определяется выражением

$$T_o = \frac{1}{2 \cdot k_b \cdot \sqrt{g}} \cdot \int_0^{h_o} \frac{dh}{\sqrt{r \cdot \rho(h)}}, \quad (3)$$

где k_b – баллистический коэффициент; g – постоянная тяготения; h – высота КО; h_o – начальная высота КО; r – расстояние от КО до центра Земли; $\rho(h)$ – функция плотности атмосферы.

Приведенное выражение предполагает следующие ограничения: форма Земли – сфера; орбита КО – Кеплеровская (геогармники поля тяготения Земли не учитываются); атмосфера – статическая, т.е. ее плотность зависит только высоты, но не зависит от времени. [10].

Применение выражения (3) для оценки времени существования КО на орбитах с эксцентриситетом $e \neq 0$, приводит к наличию погрешности вычислений обусловленной необходимостью введения замены вида $h = h_{\Pi}$ или $h = h_A$. При этом величина погрешности растет пропорционально e и имеет знак определяемый видом произведенной замены. Необходимо констатировать, что применение (3) для оценки времени существования возможно только для КО с формой орбиты близкой к круговой, и не приемлемо к КО на орбитах с эксцентриситетом порядка $e > 0,001$.

Из [3 – 6] известны другие аналитической методы оценки времени орбитального существования КО, в том числе и на эллиптических орбитах, однако проведенный анализ показывает их узкий диапазон применимости для орбит с различными значениями эксцентриситета. Настоящая работа посвящена синтезу аналитического метода оценки времени существования КО, применение которого возможно в широком диапазоне значений эксцентриситета орбиты КО.

Синтез метода

Для синтеза метода воспользуемся приведенными выше ограничениями (3). Справедливость данных допущений основывается на утверждении, приведенном в [11], что на практике величина относительной погрешности оценки времени существования КО составляет не менее 20% из-за непрогнозируемых вариаций плотности верхней атмосферы.

Допустим, что при фиксированной величине перигея $h_{\Pi} = \text{const}$ зависимость времени существования КО на эллиптической орбите от высоты апогея должно хорошо отображаться полиномом второй степени

$$T_e \equiv a_0 + a_1 \cdot h_A + a_2 \cdot h_A^2, \quad (4)$$

где a_i – коэффициенты полинома; h_A – высота апогея.

Данное предположение выдвинуто на основании следующих положений. Доля витка, совершаемого КО по околоземной орбите и приходящаяся на область атмосферы Земли, обратно пропорциональна высоте апогея h_A (рис. 1). Период обращения КО прямо пропорционален высоте апогея h_A (рис. 1.).



Рис. 1. Влияние параметров орбиты на время существования КО

В то же время, основываясь на экспоненциальной зависимости плотности атмосферы [10] от высоты, представим тождество для отыскания оценки времени существования КО на круговой орбите в виде

$$T_o \equiv b_o + b_1 \cdot e^{-\alpha \cdot h_{\Pi}}, \quad (5)$$

где b_i – коэффициенты полинома экспоненциальной интерполяции; α – коэффициент пропорциональности.

Ошибка прогноза времени существования КО на эллиптической орбите обусловлена использованием неадекватной модели движения в аналитическом методе расчета и может быть компенсирована введением поправочных коэффициентов, которые учитывают различие моделей кругового и эллиптического движения КО. Из общих рассуждений понятно, что такой коэффициент может иметь вид функции, аргументом которой является соотношение высот апогея и перигея для эллиптической орбиты. Нахождение указанной зависимости осуществлялось путем численного расчета времени существования КО на эллиптической орбите, аналитического расчета времени существования КО на круговой орбите, сравнении соответствующих результатов для заданной высоты перигея и аппроксимации результатов моделирования полиномом второй степени

$$\frac{T_d}{T_a} = a_o + a_1 \cdot \frac{h_A}{h_{\Pi}} + a_2 \cdot \left[\frac{h_A}{h_{\Pi}} \right]^2, \quad (6)$$

где T_d – оценка времени орбитального существования КО, полученная численным методом; T_a – оценка времени орбитального существования КО, полученная аналитическим методом.

Поскольку выражение (6) линейно по отношению к искомым коэффициентам a_i , то для их определения может быть использован метод наименьших квадратов (МНК). Результаты численного моделирования для высот апогея $h_A = 125 \dots 300$ км и отношения высот $h_A/h_{\Pi} = 1 \dots 6$ представлены на рис. 2.

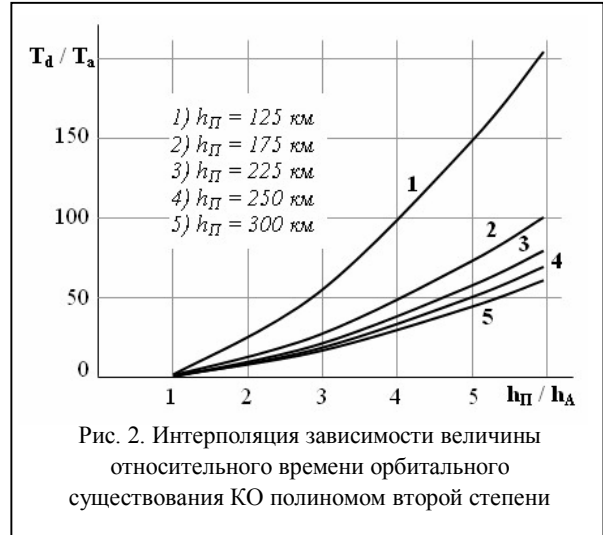


Рис. 2. Интерполяция зависимости величины относительного времени орбитального существования КО полиномом второй степени

Как показали результаты моделирования, эмпирическая оценка зависимости времени существования КО на эллиптической орбите полиномом второй степени (4) подтверждается с достаточной степенью точности. Для круговых орбит $h_A/h_{\Pi} = 1$ аналитический и численный методы расчета времени падения дают очень близкие результаты, чего и следовало ожидать.

Интерполяция коэффициентов полинома $a_i(h_{\Pi})$ (6) осуществлялась с помощью зависимости

$$a_i(h_{\Pi}) = b_{i0} + b_{i1} \cdot \frac{h_{\Pi}}{h_{\Pi_0}} + b_{i2} \cdot e^{\frac{\left[\frac{h_{\Pi}}{h_{\Pi_0}} \right]^{-1}}{\beta}}, \quad (7)$$

где b_{ij} – коэффициенты полинома; h_{Π_0} – критическая высота перигея; β – коэффициент пропорциональности при показателе экспоненты.

Результаты интерполяции (7) приведены на рис. 3.

С учетом (6) и (7) окончательно для оценки времени существования КО на орбите с произвольным значением величины эксцентриситета получим:

$$T_e \approx T_a \sum_{i=0}^2 \left[b_{i0} + \frac{b_{i1} h_{\Pi}}{h_{\Pi_0}} + b_{i2} e^{\frac{\left[\frac{h_{\Pi}}{h_{\Pi_0}} \right]^{-1}}{\beta}} \right] \left[\frac{h_{\Pi}}{h_{\Pi_0}} \right]^i, \quad (8)$$

где для расчетов b_{ij} рекомендованы следующие значения переменных $h_{\Pi_0} = 125$ км и коэффициентов $\beta = 0,15$ (табл. 1).

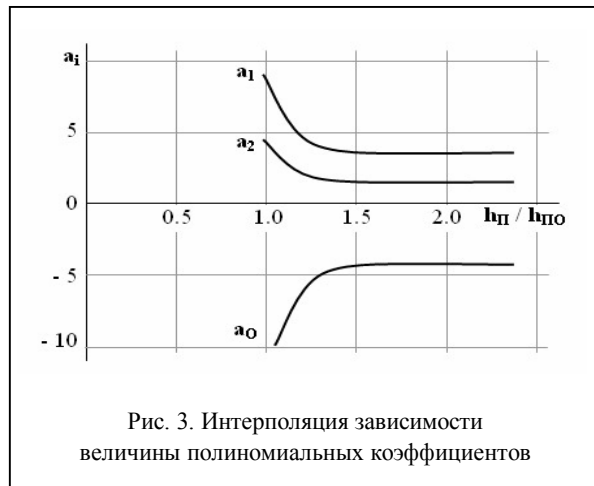


Рис. 3. Интерполяция зависимости величины полиномиальных коэффициентов

Таблица 1

Значения коэффициентов

i	j		
	1	2	3
1	-4,264643	-0,007975	-8,860166
2	2,894401	0,315177	5,834440
3	1,937749	-0,297869	2,830955

Совокупность выражений (7), (8) определяет метод аналитической оценки времени существования КО на околоземных орбитах.

Выводы и замечания

Таким образом, предложен метод, суть которого сводится к аналитическому расчету времени существования КО на круговой орбите с последующим нормированием результата по относительному времени существования КО на эллиптической орбите. Применение данного метода на практике позволяет проводить оценку времени существования КО на околоземных орбитах в широком диапазоне изменения величины их эксцентриситета.

Список литературы

1. Космічне право України: Збірник національних і міжнародних правових актів. Вид. 4-те, переробл. Та допов. – К.: Атіка, 2004. – 440 с.
2. Закон України “Про космічну діяльність” від 15.11.96 № 505/96-ВР.
3. Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И. и др. Полет космических аппаратов, примеры и задачи. – Л.: Машиностроение, 1980. – 240 с.
4. Управление и навигация искусственных спутников земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 262 с.
5. Механика космического полета / М.С. Константинов и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 144 с.
6. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 607 с.
7. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990. – 220 с.
8. Постанова Кабінету Міністрів України № 175 «Про затвердження Методики оцінки збитків від наслідків надзвичайних ситуацій техногенного і природного характеру» від 15 лютого 2002 р.
9. Постанова Кабінету Міністрів України № 368 «Про затвердження Порядку класифікації надзвичайних ситуацій техногенного та природного характеру за їх рівнями» від 24 березня 2004 р.
10. Навигационное обеспечение полета орбитально-го комплекса Салют-6 – Союз – Прогресс / Под ред. Б.Н. Петрова, И.К.Бажинова. – М.: Наука, 1985. – 120 с.
11. Зюбин В.И., Ямницкий В.А., Борцов В.В., Симонова О.Г. Принятие решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты в условиях недостаточности информации // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ, 2001. – Вип. 4 (14). – С. 198-203.

Поступила в редколлегию 21.09.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Козелков, Национальная академия обороны Украины, Киев.