

МЕТОД ОБНАРУЖЕНИЯ ОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ ПО ТРАССЕ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Н. Роянов

(представил д.т.н., проф. Д.В. Голкин)

Приводятся результаты моделирования и анализа космической обстановки на этапе полета космического аппарата (КА) с целью избежания столкновений с другими КА и фрагментами запуска.

В настоящее время возникла сложная обстановка в околоземном космическом пространстве, поскольку на орбитах насчитывается очень большое количество не только действующих, но и закончивших свое существование спутников, а также фрагментов их выведения. Естественно, что такая "заселенность" орбит увеличивает вероятность выведения КА из строя. В настоящее время "норматив" опасного сближения для пилотируемых КА составляет 30 км. Такое сближение происходит до нескольких раз в месяц. Возникает необходимость оценки и предупреждения опасных сближений КА. Не следует забывать, что опасные сближения также возникают и при выводе одной ракетой - носителем нескольких спутников.

При запуске космического аппарата "Сич-1" возникла нештатная ситуация, связанная с отделением чилийского микроспутника (в запланированный момент времени спутник не отделился). Через год полета КА с пункта оптических наблюдений за спутниками был зарегистрирован космический объект, двигающийся по траектории КА и опережающий его приблизительно на 1 минуту. При дальнейшем сопровождении КА этот факт подтвердился, при этом была получена дополнительная информация о нарастании опережения на 30 секунд в сутки. Поэтому возникло подозрение, что произошло самопроизвольное отделение микроспутника, которое может привести к самым непредсказуемым последствиям.

Проанализировать возникшую ситуацию – решить краевую задачу – вначале пришлось по данным оптических средств, но затем встал вопрос о необходимости привлечения радиолокационных наблюдений. По результатам обработки данных оптических средств можно было бы выдвинуть гипотезу об отделении фрагмента от КА (расстояние между объектом и КА - 13.67 км, относительная скорость - 20.97 м/сек). Однако, вызвала сомнение точность измерений, особенно необыкновенно высокая "гладкость" кривых измерения и невязок, а также привязка измерений ко времени (в секундах). Для окончательного вывода о факте разделения КА и микроспутника необходимо было произвести обработку с привлечением

априорной информации о движении наблюдаемого объекта в пространстве, т.е. с использованием вектора состояния объекта [1].

Анализ полученных измерений (всего 86 измерений) проводился по следующим группам критериев [2].

1. Проверка физического соответствия представленной с радиолокационной станции (РЛС) информации с целеуказаниями для сопровождаемых объектов.

2. Время прохождения объекта через зону наблюдения РЛС и качественное соответствие измеренных дальности, угла места и компонент скоростей выданному прогнозу.

3. Предварительная проверка соответствия оскулирующих элементов.

4. В каждом измерении, поступающем с РЛС, содержится 6 компонент, соответственно, методом простого пересчета возможно восстановление шести компонент оскулирующих параметров.

5. Контроль невязок прогнозов и измерений в пространстве РЛС.

6. Проверка соответствия оптических измерений с измерениями РЛС.

На основании измерений РЛС была решена задача определения существования в плоскости орбиты КА других объектов, в том числе наблюдавшихся оптическими средствами.

С этой целью была сделана попытка выделения из всего имеющегося объема измерений РЛС "группировок", т.е. измерений, принадлежащих одному и тому же объекту. Из полученных измерений только 16 отобраны, как представляющие информационную ценность (одно из них соответствует КА). Внимательный анализ найденных "группировок" с помощью специально разработанной программы показал, что происходил повторный захват одного и того же объекта в пределах сеанса связи, что было подтверждено специалистами РЛС. Более существенные результаты достигнуты с применением другой разработанной программы совместно с данными программы пересчета, позволяющими выделить измерения объектов, близких по положению к траектории КА.

Предварительный отбор орбит спутников, попадающих в окрестность заданной точки, производился по критерию нахождения этой точки между значениями радиус - векторов апоцентра (\mathbf{R}_a) и перигея (\mathbf{R}_p) орбиты.

Будем считать, что окрестность задана сферой радиуса r с центром, отстоящим от центра Земли на расстоянии \mathbf{R} . При выполнении условий:

$$\mathbf{R} + r > \mathbf{R}_p ; \quad \mathbf{R} - r < \mathbf{R}_a , \quad (1)$$

где $\mathbf{R}_p = a \cdot (1 - e)$; $\mathbf{R}_a = a \cdot (1 + e)$; $e = \sqrt{l^2 + h^2}$; $a = f_m \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{T}{2\pi}\right)^2}$;

a - большая полуось орбиты; f_m - гравитационная постоянная Земли; l, h - параметры Лапласа; T - "звездный" период обращения, спутник может войти в окрестность заданной точки [3]. При несоблюдении (1) КО отбраковывается и не учитывается при вычислениях обстановки.

Затем рассчитывается минимальное расстояние между КО в предположении их прямолинейного движения, т.е.

$$\frac{d|\mathbf{R}|}{dt} = 0, \quad (2)$$

где $\mathbf{R} = (\overline{r_1} + \overline{v_1} * t) - (\overline{r_2} + \overline{v_2} * t)$ - текущее расстояние между объектами;

$\overline{r_1}, \overline{v_1}$ - начальное положение и скорость первого объекта;

$\overline{r_2}, \overline{v_2}$ - начальное положение и скорость второго объекта;

t - время от начального положения до минимального сближения.

Из (2) следует, что

$$t = \frac{(\overline{r_2} - \overline{r_1})(\overline{v_2} - \overline{v_1})}{|\overline{v_2} - \overline{v_1}|^2}.$$

После этого рассчитываются положения объектов на момент минимального сближения:

$$\overline{r_{1\min}} = \overline{r_1} + \overline{v_1} \cdot t; \quad \overline{r_{2\min}} = \overline{r_2} + \overline{v_2} \cdot t.$$

В результате были выделены два объекта, которые двигались в плоскости КА, опережая его, и в течение некоторого периода имели с ним сближение на расстояние десятков или первых сотен километров. Минимальное расстояние между КА и одним из объектов составило 2744.76 метров. Дальнейшее сопровождение КА и анализ полученных данных позволили определить то, что один из обнаруженных вблизи КА объектов является его выводящей ступенью, которая за год существования опередила его на 1 виток.

Высота, на которой был зарегистрирован второй объект, составляла около 930 км, что, с учетом значительного эксцентриситета, позволило определить эту высоту как апогей, а перигей объекта располагается в южном полушарии. Трудно предположить, что на такой орбите может находиться фрагмент КА "Січ-1", скорее всего, это был один из КА специального назначения.

В дальнейшем вышеупомянутая программа была предложена для включения в состав математического обеспечения ЦККП Украины.

ЛИТЕРАТУРА

1. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Под ред. Г.Н. Дубошина. – М.: Наука, 1976. – 276 с.
2. Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И. Полет космических аппаратов, примеры и задачи. – Л.: Машиностроение, 1980. – 243 с.
3. Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. – М.: Машиностроение, 1981. – 436 с.

Поступила в редколлегию 19.10.2000