

ΔΑΝΪΪΪΑΑΑΙΕΑ ΦΡΑΓΜΕΝΤΩΝ ΣΑΪΟΝΕΑ ΚΟΣΜΙΚΟΥ ΑΠΠΑΡΑΤΑ ΙΑ ΙΝΪΙΑΑ ΑΑΕΕΕΝΟΕΧΑΝΕΙΕ ΕΙΟΪΒΙΑΟΕΕ

к.т.н. В.И. Зюбин, к.в.н. С.В. Лазебник, О.Г. Симонова
(представил д.т.н., проф. Д.В. Голкин)

Разработана методика и определен критерий идентификации и отождествления фрагментов запуска на основе баллистической информации на начальном этапе полета космического аппарата.

Как правило, выведение на орбиту космического аппарата (КА) сопровождается наличием на близких траекториях одного - двух фрагментов запуска. Их распознавание на начальном этапе полета КА (в течение первых двух суток) является необходимым условием для принятия решения о нештатной ситуации (например, если не произошло разделение КА и ракеты - носителя), а также для выделения КА на фоне сопутствующих фрагментов запуска на всех мерных витках.

Обычно распознавание фрагментов запуска осуществляется на основе некоординатной информации, привлечение источников которой на начальном этапе полета КА затруднительно, а в случае нештатной ситуации – невозможно. В связи с этим, в качестве наиболее приемлемого рассматривается вариант двухэтапного решения задачи распознавания на основе баллистической информации по следующей методике: на первом этапе осуществляется решение задачи идентификации измерений с расчетными начальными условиями (РНУ) каждого из элементов запуска с последующим уточнением РНУ по методу наименьших квадратов; на втором этапе – решение задачи определения фактического соответствия орбитального построения элементов запуска априорным данным.

В качестве критерия предлагается невязка по времени Δt в пространстве орбитальной системы координат (ОСК) между значениями параметров орбиты прогноза и значениями параметров измерения. Невязка по времени является результатом первоначального прогнозирования вектора начальных условий (НУ) на время измерения (для вычисления нуля - приближения невязки по времени) и дополнительного прогнозирования от вектора прогноза до точки, в которой плоскость (рис.1, плоскость YZ), перпендикулярная плоскости орбиты прогноза (рис.1, плоскость XY), пройдет через вектор измерения (прогноз движения КА от точки прогноза на время измерения).

В точке прогноза строится орбитальная матрица, вектор измерения преобразуется в ОСК в этой точке и затем проверяется принадлежность вектора измерения заданным начальным условиям (НУ) в пределах стробов невязок по каждому из параметров вектора.

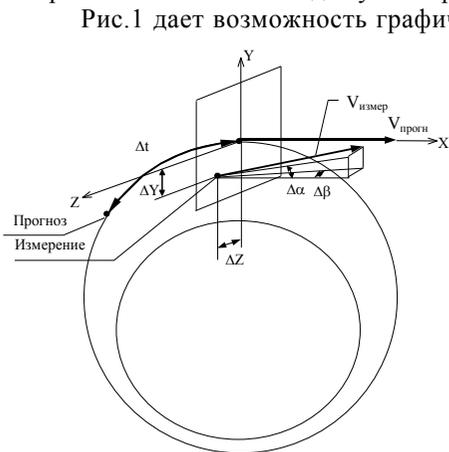


Рис. 1. Компоненты невязок прогноза и измерения в ОСК

местной вертикали в плоскости орбиты, ось Z - дополняет систему координат до прямоугольной.

На рис. 2 условно изображены расчетные траектории полета группировки “UOSAT-12”. Она включает КА, РН и крышку газодинамического экрана (крышка ГДЭ). На первом витке (первое прохождение экватора) после их разделения: первой пересекает экватор крышка ГДЭ, вслед за ней КА, а РН пересекает экватор с большим запаздыванием, что полностью соответствует схеме выведения группировки на орбиту.

На основании проведенных расчетов был построен график относительных моментов прохождения экваторов всеми фрагментами группировки (рис. 3) и сделан вывод, что период обращения крышки ГДЭ на 8,8 сек меньше периода КА “UOSAT-12”, а период обращения РН (в среднем режиме) на 472 сек больше него. С учетом разрешающей способности средств контроля космического пространства при штатном режиме выведения на орбиту РН наблюдается как отдельный объект уже со второго витка (в противном случае - возможность нештатной ситуации), а КА и крышка ГДЭ как отдельные объекты могут наблюдаться только с 7 витка (отсутствие на 7 витке двух отдельных элементов может свидетельствовать о возникновении нештатной ситуации). Применение вышеизложенной методики с учетом схемы выведения на орбиту группировки “UOSAT-12” и технологии разделения ее элементов дало возможность английским средствам

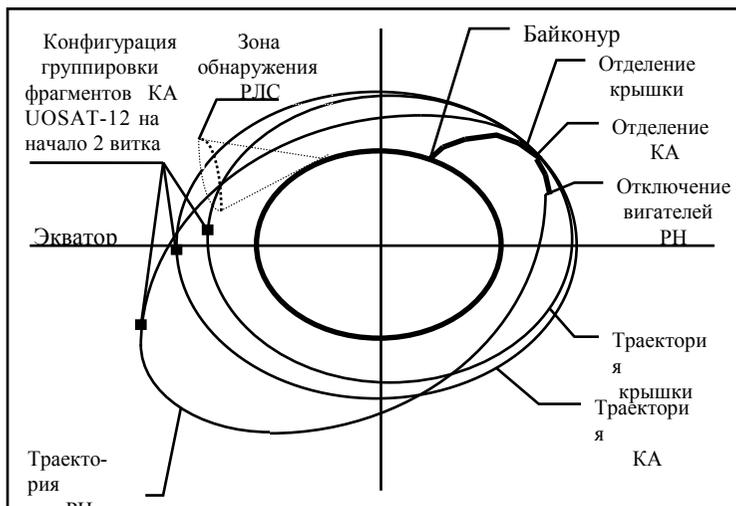


Рис. 2. Траектории полета КА “UOSAT-12” и фрагментов запуска на витке старта

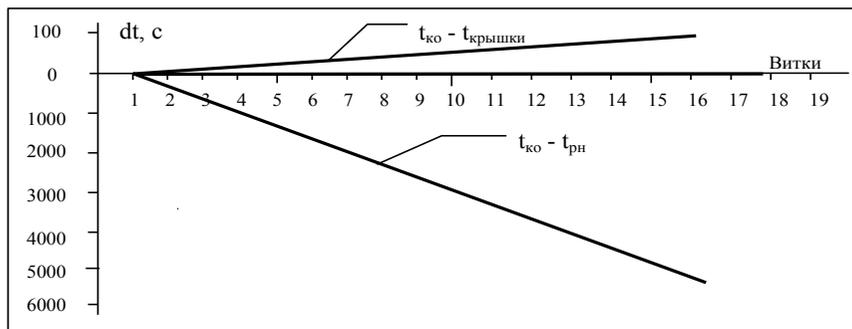


Рис. 3. График относительных времен прохождения восходящих узлов КА “UOSAT-12” и фрагментов запуска в первые сутки полета

наблюдения по нашим целеуказаниям уже на 8 витке взять на сопровождение КА “UOSAT-12”. Российскому ЦККП и американскому NORAD только на 18-20 витке удалось верно идентифицировать каждый из трех фрагментов запуска.

ЛИТЕРАТУРА

1. Khutorovsky Z.N., Boikov V.F., Pilaev L.N.: Low - perigee satellite catalogue maintenance // NEAR - EARTH ASTRONOMY. - M.: Russian Academy of Sciences Institute of Astronomy. – 1998. – P. 3 – 10.