

ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЯ О ШТАТНОМ ИЛИ НЕШТАТНОМ ПРОТЕКАНИИ УПРАВЛЯЕМОГО СПУСКА С ОРБИТЫ В УСЛОВИЯХ НЕДОСТАТОЧНОСТИ ИНФОРМАЦИИ

к.т.н. В.И. Зюбин, к.ф.-м.н. В.А. Ямницкий, к.т.н. В.В. Борцов, О.Г. Симонова
(представил д.т.н., проф. Д.В. Голкин)

Разработана методика и определен критерий принятия решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты в условиях недостаточности информации. Методика апробирована на примере спуска комплекса «Мир».

При выведении на орбиту космического аппарата (КА) распознавание фрагментов запуска является необходимым условием для принятия решения о штатном или нештатном протекании полета КА на начальном этапе. В условиях разветвленной сети РЛС (например, в России) существует методика принятия решения о штатной или нештатной ситуации [1], которая в условиях недостаточности информации, характерной для Украины, не может быть использована Национальной системой контроля и анализа космической обстановки (СКАКО). При получении измерений от национальных средств наблюдения лишь несколько раз в сутки идентификация и отождествление КА и сопутствующих фрагментов запуска осуществляется по методике принятия решения о штатной или нештатной ситуации со специальным критерием - «невязка по времени прохождения зоны измерения» [2].

Принятие решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты в условиях недостаточности информации должно также базироваться на применении достаточно простого, быстро вычисляемого и, главное, устойчивого критерия. В связи с данной проблемой была усовершенствована методика [2], что дало возможность контролировать ситуацию при управляемом спуске с орбиты комплекса «Мир», успешно осуществленного 23 марта 2001 года.

Как один из вариантов при выборе критерия рассматривалось использование невязок измерений и прогноза в станционной системе координат (ССК). Однако, несмотря на простоту их вычисления, они зависят от параметров средства наблюдения и расположения КА по отношению к нему, и следовательно, не удовлетворяют критерию устойчивости.

Значительно устойчивее ведет себя «критерий невязки по времени прохождения зоны измерения», определяемый как время, необходимое для полета от «прогнозной» компоненты измерения до «фактической». Обычно используется «взвешенная невязка по времени», вычисляемая по двум компонентам – дальности и азимуту, сущность которой заключается в следующем.

Если имеется i - е измерение, включающее в себя: Δr_i - невязку измерения и прогноза по дальности, Δe_i - невязку измерения и прогноза измерения по азимуту, r_i - радиальную скорость, e_i - азимутальную скорость, dr_i - среднеквадратическую ошибку измерения дальности, de_i - среднеквадратическую ошибку измерения азимута, то взвешенная невязка по времени Δt рассчитывается по следующим формулам:

$$pr_i = \left[\frac{r_i}{dr_i} \right]^2; \quad pe_i = \left[\frac{e_i}{de_i} \right]^2;$$

$$\Delta tr_i = \frac{\Delta r_i}{r_i}; \quad \Delta te_i = \frac{\Delta e_i}{e_i}; \quad \Delta t = \frac{pr_i \cdot \Delta tr_i + pe_i \cdot \Delta te_i}{pr_i + pe_i},$$

где pr_i , pe_i - веса компонент Δtr_i , Δte_i .

Однако, и этот критерий является «станционно-зависимым» и подвержен вариациям в зависимости от расположения КА по отношению к наблюдателю. В связи с этим для принятия решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска был разработан новый «критерий невязки по времени прохождения зоны измерения», основанный на использовании орбитальной системы координат (ОСК) и обладающий преимуществами:

- независимостью от параметров наблюдателя (РЛС);
- независимостью от расположения КА по отношению к наблюдателю;
- независимостью от ориентации орбиты в пространстве и ее высоты;
- наглядностью и наличием точного «физического» содержания.

Вычисление «критерия невязки по времени прохождения зоны измерения» производится в ОСК, оси которой направлены следующим образом:

- ось «X» – по вектору скорости;
- ось «Y» – в направлении радиус-вектора;
- ось «Z» – дополняет до «правой» СК.

Переход из инерциальной системы координат (ИСК) в орбитальную систему координат может быть описан матрицей вращения $[M_{orb}]$:

$$\bar{R}_{orb} = [M_{orb}] \times \bar{R}_{isk}.$$

Если вектора скорости в ИСК \bar{V}_{isk} и радиус-вектор \bar{R}_{isk} считать нормированными на «1», то орты осей ОСК в ИСК могут быть вычислены как:

$$\bar{Z} = \bar{V}_{isk} \times \bar{R}_{isk};$$

$$\bar{Y} = \bar{Z} \times \bar{V}_{isk}.$$

При этом вектора \bar{Y} и \bar{Z} также нормируются.

Тогда матрица перехода из ИСК в ОСК может быть записана как

$$[M_{orb}] = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \\ Y_x & Y_y & Y_z \\ Z_x & Z_y & Z_z \end{bmatrix}.$$

Пусть $\Pi_{t_{II}}$ - оператор прогноза вектора состояния КА на время t_{II} :

$$\left(\bar{\mathbf{R}}_{II}, \bar{\mathbf{V}}_{II}, t_{II}\right) = \Pi_{t_{II}}\left(\bar{\mathbf{R}}_0, \bar{\mathbf{V}}_0, t_0\right),$$

где $\bar{\mathbf{R}}_0, \bar{\mathbf{V}}_0, t_0; \bar{\mathbf{R}}_{II}, \bar{\mathbf{V}}_{II}, t_{II}$ - начальный и прогнозный векторы состояния КА.

В качестве оператора Π_t может использоваться: численный прогноз (программа численного решения дифференциальных уравнений движения); аналитический прогноз (программа GPS-4, реализующая прогноз с учетом геогармоник вплоть до четвертой). Пусть также $\bar{\mathbf{R}}_{II}, \bar{\mathbf{V}}_{II}, t_{II}$ - «измеренный» вектор состояния КА, восстановленный по компонентам измерения. Для вычисления «невязки по времени прохождения зоны измерения» следует выполнить нижеперечисленные операции.

1. Производим численный прогноз от начального положения КА на время измерения

$$\left(\bar{\mathbf{R}}_{II}, \bar{\mathbf{V}}_{II}, t_{II}\right) = \Pi_{t_{II}}\left(\bar{\mathbf{R}}_0, \bar{\mathbf{V}}_0, t_0\right).$$

2. Проводим нормаль от «измеренного» вектора состояния КА на плоскость прогнозной орбиты. Для этого предварительно в точке прогноза строится орбитальная матрица $[\mathbf{M}_{orbII}]$, а затем вычисляются компоненты нормали в пространстве ОСК:

$$\bar{\mathbf{R}}_n = [\mathbf{M}_{orbII}] \times (\bar{\mathbf{R}}_{II} - \bar{\mathbf{R}}_{II}); \quad \mathbf{Y}_n = \mathbf{0},$$

где $\bar{\mathbf{R}}_n(\mathbf{X}_n, \mathbf{Y}_n, \mathbf{Z}_n)$ - радиус-вектор основания нормали в пространстве ОСК.

Указанный радиус-вектор преобразуем в ИСК:

$$\bar{\mathbf{R}}_{nisk} = [\mathbf{M}_{orbII}]^{-1} \times \bar{\mathbf{R}}_n + \bar{\mathbf{R}}_{II}.$$

3. Вычисляем приращение аргумента широты по трассе КА от вектора прогноза до основания полученной нормали: $\delta u = \arccos(\bar{\mathbf{R}}_{nisk} \times \bar{\mathbf{R}}_{II})$; вычисляем время движения КА на этом участке $\delta \tau = \delta u / n$, где n - среднее движение КА в точке прогноза;

4. Производим аналитическое прогнозирование от ранее вычисленного времени прогноза вперед дополнительно на время $\delta \tau$:

$$\left(\bar{\mathbf{R}}_{\tau}, \bar{\mathbf{V}}_{\tau}, t_{II} + \tau\right) = \Pi_{t_{II} + \tau}\left(\bar{\mathbf{R}}_{II}, \bar{\mathbf{V}}_{II}, t_{II}\right).$$

5. В точке дополнительного прогноза строится новая орбитальная матрица $[\mathbf{M}_{orb\tau}]$ и «измеренный» вектор преобразуется в ОСК в этой точке

$$\bar{\mathbf{R}}_{n\tau} = [\mathbf{M}_{orb\tau}] \times (\bar{\mathbf{R}}_{II} - \bar{\mathbf{R}}_{\tau}).$$

После чего вычисляется длина перпендикуляра L от «измеренного» радиус-вектора до плоскости (\mathbf{YZ}) полученной ОСК: $L = \mathbf{X}_{n\tau}$.

6. Длина перпендикуляра используется для коррекции времени движения КА от первоначальной точки прогноза до плоскости, которая проходит через измерение и перпендикулярна орбите КА: $\delta \tau = \delta \tau + L / |\mathbf{V}|$, где $|\mathbf{V}|$ - модуль орбитальной скорости.

Этапы 4) +6) итерационно повторяются вплоть до сведения L до пренебрежимо малой величины.

Полученное в результате итерационного цикла значение $\delta\tau$ и есть «критерий невязки по времени прохождения зоны измерения». Основные элементы «критерия невязки по времени прохождения зоны измерения» в пространстве ОСК приведены на рис. 1.

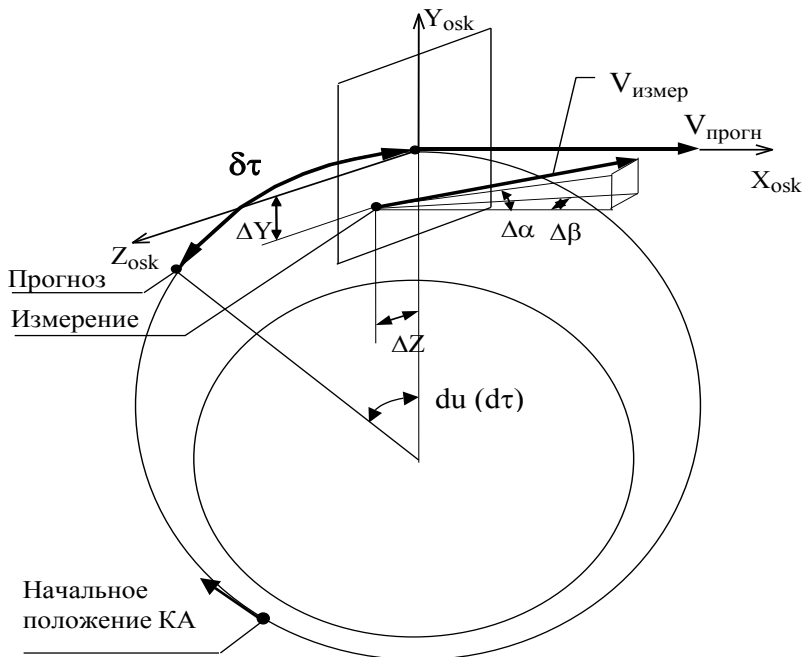


Рис. 1. Компоненты невязок прогноза в пространстве ОСК

Несмотря на кажущуюся сложность и даже громоздкость алгоритма вычисления критерия, его реализация не вызывает затруднений, поскольку большинство алгоритмов, необходимых для его вычисления, уже входит в «библиотеку космических программ» (БКП), используемую для обработки данных в системе контроля и анализа космической обстановки (СКАКО). Время вычисления критерия составляет около 1 мс для ЭВМ с тактовой частотой 500 МГц.

Сущность методики принятия решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты в условиях недостаточности информации заключается в анализе критерия, примененного к ряду гипотез о той или иной аварийной ситуации в процессе протекания управляемого спуска (на примере спуска комплекса «Мир»).

Центром управления полетов РФ был запланирован трехимпульсный маневр управляемого схода с орбиты комплекса «Мир». Условная схема ор-

битального движения комплекса на этапах управляемого спуска приведена на рис. 2, там же указаны моменты проведения измерений за это время и источники получения измерительной информации.

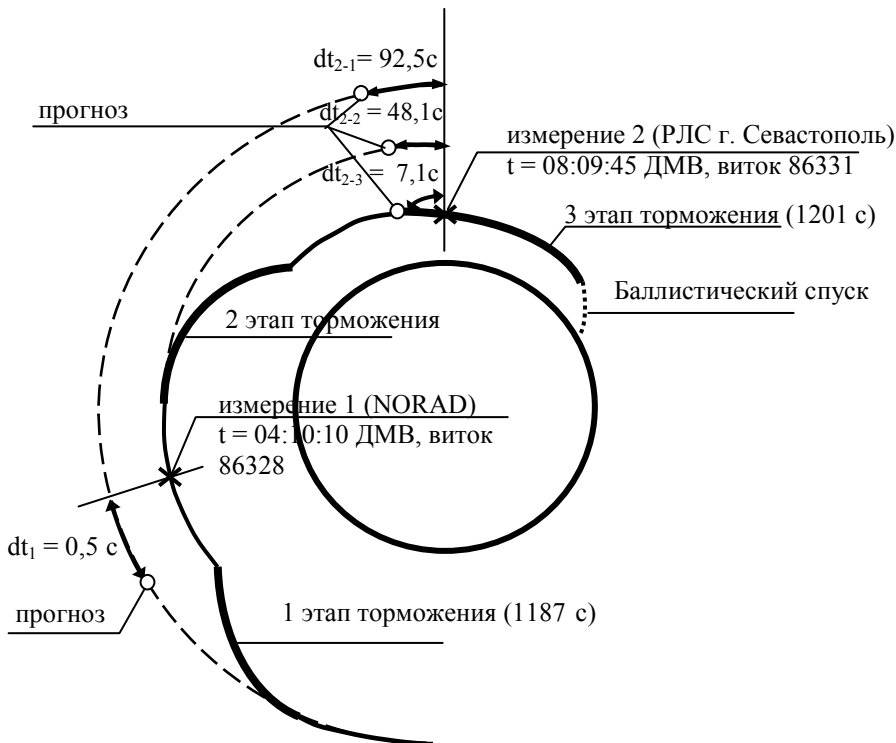


Рис.2. Схема проведения измерений на этапах торможения комплекса «Мир»

Наряду с выбором самого критерия, важнейшим фактором для принятия решения является выбор списка аварийных ситуаций. Среди всех возможных аварий были выбраны некоторые «обобщенные» ситуации, а именно: полное отсутствие тормозных импульсов; реализация только первого тормозного импульса; реализация только первого и второго тормозного импульса. Схематическое изображение орбитального движения комплекса «Мир» в этих ситуациях приведено на рис. 2.

Данная методика с использованием в качестве критерия невязки по времени для оценки ситуации при управляемом спуске позволяет произвести оперативное принятие решение о штатной или нештатной ситуации **по единственному измерению**, что подтверждено практикой управляемого спуска комплекса «Мир». Для этого до начала управляемого спуска реализуется по-

витковое сопровождения спускаемого объекта по наблюдениям РЛС (в отдельных случаях – по данным каталогов NORAD/NASA) и формируются уточненные начальные условия движения КА на момент проведения последнего измерения.

Начиная от этих УНУ производится прогноз движения КА до момента очередного измерения, проводимого уже на этапе управляемого спуска. Прогнозы осуществляются для штатного спуска и для всего набора нештатных ситуаций, причем для каждой ситуации фиксируется значение критерия невязки по времени. Реализовавшейся считается та ситуация, для которой: значение невязки по времени является минимальным; значение невязки по времени превышает уровень “ 3σ ” по отношению к возможной среднеквадратической ошибке (СКО) прогноза на момент проведения измерения. При невыполнении условия “ 3σ ” в качестве дополнительных критериев могут привлекаться значения прогнозных и фактических величин периода, высоты перигея и апогея орбиты.

Прогнозные и фактические значения основного и дополнительных критериев для принятия решения о штатной или нештатной ситуации на первом этапе управляемого спуска комплекса «Мир» приведены в табл. 1. Как видно из табл.1, фактическая невязка по времени на момент формирования каталога NORAD/NASA не выходит за рамки “ $\pm 3\sigma$ ”, что не позволяет воспользоваться соответствующим критерием. Однако использование дополнительных критериев – значений периода, высоты перигея и апогея – позволяют сделать однозначный вывод о том, что первый этап торможения завершен успешно.

Таблица 1

Прогнозные и фактические значения критериев

Гипотеза	Значение δt , с	Период, мин	Высота апогея, км	Высота перигея, км
Штатное прохождение 1-го тормозного импульса	-1,3	88,61	217,5	194,6
Отсутствие 1-го тормозного импульса	0,5	88,85	239,0	220,2
Фактическое значение NORAD/NASA	4,3	88,67	226,7	192,7
СКО	1,4	-	-	-

В табл. 2 приведены значения величин основного и дополнительных критериев при обработке 1-го и 2-го тормозных импульсов (ТИ). Из нее видно, что фактическая невязка по времени на момент проведения измерений РЛС превышает диапазон “ $\pm 3\sigma$ ”. Это позволяет воспользоваться соответствующим критерием и сделать вывод о штатном протекании 1-го и 2-го ТИ.

Использование дополнительных критериев – значений периода, высоты перигея и апогея – позволяют только подтвердить указанный вывод.

Таблица 2

Величины критериев при обработке 1-го и 2-го тормозных импульсов

Гипотеза	Значение δt , с	Период, мин	Высота апогея, км	Высота перигея, км
Штатное прохождение 1-го и 2-го ТИ	7,1	88,27	213,9	179,0
Штатное прохождение только 1-го ТИ	48,1	88,63	215,0	208,7
Отсутствие 1-го и 2-го ТИ	92,5	88,88	233,8	218,3
Прогноз данных NORAD/NASA на измерение РЛС с учетом 2-го ТИ	11.5	88.22	214.9	160.8
Прогноз данных NORAD/NASA на измерение РЛС без учета 2-го ТИ	48.4	88.70	218.3	202.9
СКО	0.6	-	-	-

Окончательный вывод о штатном завершении 3-го тормозного импульса и отсутствии опасности для Украины был сделан на основании измерений РЛС, *которые не обнаружили на прогнозной орбите ни одного обломка комплекса.*

Из вышесказанного можно сделать следующие выводы:

- разработана методика и определен критерий принятия решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты в условиях недостаточности информации;
- методика апробирована на примере спуска комплекса «Мир»;
- время принятия решение по разработанной методике не превышает 10-15 минут от момента получения данных об измерениях РЛС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Khutorovsky Z.N., Voikov V.F., Pilaev L.N.: Low – perigee satellite catalogue maintenance // NEAR – EARTH ASTRONOMY. – М.: Russian Academy of Sciences Institute of Astronomy. – 1998. – Р. 3 - 10.
2. Зюбин В.И., Лазебник С.В., Симонова О.Г. Распознавание фрагментов запуска космического аппарата на основе баллистической информации // Системи обробки інформації. – Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вип. 2(8). – С. 191 - 193.
3. Ямницкий В.А., Валевахин Г.Н., Роянов А.Н.: Оценка космической обстановки по траектории полета космического аппарата // Системи обробки інформації. – Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вип. 2(8). – С. 198 - 202.

Поступила в редколлегию 11.06.2001