

МЕТОДИКА УЧЕТА БАЛЛИСТИЧЕСКОГО КОЭФФИЦИЕНТА ПРИ ПРИНЯТИИ РЕШЕНИЯ О ШТАТНОМ ИЛИ НЕШТАТНОМ ПРОТЕКАНИИ УПРАВЛЯЕМОГО СПУСКА С ОРБИТЫ

к.ф.-м.н. В.А. Ямницкий, А.Н. Роянов
(представил д.т.н., проф. Д.В. Голкин)

Разработана методика учета баллистического коэффициента при принятии решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты. Методика апробирована на примере спуска комплекса «Мир».

Возвращение космического аппарата (КА) на Землю предполагает решение ряда задач по обеспечению прохождения трассы КА на витке спуска через расчетную точку посадки, организации перевода КА на траекторию спуска, обеспечению безопасного и надежного прохождения спускаемым аппаратом плотных слоев атмосферы и по реализации посадки в заданном районе.

Практическая реализация спуска КА с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на поверхность Земли осуществляется с использованием комбинированного торможения. Сначала путем кратковременного включения на торможение (тормозной импульс порядка 100 – 150 м/с) КА переводят на такую траекторию, чтобы он в своем последующем движении вошел в плотные слои атмосферы (для определенности принимается $h_{\text{атм}} = 100$ км). Гашение основной части энергии осуществляется торможением за счет сил аэродинамического сопротивления, возникающих при движении КА (спускаемого аппарата) в плотных слоях атмосферы. Для обеспечения надежной и безопасной посадки КА заранее выбирается трасса посадочного витка, проходящая через наиболее благоприятный район посадки. Но в результате действия разного рода возмущающих факторов, маневров на орбите и т.п. фактическая трасса на момент посадки, как правило, не совпадает с заранее выбранной. В связи с этим возникает необходимость расчета ее коррекции на основе получаемой баллистической информации о КА.

Таким образом, **постановка проблемы** заключается в принятии решения о штатном или нештатном протекании управляемого спуска с орбиты, которое должно базироваться на применении достаточно простого, быстро вычисляемого и, главное, устойчивого критерия.

Анализ литературы [1 – 4] показывает, что при наличии разветвленной сети НС (наблюдательных средств) (как, например, в России) используется методика принятия решения о штатной или нештатной ситуации [1]. Данная методика в условиях недостаточности информации, характерной для Украины, не может быть использована Национальной системой контроля и анализа космической обстановки (СКАКО). Поэтому в настоящее время в СКАКО реализована методика, суть которой состоит в том, что в условиях поступления измерений от национальных средств наблюдения лишь несколько раз в сутки, принятие решения о штатной или нештатной ситуации производится по специальному критерию – «невязка по времени прохождения зоны измерения» [2]. Следует отметить, что при спуске КА с орбиты учет такого параметра как баллистический коэффициент является одним из важных факторов при принятии решения о штатном спуске или возникновении нештатной ситуации.

На рис. 1 показаны вариации индексов солнечной активности и зависящего от них баллистического коэффициента за период с 01.03.2001г. по 01.04.2001 г. Очевидно, какой вклад внесла солнечная активность накануне спуска – 19 марта.

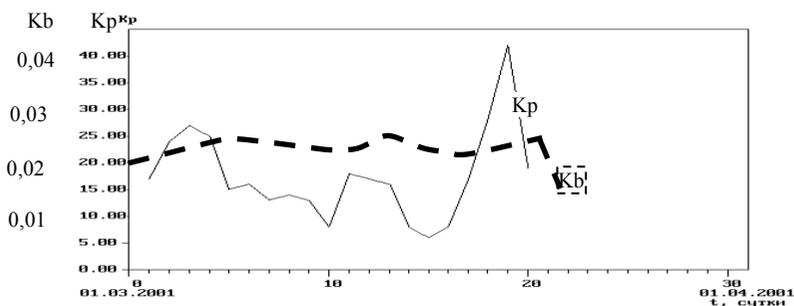


Рис. 1. График вариации индексов солнечной активности и зависящего от них баллистического коэффициента

С учетом вышеизложенного **целью** данной статьи было усовершенствование методики [2]. Апробация предложенной методики прошла 23 марта 2001 года при управляемом спуске орбитального комплекса «Мир».

1. Методика учета вариаций плотности атмосферы. Учитывая, что за сутки «Мир» делал 16 витков вокруг Земли, то его падение могло произойти практически в любом районе Земной поверхности. Поэтому приемлемой точности прогнозирования времени и района падения для оценки опасности можно было достичь только за один виток до падения.

В виду того, что атмосфера оказывает очень сильное влияние на

движение КО, подлежали учету параметры, от которых зависит плотность атмосферы:

- 1) $f_{10.7}$ – солнечная активность на волне 10,7 см, которая отображает медленно меняющуюся активность Солнца (порядка 11 лет);
- 2) K_p -индекс – геомагнитная активность, вызванная непрогнозируемыми вспышками на Солнце.

Если $f_{10.7}$ прогнозируется (например, динамической моделью атмосферы), то K_p -индекс прогнозируется плохо. В этой ситуации [1] рекомендует использовать статическую модель атмосферы, а K_b и ΔK_b считать подгоночными параметрами. Тогда K_b называется **согласующим баллистическим коэффициентом** и он хорошо коррелируется с K_p .

В виду того, что “стандартная статическая модель атмосферы”, используемая при моделировании, дает только усредненные значения плотности атмосферы на заданной высоте, то вариации плотности атмосферы пришлось компенсировать вариациями согласующего баллистического коэффициента. При получении УНУ по измерениям в состав оптимизируемых параметров включается согласующий баллистический коэффициент, приобретающий среднее (на интервале работы МНК) значение. На графиках четко прослеживаются участки повышенной и пониженной солнечной активности. Отдельные всплески K_b можно трактовать как эффект магнитных бурь. Естественно, возникает вопрос, каким должен быть интервал усреднения K_b . При решении ряда экспериментальных задач стало очевидным, что он должен быть того же порядка, что и время прогноза: задолго до падения ≥ 3 суток (Δt_1), за 1 – 2 суток до падения (Δt_2) (рис. 2). В противном случае ошибка прогноза будет очень велика.

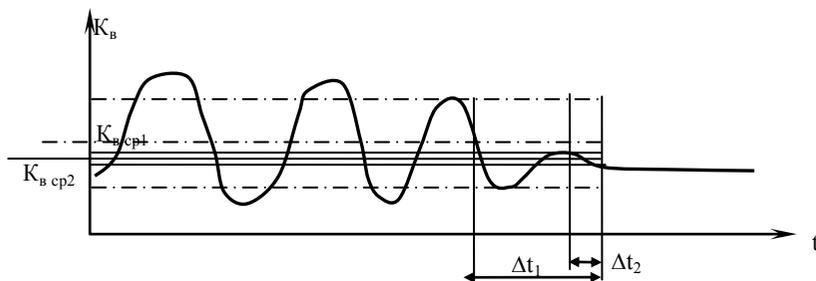


Рис. 2. Выбор интервала усреднения K_b

В предлагаемой методике усреднения K_b выбраны следующие параметры Δt – интервала усреднения (обработки данных по МНК), (задолго до падения $> 3...4$ суток при $h_p = 200 - 350$ км): минимальная протяженность $\Delta t - 1$ сутки; максимальная протяженность $\Delta t - 14$ суток; минимальное число

точек измерений за $\Delta t - 4$; максимальное число точек измерений за $\Delta t - 7$.

За 3...4 суток до момента падения, начиная с высот перигея менее 200 км, параметры Δt для обработки данных по МНК изменяются в сторону его сужения: минимальная протяженность $\Delta t - 1$ сутки; максимальная протяженность $\Delta t - 14$ суток; минимальное число точек измерений за $\Delta t - 3$; максимальное число точек измерений за $\Delta t - 7$.

В процессе обработки данных по МНК производится накопление т.н. массивов согласующих баллистических коэффициентов, физический смысл которых – согласование соседних измерений.

Баллистический коэффициент отдельно уточняется для каждого интервала измерений (время от предыдущего до последующего измерения).

Поэтому для получения прогнозных баллистических коэффициентов нельзя использовать величины баллистических коэффициентов, полученные в составе уточненных начальных условий, т.к. последние усреднены по многосуточному интервалу, превышающему типичную продолжительность магнитных бурь и суббурь (8 – 16 часов).

При прогнозировании движения КА за пределы интервала работы МНК используется среднее прогнозное значение баллистического коэффициента, получаемое путем регрессионного анализа массива текущих баллистических коэффициентов. При таком подходе ошибка баллистического коэффициента (прогнозного) $\Delta K_B \approx 10\%$ устанавливается принудительно, причем эта величина в 5 – 10 раз больше, чем дает МНК.

При расчете времени спуска с круговой орбиты баллистический коэффициент вносит существенный вклад:

$$t = \frac{1}{2 + K_B \cdot \sqrt{f_m}} \cdot \int_0^h \frac{dh}{\sqrt{r} \cdot p(h)}, \quad (1)$$

где t – время спуска; K_B – баллистический коэффициент; f_m – постоянная тяготения; h – высота над поверхностью Земли; $r = r_0 + h$ – модуль радиус-вектора объекта; r_0 – экваториальный радиус Земли; $p(h)$ – плотность статической атмосферы на высоте h (модель ЦНИИМАШ), а интеграл вычисляется по формуле Симпсона.

$$\int_{x_0}^{x_0+dx} y(x) dx = \frac{dx}{6} \cdot \left(y(x_0) + 4 \cdot y\left(x_0 + \frac{dx}{2}\right) + y(x_0 + dx) \right).$$

При моделировании учитывались следующие ускорения: вызванные взаимодействием с верхней атмосферой Земли (2); плотность верхней атмосферы на высоте полета (3); ускорения, вызванные световым давлением (4); пертурбационные ускорения, вызванные Луной и Солнцем:

$$A_{ax} = -K_B \cdot p \cdot |V_a| \cdot V_{ax}; A_{ay} = -K_B \cdot p \cdot |V_a| \cdot V_{ay}; A_{az} = -K_B \cdot p \cdot |V_a| \cdot V_{az}, (2)$$

где $K_B = 2.2 \frac{S_3}{2 \cdot M}$ – баллистический коэффициент объекта, который необходимо уточнять при обработке измерений, т.е. фактически здесь и используется согласующий баллистический коэффициент; M – масса объекта; S_3 – эквивалентное поперечное сечение объекта; p – плотность верхней атмосферы на высоте полета; $V_a = [V_{ax}, V_{ay}, V_{az}]$ – вектор скорости объекта относительно атмосферы; $V_{ax} = V_x + \omega_z \cdot Y$, $V_{ay} = V_y - \omega_z \cdot X$, $V_{az} = V_z$; $|V_a|$ – модуль скорости объекта относительно атмосферы; ω_z – угловая скорость вращения Земли;

$$p = p_0 \cdot e^{k_{2j} \cdot (h-h_j)^2 + k_{1j} \cdot (h-h_j)}, (3)$$

где h_j – массив табличных высот 0...9000 км; p_{0j} – массив плотностей, k_{2j} ; k_{1j} – табличные коэффициенты; h – высота объекта над эллипсоидом отнесенности (эллипсоид Красовского);

$$A_{sx} = -K_s \cdot P_s \cdot X_s / |R_s|; A_{sy} = -K_s \cdot P_s \cdot Y_s / |R_s|; A_{sz} = -K_s \cdot P_s \cdot Z_s / |R_s|, (4)$$

где $K_s = 1.1 \cdot \frac{S_3}{M}$ – "световой" коэффициент объекта; M – масса объекта; S_3 – эквивалентное поперечное сечение объекта; $P_s = 4.74E-7$ – постоянная светового давления на орбите Земли, $[X_s, Y_s, Z_s]$ – координаты Солнца по отношению к Земле в ИСК; $|R_s| = \sqrt{X_s^2 + Y_s^2 + Z_s^2}$ – модуль расстояния до Солнца от центра Земли.

Ускорения A_{sx} , A_{sy} , A_{sz} учитываются только тогда, когда объект освещен Солнцем, т.е. когда угол "Солнце – Объект – Горизонт" больше нуля.

2. Алгоритм принятия решения о штатности процесса спуска. РФ представила международному сообществу только лишь данные о моментах и продолжительности включения СКД, а также высоты перигея и апогея после очередных этапов торможения. Все остальные данные, необходимые для прогнозирования времени и района падения КА, получены методом математического моделирования по критерию максимального правдоподобия.

Используя вышеупомянутую методику, при принятии решения рассматривались следующие нештатные ситуации [3]:

- полное отсутствие тормозных импульсов;
- реализация только первого тормозного импульса;
- реализация только первого и второго тормозного импульса.

Данная методика использует в качестве критерия невязки по времени для оценки ситуации во время управляемого спуска. Это позволяет оперативно принять решение о штатности ситуации по единственному

измерению, что подтверждено практикой при спуске комплекса «Мир».

Исходными данными для моделирования послужили повитковые измерения при сопровождении спускаемого объекта по измерениям НС. Для формирования уточненных начальных условий движения КА (до начала управляемого спуска) они были дополнены данными каталогов NORAD/NASA. Начиная от этих УНУ, производился прогноз корреляционной матрицы движения КА до момента очередного измерения, проводимого уже на этапе управляемого спуска с учетом тормозных импульсов. Прогнозы осуществлялись для штатного спуска и для всего набора нештатных ситуаций, причем для каждой ситуации фиксируется значение критерия невязки по времени. Обработка данных производилась в посуточном режиме, а на участке управляемого спуска – в повитковом режиме.

При обработке измерений по МНК использовалась последняя группа поступивших за текущие сутки измерений и набор измерений за предыдущие сутки. Это объясняется тем, что высота «Мира» была небольшой, а скорость прохождения зон наблюдения высокой (недостаточность информации).

Реализовавшейся считается та из нештатных ситуаций, 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. Такой подход позволил сделать однозначный вывод о том, что первый этап торможения завершен успешно – фактическая невязка по времени на момент формирования каталога NORAD/NASA не выходит за рамки “ $\pm 3\sigma$ ”, а использование дополнительных критериев – значений периода, высоты перигея и апогея подтвердили успешное прохождение первого этапа.

При обработке измерений по окончании 1-го и 2-го тормозных импульсов оценка фактической невязки по времени превышает диапазон “ $\pm 3\sigma$ ”. Воспользовавшись соответствующим критерием можно сделать вывод о штатном их протекании. Использование дополнительных критериев – значений периода, высоты перигея и апогея – позволяют только подтвердить указанный вывод. Критические значения высоты полета и периода обращения зависят от баллистического коэффициента и параметров атмосферы. Установлено [5], что при изменении K_B в достаточно широком диапазоне (0,001...0,1 м³/кг·с²) критические значения высот перигея $h_{кр}$ и периода обращения $P_{кр}$ изменяются сравнительно мало: $108 \leq h_{кр} \leq 188$, $86,5 \leq P_{кр} \leq 88,1$ мин. Поэтому принимается: $h_{кр} = 110 - 120$ км, $P_{кр} = 86,5 - 86,7$ мин.

Причем, эти значения справедливы для различных моделей атмосферы.

При экспериментальной апробации предлагаемого алгоритма реально согласующий K_B изменялся в пределах $0,018 \dots 0,065 \text{ м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^2$, а усредненный K_B – в пределах $0,015 \dots 0,025 \text{ м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^2$. Отдельные участки резкого увеличения согласующего K_B связаны, как упоминалось ранее (рис. 1), с возрастанием солнечной активности (K_p , $f_{10,7}$ и F_{135} – усредненная Солнечная активность за последние 135 суток) и маневрами «Мира».

Окончательный вывод о штатном завершении 3-го тормозного импульса был сделан на основании измерений НС, которые не обнаружили на прогнозной орбите ни одного фрагмента комплекса.

Вышеизложенная методика позволяет в течение 10 минут принять решение о «штатности» процесса спуска при числе реализаций 500 ... 1000 от момента получения измерения. В частности, вывод о протекании спуска в «штатном» режиме был сделан за 15 минут до падения комплекса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Khutorovsky Z.N., Boikov V.F., Pilaev L.N.: *Low – perigee satellite catalogue maintenance // NEAR – EARTH ASTRONOMY.* – Moscow: Russian Academy of Sciences Institute of Astronomy. – 1998. – P. 3 – 10.
2. Зюбин В.И., Лазебник С.В., Симонова О.Г. *Распознавание фрагментов запуска космического аппарата на основе баллистической информации // Системы обработки информации.* – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2000. – Вып. 2(8). – С. 191 – 193.
3. 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 // Системы обработки информации.* – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2001. – Вып. 4(14). – С. 126 – 132.
4. *Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс» / И.К. Бажинов, В.П. Гаврилов, В.Д. Ястребов и др.* – М.: Наука, 1985. – 376 с.
5. *Баллистика и навигация космических аппаратов / Н.М. Иванов, А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко.* – М.: Машиностроение, 1986. – 296 с.

Поступила 6.08.2003

ЯМНИЦКИЙ Валерий Аронич, канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотр., ведущий научный сотрудник научного центра при ХВУ. В 1958 году окончил ХПИ. Области научных интересов – космическая баллистика, управление средствами контроля космического пространства, программные тренажеры для пилотируемой космонавтики.

РОЯНОВ Алексей Николаевич, научный сотрудник научного центра при ХВУ. В 1958 году окончил Житомирское ВУРЭ. Области научных интересов – космическая баллистика, управление средствами контроля космического пространства.