

Уточнение согласующих коэффициентов математической модели движения КА с использованием понятия «обобщенная наблюдаемость»

А. Е. Тюлин, д. э. н., к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. В. Круглов, д. т. н., профессор, kruglov.av@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. В. Бетанов, д. т. н., профессор, betanov.vv@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Целью работы является совершенствование научно-методического обеспечения задач идентификации при уточнении параметров движения космических аппаратов. В статье исследуется системный подход к обеспечению уточнения баллистического коэффициента в математической модели движения космического аппарата. Для нештатных ситуаций использован подход, учитывающий рассмотрение объекта-системы «задача — инструмент решения», позволяющей учесть погрешности всех элементов инструмента навигации. Вводимое структурное свойство «обобщенная наблюдаемость» позволяет решать задачу уточнения S_b в традиционных и нетрадиционных условиях в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения полета космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, математическая модель движения, баллистический коэффициент, обобщенная наблюдаемость, навигационно-баллистическое обеспечение

Refinement of the Matching Coefficients of the Mathematical Model of Spacecraft Motion Using the Concept of “Generalized Observability”

A. E. Tyulin, Dr. Sci. (Econ.), Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

A. V. Kruglov, Dr. Sci. (Engineering), Prof., kruglov.av@spacecorp.ru

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

V. V. Betanov, Dr. Sci. (Engineering), Prof., betanov.vv@spacecorp.ru

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. The aim of this paper is to improve the scientific and methodological support of identification tasks when specifying the parameters of spacecraft motion. The article examines a systematic approach to ensuring the specification of the ballistic coefficient in the mathematical model of the spacecraft motion. For emergency situations, an approach was used that takes into account the object–system “task–solution tool”, which allows taking into account the errors of all elements of the navigation tool. The introduced structural property “generalized observability” makes it possible to solve the problem of S_b refinement in traditional and non-traditional conditions in the practice of operational navigation and ballistic support of spacecraft flight.

Keywords: spacecraft, mathematical model of motion, ballistic coefficient, generalized observability, navigation and ballistic support

Введение

Повышение точности прогнозирования движения космических аппаратов (КА) требует согласования математической модели движения и, в частности, моделей атмосферы или светового давления, с опытными данными. Для решения этой задачи часто используют баллистический коэффициент (S_δ) или коэффициент(ы) светового давления, которые в этом случае выступают в роли коэффициентов согласования [1, 5].

Далее вопросы уточнения согласующих коэффициентов (СК), используемых в математических моделях движения (ММД) космических аппаратов, будем проводить на примере уточнения баллистического коэффициента. При этом некоторые «неточности» знания других параметров ММД КА в процессе уточнения S_δ по измерительным данным (идентификации ММД КА) будут «перетекать» в уточняемый баллистический коэффициент.

Аналогичная ситуация обстоит, например, при уточнении коэффициента светового давления относительно «незнания» параметров модели атмосферы. При этом неточности математического описания атмосферы «перетекают» в уточняемый коэффициент светового давления, который на этом этапе служит согласующим коэффициентом ММД КА. Подобная ситуация складывается и относительно других уточняемых параметров, а именно параметров отработки включения корректирующей двигательной установки, учета различного рода возмущающих сил и др.

Методики уточнения баллистического коэффициента, используемые на практике

Условием равенства реального и моделируемого ускорения при уточнении баллистического коэффициента является выражение

$$\rho S_\delta = \rho_M S_M, \quad (1)$$

где ρ — реальная плотность атмосферы,
 S_δ — баллистический коэффициент,
 ρ_M — моделируемая плотность,

S_M — моделируемый баллистический (согласующий) коэффициент.

Это соотношение справедливо только для низкоорбитальных объектов, скорость которых определена относительно атмосферы, а неучтенные возмущения обусловлены главным образом недостаточно точным моделированием плотности атмосферы.

В большинстве случаев моделируемое ускорение торможения включает в себя часть неучтенных моделью движения КА ускорений от других сил. На высотах более 400–500 км, где возмущения от атмосферного торможения могут быть сравнимы с другими неучтенными в математической модели движения (ММД) возмущающими факторами, способы уточнения S_δ , основанные на условии (1), часто оказываются несправедливыми.

Выбор способа и интервала уточнения S_δ зависит от многих факторов и прежде всего от средней высоты полета, геогелиофизических параметров, точности определения орбиты. Вопрос уменьшения влияния ошибок определения орбиты КА связан с необходимостью увеличения интервала уточнения S_δ . Увеличение интервала уточнения в свою очередь приводит к нивелированию новых данных об атмосфере, что увеличивает ошибки прогнозирования движения объектов. Кроме того, величина интервала уточнения S_δ для каждого типа КА связана с принятой схемой баллистического обеспечения.

Таким образом, способ и интервал уточнения S_δ для различных типов космических аппаратов может меняться в широких пределах. Обычно выбираются интервалы: несколько витков (3–8 ч), 1 сутки, 1 неделя, 4–5 недель.

Интервал величиной несколько витков используется при введении баллистического коэффициента в число уточняемых параметров задачи определения вектора состояния объектов.

Суточный интервал уточнения S_δ обычно используется при баллистическом обеспечении КА с высотами полета 200–400 км.

Недельные и месячные интервалы уточнения S_δ применяются для объектов с минимальной высотой полета 500–800 км.

На высотах более 400–500 км, в зависимости от геогелиофизических условий и принятой модели движения, наряду с баллистическим коэффици-

ентом, целесообразно уточнять и другие коэффициенты согласования (например, коэффициенты, учитывающие световое давление).

Рассмотрим наиболее распространенные способы уточнения S_δ [1, 3–5].

Типовые и специальные методы уточнения баллистического коэффициента в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения (ОНБО) приведены в табл. 1.

Таблица 1. Типовые методы уточнения баллистического коэффициента

№	Типовые и специальные методы (способы) уточнения S_δ	Формальное описание	Примечание
1	Выбор S_δ как среднего из наблюдавшихся значений	$\hat{S}_\delta = \frac{1}{k} \cdot \sum_{i=1}^k \hat{S}_{\delta i}$	Способ показал хорошие результаты при прогнозировании движения КА на околокруговых с высотами полета 200–300 км
2	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования изменения периода обращения	$S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \frac{T_N - T_{N+n}}{T_N - T_{N+n}^{np}}$	Уточненное значение S_δ пропорционально отношению реального и прогнозируемого изменений периода обращения
3	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования времени выхода на экваториальную плоскость	$S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \frac{t_N + T_N n - t_{N+n}}{t_N + T_N n - t_{N+n}^{np}}$	S_δ уточняется по ошибке прогнозирования времени «выхода» на экваториальную плоскость
4	Способ уточнения S_δ по временным ошибкам сеансов измерений	$\Delta S_\delta = -\frac{4}{3} \frac{a}{a'} \frac{\sum \delta t_i (t_i - t_0)^2}{\sum (t_i - t_0)^4}$	t_0 — время уточняемых начальных условий движения, a — большая полуось орбиты, a' — скорость изменения большой полуоси под влиянием атмосферы при $S_\delta = 1$, N — число сеансов наблюдений
5	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования большой полуоси	$S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \times \frac{\Delta a (a_n^2 - a_n a_{N+n}^{np} + a_{N+n}^{2np})}{\Delta a^{np} (a_N^2 - a_N a_{N+n} + a_{N+n}^2)},$ $S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \times \frac{\Delta e (2a_N e_N + a_N e_{N+n}^{np} + a_{N+n}^{np} e_N + 2a_{N+n}^{np} l_{N+n}^{np})}{\Delta e^{np} (2a_N e_N + a_N e_{N+n} + a_{N+n} e_N + 2a_{N+n} l_{N+n}^{np})},$ где $\Delta a = a_N - a_{N+n}$, $\Delta a^{np} = a_N - a_{N+n}^{np}$, $\Delta e = e_N - e_{N+n}$, $\Delta e^{np} = e_N - e_{N+n}^{np}$, $a_N, e_N, a_{N+n}, e_{N+n}$ — значения большой полуоси и эксцентриситета в начале и конце интервала уточнения, $a_{N+n}^{np}, e_{N+n}^{np}$ — прогнозируемые на конец интервала уточнения значения большой полуоси и эксцентриситета	Формулы (как и все приведенные выше способы) дают апостериорную оценку значения баллистического коэффициента

Таблица 1. Продолжение

№	Типовые и специальные методы (способы) уточнения S_δ	Формальное описание	Примечание
6	Способ уточнения S_δ путем статистической обработки результатов решения задачи определения вектора состояния на 3–6 последовательных витках	$\Delta t_i \approx \frac{\partial t_i}{\partial S} \Delta S,$ $\frac{\partial t_i}{\partial S} \approx \frac{\Delta t_{i2} - \Delta t_{i1}}{\Delta S},$ $\Delta S = \frac{\sum \Delta t_i \frac{\partial t_i}{\partial S}}{\sum \left(\frac{\partial t_i}{\partial S}\right)^2}$	Для более точного нахождения значения ΔS решение задачи ОВС и вычисление $\frac{\partial t_i}{\partial S}$ можно повторить несколько (k) раз до тех пор, пока не выполнится условие $\Delta S_k \Delta S_{k-1} \leq \varepsilon$
7	Способ уточнения S_δ на интервале 4–5 недель	$S_\delta = S_1 + \Delta S,$ $S_1 - \text{некоторое приближенное значение баллистического коэффициента,}$ $\Delta S = \frac{\sum \Delta t_i \frac{\partial t_i}{\partial S}}{\sum \left(\frac{\partial t_i}{\partial S}\right)^2}$ (см. способ 6)	Способ применим для КА с перигеем до 600–800 км при спокойной геогелиофизической обстановке
8	Способ уточнения S_δ путем минимизации функционала	Решение задачи определения вектора состояния методом наименьших квадратов сводится обычно к минимизации функционала вида $\Phi(q, S) = [h - h(q, S_\delta)]^T P [h - h(q, S_\delta)]$. Здесь приняты обозначения: h – вектор результатов измерений, $h(q, S_\delta)$ – вектор расчетных значений измеряемых параметров, q – расчетное значение вектора начальных условий, P – диагональная весовая матрица. Или $F(S) = [h - h(q^*, S)]^T P [h - h(q^*, S)],$ где q^* – оценка вектора начальных условий. Изменение функционала аппроксимируется полиномом второй степени. Исходя из этого для поиска минимума достаточно вычислить три значения функционала $F_0(S_{\delta 0}), F_1(S_{\delta 1}), F_2(S_{\delta 2})$ при условиях $S_1 = S_0 + \delta S, S_2 = S_0 - \delta S$, $S_\delta^* = S_0 + \frac{\delta S (F_2 - F_1)}{2(F_2 + F_1 - 2F_0)}$	При прогнозировании движения на интервале 12–14 витков способ уточнения S_δ показывает лучшие результаты
9	Способ уточнения S_δ по вековому изменению большой полуоси орбиты	Математическая модель движения, построенная по схеме усреднения, позволяет для ошибки прогнозирования движения вдоль орбиты записать выражение $\delta t = -\frac{3 a' \Delta t^2 \delta S_\delta}{4 a S_\delta}.$ Отсюда определяется поправка к баллистическому коэффициенту	a' – значение производной от большой полуоси в правых частях системы усредненных ДУ, Δt – интервал прогнозирования движения

Таблица 1. Окончание

№	Типовые и специальные методы (способы) уточнения S_δ	Формальное описание	Примечание
10	Уточнение баллистического коэффициента для заданной математической модели движения (чем точнее ММД, тем выше эффективность применения способа)	$\Delta S_{\delta i} = \beta_i \delta t_{\delta i} .$ <p>Первый сомножитель равен $\frac{k_1}{\Delta N_i^2}$.</p> $\Delta S_{\delta i,0} = \frac{k_{1,0}}{\Delta N_i^2} \delta t_{\delta} \frac{S_{\delta i,0}}{S_{\delta i}}$	β_i — коэффициенты пропорциональности ($i = 1, \dots, n$), $\Delta S_{\delta i}$ — относительное изменение S_δ

Рассматриваемые способы определения баллистического коэффициента в ММД КА с теоретической точки зрения относятся к различным методам (часто методикам) решения задач параметрической идентификации, одним из важных подходов которой является использование вектора состояния сложных динамических систем. В частности, в оцениваемый вектор состояния КА по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) может вноситься уточняемый идентифицируемый параметр (например, S_δ) и по имеющемуся объему выборки измерений одновременно уточняются и параметры начальных условий движения КА, и необходимый коэффициент. Подобный подход имеет существенный недостаток при малой фиксированной выборке с различными погрешностями измерений (в том числе и аномальными), так как точность оценивания каждого из определяемых параметров ухудшается с расширением вектора состояния. Кроме того, потенциальные погрешности определения вносимых в вектор состояния элементов могут оказаться чрезмерно большими для дальнейшего использования в ММД КА.

Описание ММД КА должно использовать структуру и параметры, значения которых получены значительно точнее, чем данные, которые рассчитываются в процессе применения математической модели. Например, коэффициенты модели гравитационного поля Земли должны быть определены заранее с высокой степенью точности для решения различных задач прогнозирования параметров движения исследуемых объектов.

Дело осложняется, если в ММД используются неточные (или даже грубые) характеристики (параметры). Например, неточное знание баллистического коэффициента или коэффициента светового давления в модели движения КА при достаточно точном задании входных уточняемых параметров (движения) делает эту ММД непродуктивной. Ее можно будет использовать лишь для оценки характеристик некоторого класса КА с гипотетическими исходными данными.

Приведенные в табл. 1 способы и методы уточнения баллистического коэффициента не используют принцип дополнительного расширения вектора состояния для одновременного уточнения идентифицируемого параметра S_δ и вектора состояния КА (например, начальных условий движения), а применяются, как правило, способы повторяющегося (итерационного) режима последовательного уточнения S_δ с дальнейшим его использованием для улучшения точности вектора состояния КА и последующего решения целевых задач с наибольшим эффектом.

Описанная последовательная вычислительная процедура может «не сойтись» к истинному (или приемлемому значению) при уточнении баллистического коэффициента для различных типов орбит КА с индивидуальными требованиями к точности расчета НУ движения и различными используемыми ММД.

Возникает принципиальная проблема — как в конкретном случае поступать: рассчитывать S_δ (или другие параметры идентификации) путем расширения вектора состояния КА

с одновременным уточнением НУ движения (или другого расширенного вектора состояния) или использовать описанную итерационную процедуру с применением, например, представленных в таблице способов. Кроме того, дополнительно возникает вопрос: а какой из описанных вариантов решения задачи целесообразно использовать?

Практика оперативного навигационно-баллистического обеспечения полетов КА показывает, что в одних случаях первый из рассматриваемых подходов идентификации достаточно эффективен и надежен при неудовлетворительном применении второго, и наоборот, в других случаях оказывается, только второй подход приводит к достижению цели расчетов.

Использование обобщенных структурных свойств измерительных задач при уточнении баллистического коэффициента

Одним из вариантов решения задачи может служить подход с применением структурных свойств измерительных задач, а именно с использованием оригинальных понятий обобщенной наблюдаемости и (или) обобщенной идентификации рассматриваемой системы навигационно-баллистического обеспечения управления КА на этапе летных испытаний и эксплуатации.

Перед общей постановкой задачи, позволяющей выработать рекомендации по определению (уточнению) S_{δ} в каждом конкретном случае, отметим ряд **факторов, влияющих на величины и значения баллистического коэффициента**. К таким факторам можно отнести:

- используемые **математические модели движения КА**, состав и точность описания возмущающих факторов, описываемых ММД КА;

- **характер изменения (оскуляции) орбиты** (эксцентриситета, большой полуоси и др.) и **высоты полета КА**;

- **площадь миделевого сечения** и динамику ее изменения (конструктивные параметры и технологии эксплуатации);

- **состояние солнечной активности** и ее вариации в конкретный период;

- **объем и погрешности измерений** текущих навигационных параметров (ИТНП);

- **интервалы уточнения** согласующегося параметра — баллистического коэффициента (несколько витков, суточный, недельный, месячный);

- **математические методы обработки ИТНП** при определении (уточнении) S_{δ} с присущими каждому методу погрешностями расчетов в принятых моделях;

- **требуемые точности расчетов**, зависящие прежде всего от заданных точностей расчета начальных условий движения КА, и некоторые другие характеристики.

Каждый из представленных факторов включает целый спектр возможных вариантов применения в практике НБО моделей, методов, условий, данных, требований. Конкретно ключевые факторы, отмеченные выше, трансформируются в сотни вариантов и элементов инструментария программно-математического обеспечения автоматизированной системы НБО, которые надо проанализировать, провести расчеты и обосновать применение в условиях оперативного навигационно-баллистического обеспечения управления КА.

Часть подобного анализа и расчетов производится заблаговременно (априорно), а часть непосредственно при проведении работ НБО в оперативном режиме.

Перечень особенностей решения задачи показывает, что она должна решаться в стохастической (вероятностной) постановке и(или) с использованием нечетких сведений о множествах с заданием функций принадлежности. Богатый опыт практических решений подсказывает необходимость применения интеллектуальной (естественной и(или) искусственной) составляющей при расчетах в рамках автоматизированного комплекса программ (АКП) НБО.

Далее для решения задачи обобщенной идентификации баллистического коэффициента можно воспользоваться несколькими приемами (указанными выше): выявление возможности его определения путем расширения вектора оцениваемого состояния КА либо осуществление выбора способа оценивания S_{δ} , например одним из приведенных методов, который также необходимо обосновать порой в оперативном режиме.

Исследования показывают, что для реализации первого подхода целесообразно воспользоваться введенной в [6] так называемой информационной производной, с «физической» точки зрения оперирующей изменением информации до и после опорного отображения, второй подход связан с применением сингулярных ультраоператоров (УО), выполняющих и интеллектуальную «работу».

Подробнее рассмотрим сингулярный УО (классификатор-распознаватель), называемый классификатором общего вида, который может на основе интеллектуального подхода «подсказать» в автоматизированном режиме, какой из способов уточнения баллистического коэффициента целесообразно использовать в конкретном случае. Прделанные таким образом расчеты обеспечат надежное решение задачи в целом.

Коммутативная диаграмма для сингулярного УО $\overset{\vee}{E}$ общего вида показана на рис. 1.

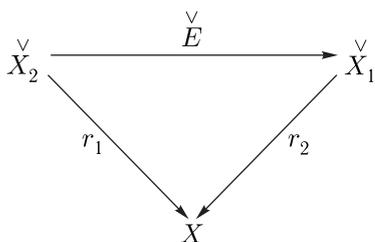


Рис. 1. Диаграмма классификатора общего вида

Среди сингулярных УО (классификаторов-распознавателей) выделяют трансляторы, а также классификаторы обобщающие, уточняющие и общего вида [6]. Исходя из логики решаемой задачи в рассматриваемой технологической операции НБО целесообразно применить, как было отмечено, классификатор-распознаватель, представленный в необходимых обозначениях на рис. 2.

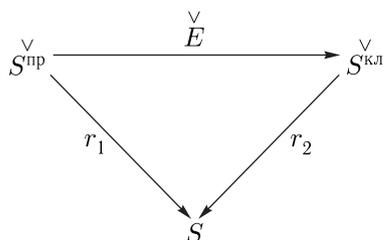


Рис. 2. Диаграмма сингулярного УО (классификатора-распознавателя) задачи уточнения S_δ

На рис. 2 использованы следующие обозначения:

S^{np}, S^{kl} — два ультрамножества одного объекта — баллистического коэффициента S ;

$\overset{\vee}{E}$ — ультраотображение (ультраоператор) над опорным оператором (в данном случае — сингулярным);

$r_1: S^{np} \rightarrow S$ — оператор проектирования, который ставит в соответствие сведению точку. Аналогично определяется и оператор r_2 .

Для компактной записи ультраоператора с применением признаков «задача — инструмент решения» (объекта-системы) и классов (формул расчета баллистического коэффициента) будем использовать следующие обозначения в оснащениях:

– множество признаков инструментария объекта-системы (табл. 2), оказывающих принципиальное влияние на точность расчетов, — $a, б, в, г, д, е, ж, и$;

Таблица 2. Элементы оснащения множества S с применением признаков «задача — инструмент решения» (объекта-системы) L^{np}

Решетки признаков (объекта-системы)		Шкалы
а	Алгоритмы математической модели движения КА (системы дифференциальных уравнений — СДУ ММД КА)	α_1
		α_1^\bullet
б	Характеристики изменения (оскуляции) орбиты и высоты полета КА	α_2
		α_2^\bullet
в	Площадь миделевого сечения и динамика ее изменения	α_3
		α_3^\bullet
г	Состояние солнечной активности	α_4
		α_4^\bullet
д	Объем и погрешности измерений	α_5
		α_5^\bullet
е	Интервалы уточнения согласующегося параметра — баллистического коэффициента	α_6
		α_6^\bullet
ж	Математические методы обработки ИТНП	α_7
		α_7^\bullet
и	Требуемые точности расчетов (НУ и S_δ)	α_8
		α_8^\bullet

– множество классов (способов) оценивания S_δ (табл. 3) – 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10.

Запишем два оснащения опорного множества S [6–9]. Первое оснащение вводится признаками

$$S^{\text{пр}} = P \times L^{\text{пр}} \times S.$$

Здесь P – элементарная (бинарная (0, 1)) решетка достоверностей УО.

Причем признаки задаются шкалой, показывающей, какие элементы инструмента подходят для конкретного использования при расчетах S_δ :

$$L^{\text{пр}} \supset \mathcal{I},$$

$$L^{\text{пр}} \supset \mathcal{I} = \{\alpha_1, \alpha_1^\bullet; \alpha_2, \alpha_2^\bullet; \dots, \alpha_8, \alpha_8^\bullet\},$$

$$L^{\text{пр}} = L_1 * L_2 * \dots * L_8.$$

В правой части последнего выражения признаки L_1 имеют решетку с параметрами $\alpha_1, \alpha_1^\bullet$, принимающими значения «да»–«нет», то есть определяющими, пригоден данный элемент инструмента к выполнению расчетов по требуемому уточнению S_δ

Таблица 3. Элементы оснащения множества S применением классов (формул расчета баллистического коэффициента) $L^{\text{кл}}$

Решетки классов	
1	Выбор S_δ как среднего из наблюдавшихся значений
2	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования изменения периода обращения
3	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования времени выхода на экваториальную плоскость
4	Способ уточнения S_δ по временным ошибкам сеансов измерений
5	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования большой полуоси
6	Способ уточнения S_δ путем статистической обработки результатов решения задачи определения вектора состояния на 3–6 последовательных витках
7	Способ уточнения S_δ на интервале 4–5 недель
8	Способ уточнения S_δ путем минимизации функционала
9	Способ уточнения S_δ по вековому изменению большой полуоси орбиты
	Уточнение баллистического коэффициента для заданной математической модели движения

или нет. Аналогичные решетки имеют и признаки L_2, \dots, L_8 как остальные элементы инструмента расчета.

Второе ультраоснащение заполняется классами (возможными способами расчетов S_δ). Выше использованы хорошо зарекомендовавшие себя на практике НБО известные и оригинальные десять способов расчета. К предлагаемым методикам могут быть, конечно, добавлены также другие дополнительные алгоритмы вычислений S_δ :

$$S^{\text{кл}} = P \times L^{\text{кл}} \times S, \quad L^{\text{кл}} \supset \mathcal{I}_{\text{АТ}}^{\text{кл}},$$

индекс «АТ» означает «атомарный» [2], то есть конкретный способ расчета S_δ .

В нашем случае

$$L^{\text{кл}} \supset \mathcal{I}_{\text{АТ}}^{\text{кл}} = \{1; 2; \dots; 10\}.$$

Прежде чем перейти непосредственно к формированию ядра-таблицы классификатора-распознавателя, необходимо обратить внимание на введенные в [1, 2] канонические УО, для которых выполняется условие гомоморфизма решеток свойств. При этом можно задавать отражение свойств не на всей решетке $S^{\text{пр}}$, а только на ограниченном базисе. По существу указанный ограниченный базис описан выше. Например, алгоритмы математической модели движения КА распадаются на десятки–сотни вариантов, связанных с возможностями использования численных, аналитических, численно-аналитических ММД КА, с использованием различного рода переменных (декартовых или кеплеровых координат, неособенных переменных и др.), с учетом применения в правых частях систем дифференциальных уравнений (СДУ) разнообразного спектра возмущающих сил в той или иной форме (однопараметрических или пространственных в различных системах координат), использованием различных эпох отсчета и др. Алгоритмическое описание моделей одних и тех же возмущающих сил может сильно различаться между собой так же, как, например, методы численного интегрирования в унифицированных численных ММД КА могут быть различны со своими специфическими погрешностями расчетов. Указанные замечания можно продолжить.

Таблица 4. Пример построения типового сокращенного варианта ядра-таблицы сингулярного ультраоператора для КА ДЗЗ

Элементы УО	Содержание элементов	Примечание
A	$1 \mapsto 1$	
B	$\alpha_1 \mapsto 2 \cup 3 \cup 4 \cup 5 \cup 8 \cup 9 \cup 10$	Анализ элемента объекта-системы НБО для решения задачи уточнения S_δ : варианты алгоритмов ММД КА
	$\alpha_1^* \mapsto 1 \cup 6 \cup 7$	
	•••	
	$\alpha_7 \mapsto 5 \cup 6 \cup 7$	Анализ элемента объекта-системы НБО для решения задачи уточнения S_δ : методы обработки ИТНП 1,2,3
	$\alpha_7^* \mapsto 1 \cup 2 \cup 3 \cup 4 \cup 8 \cup 9 \cup 10$	
•••		
E	$S \mapsto S$	

Морфологическая схема измерительных задач [1, 2] не только дает классификацию измерительных задач, но и изучает математические модели процессов измерений с рассмотрением:

- **систематических (сингулярных)** составляющих $\mathbf{h}_{\text{сист}}(t)$, обусловленных неполнотой учета в уравнениях измерений некоторых важных факторов, что приводит к плавному, монотонному характеру этой ошибки;

- **случайных (регулярных)** составляющих $\mathbf{h}_{\text{сл}}(t)$, вызванных неучетом второстепенных факторов (например, флуктуации параметров атмосферы, тепловых шумов и вибрации в измерительной аппаратуре и т. д.), которые обычно представляются случайными процессами и величинами;

- **аномальных (грубых)** ошибок $\mathbf{h}_{\text{ан}}(t)$, появляющихся вследствие сбоев в работе аппаратуры или неправильных действий оператора. Обычно она моделируется отдельными редкими выбросами. В практике летных испытаний (ЛИ) содержание аномальных ошибок может составлять от 7 до 20%.

Особую роль играют способы комбинации ошибок измерений (аддитивный, мультипликативный, комбинированный).

Подобные замечания связаны и с другими элементами решеток признаков. Все они должны быть тщательно проанализированы и исследованы, как правило, до оперативных работ на этапе проектирования рассматриваемой интеллектуальной системы НБО.

Таким образом, при использовании канонических ультраоператоров не только сокращаются размерности массивов для хранения в ПЭВМ, но и уменьшаются исследования объемов «взаимодействия» с вариантами способов определений согласующих параметров.

На основе сделанных замечаний можно сформировать ядро-таблицу классификатора-распознавателя. В табл. 4 показан пример построения типового сокращенного варианта ядра-таблицы сингулярного ультраоператора для исследования полета КА.

Экспликация к табл. 4:

Строка **A** означает переход истинных сведений в истинные достоверности УО.

Строка **B** означает отображение различных решеток свойств.

Строка **E** означает переход одного объекта в другой (в рассматриваемом случае тождественный оператор — баллистический коэффициент).

Классификатор-распознаватель \check{E} дает рекомендации оператору-баллистику (или автоматизированной системе управления процессами НБО) по выбору нескольких (или даже только одного конкретного способа) вариантов уточнения баллистического коэффициента.

При этом может показаться, что данная ядро-таблица имеет смысл таблицы простого соответствия: имеется объект-система, включающая в том числе элементы инструмента возможных решений

и различные способы нахождения согласующих параметров. Однако найденный классификатор-распознаватель имеет более широкую функцию и является интеллектуальным средством соответствия и поиска требуемых решений.

Детализированное описание классификатора-распознавателя приводит к анализу огромного количества вариантов, которые принципиально позволяют решить поставленную задачу, однако не смогут обеспечить, например, заданные точности или выполнение других условий и требований. При поиске наилучшего способа решения может в полной мере «сработать» свойство эмерджентности системы, когда простой учет дополнительного фактора, например, в спектре описания возмущений в ММД КА, принципиально позволит существенно улучшить выходной результат. Задача сильно усложняется при рассмотрении объекта-системы расширенного состава, когда в это понятие включаются «внешние» факторы, такие, как требования оперативности расчетов или изменения в процессе работ, связанные с конечными точностями определения вычисляемых параметров. Подобная ситуация возникает при определении среди объема поступивших ИТНП аномальных сеансов измерений.

Заключение

В качестве практического примера отметим важный случай, демонстрирующий отмеченные выше обстоятельства. Важным способом определения баллистического коэффициента для низкоорбитальных КА служит способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования изменения периода обращения (табл. 1, метод 2). Обычно для КА ДЗЗ с высотами полета на круговых орбитах около 200–250 км изменение большой полуоси орбиты за счет сопротивления атмосферы может составить 800–1500 м за сутки (около 17 витков полета), а для КА с высотами 1000–1100 км — около 5 м также за счет сопротивления атмосферы за сутки полета. Другой факт: в первом случае за счет неучета тессеральных и зональных (кроме сжатия Земли, гармоника 2.0) гармонических составляющих в модели гравитационного поля Земли (ГПЗ) неточности описания большой полуоси, влияющие на неточность описания драконического периода,

могут составить 150–200 м. Поэтому рассматриваемая формула для уточнения баллистического коэффициента достаточно хорошо «работает» даже при условиях учета в ММД КА только возмущений от сжатия Земли и статической модели атмосферы при НБО рассматриваемого первого вида КА с высотами полета 150–200 км, так как существенное влияние на величину в расчете S_δ используемого драконического периода играет сопротивление атмосферы.

Для второго вида рассматриваемого КА неучет (или недостаточный учет в ММД КА влияния гармонических составляющих в модели ГПЗ) приводит к неопределенности за сутки полета в определении большой полуоси в сотни метров, что по сравнению с влиянием сопротивления атмосферы в 5 м делает рассматриваемую формулу в подходе 2 для уточнения S_δ совершенно не соответствующей действительности. Это яркий пример того факта, что оценка величины полученного баллистического коэффициента как согласующего параметра будет соответствовать рассматриваемым условиям задачи, но совершенно не применима, например к прогнозированию процесса движения КА, которое рассчитывается по другим значениям, входящим в прогноз движения КА формулам.

Выход для определения оценки баллистического коэффициента по рассматриваемой ошибке прогнозирования изменения периода обращения для второго вида КА следующий. В ММД КА должны учитываться соответствующие зональные и тессеральные гармонические составляющие в модели поля Земли (например, до порядка 8.8). При этом формула для расчета S_δ становится неработоспособной. Для устранения этого факта целесообразно осуществить вычитание из оценки величины драконического периода его возмущения за счет изменений большой полуоси гармоническими составляющими поля Земли.

Данные выводы осуществлены с использованием детальных описаний классификаторов-распознавателей для множества вариантов математических моделей движения КА.

Список литературы

1. Тюлин А. Е., Бетанов В. В., Кобзарь А. А. Навигационно-баллистическое обеспечение полета ракетно-космических средств. В 2-х кн. Кн. 1: Методы, модели

- и алгоритмы оценивания параметров движения. М.: Радиотехника, 2018. 480 с.
2. Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Яшин В.Г. Орбитальные сегменты космических систем пространственно-временного обеспечения. Ч. 1. Орбитальное движение, маневры и методы определения параметров орбит космических аппаратов / Под ред. А.Е. Тюлина. М.: Инновационное машиностроение, 2020. 336 с.
 3. Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Кобзарь А.А. Навигационно-баллистическое обеспечение полета ракетно-космических средств. В 2-х кн. Кн. 2: Системный анализ НБОМ.: Радиотехника, 2018. 486 с.
 4. Тюлин А.Е., Бетанов В.В. Летные испытания космических объектов: определение и анализ движения по экспериментальным данным (Научная серия «Российские космические системы») / Под ред. А.Е. Тюлина. М.: Радиотехника, 2016. 332 с.
 5. Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов / Под ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.
 6. Чечкин А.В. Математическая информатика. М.: Наука, 1991. 416 с.
 7. Макаренко Д.М., Потюпкин А.Ю. Системный анализ космических аппаратов. Учеб. пособ. М.: МО РФ, 2007. 331 с.
 8. Потюпкин А.Ю., Чечкин А.В. Интеллектуализация сложных технических систем. М.: ВА РВСН им. Петра Великого, 2013. 208 с.
 9. Соболева Т.С., Чечкин А.В. Дискретная математика (Университетский учебник. Серия «Прикладная математика и информатика») / Под ред. А.В. Чечкина. М.: Академия, 2006. 254 с.