

УДК 629.78.015

К.Р. Байрамов

Подход к разработке обобщенной технологической модели решения некорректных задач определения движения космических аппаратов по измерениям текущих навигационных параметров

Предложен подход к решению некорректных задач определения параметров движения космических аппаратов (КА) в автоматизированной системе навигационно-баллистического обеспечения управления КА, отвечающий требованиям по точности и оперативности в штатных и нештатных ситуациях.

Ключевые слова: автоматизированная система оперативного навигационно-баллистического обеспечения, определение параметров движения, космический аппарат, измерения текущих навигационных параметров, технологический цикл, технологическая модель.

Ориентация на качественные параметры в современных условиях предъявляет повышенные требования к оперативности и надежности управления космическими аппаратами (КА) и космическими системами (КС). Реализация указанных задач неразрывно связана с повышением функциональных и технологических характеристик автоматизированных систем оперативного навигационно-баллистического обеспечения (АС ОНБО) управления КА. Реализация технологического цикла (ТЦ) ОНБО лежит в основе определения уровня эффективности применения КА по целевому назначению, поскольку результаты решения навигационно-баллистических задач являются исходными данными для выполнения практически всех задач управления КА.

Целевой эффект выполнения ТЦ ОНБО управления КА в значительной степени зависит от точности и оперативности решения задачи определения параметров движения КА, содержанием которой является оценивание вектора состояния (ВС) КА с использованием специальных методов и алгоритмов статистической обработки вектора измерений текущих навигационных параметров (ИТНП).

В условиях нештатных ситуаций или в связи с особенностями орбитального движения КА возможности получения ИТНП могут быть ограничены. Решение указанной задачи штатными методами в существующих автоматизированных системах ОНБО не всегда обеспечивает требуемую точность или оперативность. Вместе с тем в практике ОНБО имеют место ситуации, когда даже и в условиях реализации штатных схем ИТНП не всегда обеспечивается получение решения задачи определения параметров движения с требуемой точностью и в заданные временные нормативы в связи с присутствием в составе выборки ИТНП некачественных измерений или вследствие неадекватности расчетных и фактических значений ИТНП.

Решение проблемы формализованного описания технологии решения задач определения движения КА по ИТНП в штатных и нештатных ситуациях, в том числе и в условиях некорректной постановки задачи определения параметров движения (ОПД), представляется возможным в рамках реализации на уровне обобщенной технологической модели. В основу парадигмы построения модели положим принцип инвариантности по отношению к архитектуре автоматизированной системы (АС) оперативного навигационно-баллистического обеспечения (ОНБО), который реализуется в виде шаблона архитектурного уровня. Таким образом, уровень обобщения технологической модели решения некорректных задач ОПД представляет собой набор интерфейсов (подсистем), конкретная имплементация которых определяется тезаурусом методов и алгоритмов ОНБО, реализуемых в конкретной АС ОНБО. Декомпозиция обобщенного ТЦ ОПД по ИТНП позволяет выделить ряд основных подсистем, содержащих набор реализующих их функциональных характеристик, необходимых для реализации в модели.

Подсистема моделирования пространственно-временного перемещения центра масс КА и расчетных аналогов компонент вектора ИТНП включает следующие основные функции:

- расчет ускорений от возмущающих факторов и правых частей системы дифференциальных уравнений (СДУ);
- численное интегрирование СДУ;

– вычисление изохронных частных производных от измеряемых параметров по уточняемым;

– вычисление расчетных аналогов ИТНП.

Подсистема реализации установления факта нештатных ситуаций и идентификация условий некорректной постановки задачи ОПД КА по ИТНП включает следующие основные функции:

- формализованное представление параметрического описания некорректности;
- выявление некорректностей и их идентификация;
- ведение базы данных формализованных представлений некорректностей;
- актуализация базы формализованных описаний некорректностей.

Подсистема собственно определения оценки вектора состояния КА по ИТНП включает следующие основные функции:

- анализ задачи ОПД КА и выработка стратегии получения оптимального решения;
- интеграция прикладных задач ОПД с процедурами регуляризации;
- реализация обобщенного поликритериального подхода к повышению достоверности выборки ИТНП;

– реализация процедур регуляризации и решение некорректных задач ОПД.

Подсистема реализации сервисов НБО включает следующие основные функции:

- программно-алгоритмическое обеспечение реализации частных технологических моделей;
- технология обеспечения и аудита информационной безопасности и криптографическая защита данных;
- интеграция с существующими системами НБО и предоставление открытых интерфейсов для стороннего использования;
- публикация баллистических данных, поиск информации и доступ к метаданным.

Технологические характеристики навигационно-баллистических задач (точность, оперативность, объемы памяти, область применения) непосредственно зависят от свойств математической модели движения (ММД), рационального построения ее функциональной структуры, своевременности получения и точности навигационно-баллистической и гелиогеофизической информации.

Для решения задачи определения параметров движения по ИТНП необходимо иметь возможность вычисления расчетных значений ВС в заданный момент времени. Для выполнения указанной процедуры используется ММД КА.

ММД КА представляет собой совокупность дифференциальных уравнений движения КА с описанием математических моделей сил, действующих на КА в полете, и метода решения этой системы уравнений.

Одной из наиболее полно отвечающей указанным требованиям является численная ММД в неособенных λ -переменных [1, 2]. Неособенные переменные выражаются через кеплеровские элементы орбиты следующими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_0 &= a, \\ \lambda_1 &= e \cos(\omega + \Omega), \\ \lambda_2 &= e \sin(\omega + \Omega), \\ \lambda_3 &= \sin(i/2) \cos \Omega, \\ \lambda_4 &= \sin(i/2) \sin \Omega, \\ \lambda_5 &= \nu + \omega + \Omega, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где a – большая полуось орбиты; e – эксцентриситет; i – наклонение; Ω – долгота восходящего узла; ω – аргумент перигея; ν – истинная аномалия.

Использование неособенных переменных вместо традиционных прямоугольных координат или кеплеровских элементов не вносит заметных осложнений, так как преобразование λ -переменных к кеплеровским элементам или прямоугольным координатам производится с помощью соотношений, которые приводятся в [1]. При обосновании спектра возмущающих сил (ускорений), который необходимо учитывать для описания движения КА с помощью ММД, следует исходить из требований к точности прогнозирования движения тех или иных КА с одновременным выполнением требований к оперативности проведения баллистико-навигационных расчетов.

Обратный переход от неособенных переменных к кеплеровским элементам орбиты или прямоугольным координатам осуществляется по формулам:

$$\begin{aligned}
 a &= \lambda_0, & \omega &= \arctg\left(\frac{\lambda_2\lambda_3 - \lambda_1\lambda_4}{\lambda_1\lambda_3 - \lambda_2\lambda_4}\right), \\
 e &= (\lambda_1^2 + \lambda_2^2)^{-1/2}, & \Omega &= \arctg\left(\frac{\lambda_4}{\lambda_3}\right), \\
 i &= 2\arcsin\left(\lambda_3^2 + \lambda_4^2\right), & \upsilon &= \arctg\left(\frac{P_2}{P_1}\right), \\
 V_r &= \frac{P_2 P_6}{\zeta}, & X &= r \cos \gamma_1, \\
 V_u &= \frac{P_6(1 + P_1)}{\zeta}, & Y &= r \cos \gamma_2, \\
 r &= \zeta P_5 a, \\
 Z &= r \cos \gamma_3, & \cos \gamma_3 &= 2c P_4, \\
 V_X &= V_r \cos \gamma_1 - V_u \cos \gamma_1, & \cos \gamma_1^* &= \sin \lambda_5 - 2\lambda_4 P_4, \\
 V_Y &= V_r \cos \gamma_2 - V_u \cos \gamma_2, & \cos \gamma_2^* &= -\cos \lambda_5 + 2\lambda_3 P_4, \\
 V_Z &= V_r \cos \gamma_3 - V_u \cos \gamma_3, & \cos \gamma_3^* &= 2c P_3, \\
 \cos \gamma_1 &= \cos \lambda_5 + 2\lambda_4 P_4, \\
 \cos \gamma_2 &= \sin \lambda_5 - 2\lambda_3 P_4.
 \end{aligned} \tag{2}$$

Система дифференциальных уравнений, описывающих движение КА в неособенных переменных, имеет вид:

$$\begin{aligned}
 \frac{d\lambda_0}{d\lambda_5} &= \frac{2cP_6}{n'P_5\gamma} \left(SP_2 + \frac{T\zeta}{P_5} \right), \\
 \frac{d\lambda_1}{d\lambda_5} &= \frac{1}{\gamma} \left(Sc\zeta^2 \frac{\sin \lambda_5}{P_5} + T\zeta c [\lambda_1 + (2 + P_1) \cos \lambda_5] - W\zeta \lambda_2 P_4 \right), \\
 \frac{d\lambda_2}{d\lambda_5} &= \frac{1}{\gamma} \left(-Sc\zeta^2 \frac{\cos \lambda_5}{P_5} + T\zeta c [\lambda_2 + (2 + P_1) \sin \lambda_5] - W\zeta \lambda_1 P_4 \right), \\
 \frac{d\lambda_3}{d\lambda_5} &= \frac{W\zeta (\cos \lambda_5 - P_3 \lambda_3)}{2\gamma}, \\
 \frac{d\lambda_4}{d\lambda_5} &= \frac{W\zeta (\sin \lambda_5 - P_3 \lambda_4)}{2\gamma}, \\
 \frac{dt}{d\lambda_5} &= \frac{P_6 \zeta c}{P_5 \gamma},
 \end{aligned} \tag{3}$$

где S, T, W – проекции суммарных возмущающих ускорений на оси орбитальной СК; $n' = (\mu/a^3)^{1/2}$ – среднее движение;

$$\begin{aligned}
 P_1 &= \lambda_1 \cos \lambda_5 + \lambda_2 \sin \lambda_5; & P_2 &= \lambda_1 \sin \lambda_5 + \lambda_2 \cos \lambda_5; & P_3 &= \lambda_3 \cos \lambda_5 + \lambda_4 \sin \lambda_5; \\
 P_4 &= \lambda_3 \sin \lambda_5 + \lambda_4 \cos \lambda_5; & P_5 &= \zeta / (1 + P_1); & P_6 &= n' \lambda_0; \\
 \zeta &= (1 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2)^{1/2}; & c &= (1 - \lambda_3^2 - \lambda_4^2)^{1/2}; & \gamma &= n' P_6 c / P_5^3 + W P_4 \zeta.
 \end{aligned}$$

Использование неособенных переменных позволяет описать СДУ таким образом, что правые части не вырождаются при значениях наклона в диапазоне от 0 до 90 и от 90 до 180°, а эксцентриситета – в диапазоне от 0 до 1.

Применением в качестве независимой переменной λ_5 (аналог аргумента широты) вместо времени достигается устойчивость получения численных решений интегрируемой системы дифференциальных уравнений для круговых и высокоэллиптических орбит.

Возможности ММД позволяют осуществить БНО всех типов КА с высотами орбит от 120 до 40 000 км в штатном и нештатном режиме, включая падающие и спускаемые КА.

Технологическое решение реализации технологической модели движения КА синтезируется в объеме функционального модуля численного интегрирования систем дифференциальных уравнений движения КА. Функциональный модуль численного интегрирования

включает программные модули, реализующие численное решение системы дифференциальных уравнений. Он предназначен для моделирования параметров движения КА при решении задач первичной и вторичной баллистики в различных условиях гелиогеофизической обстановки.

Так как адекватность ММД реальному движению зависит от полноты учета возмущающих факторов, в функциональном модуле интегрирования в общем случае должна быть предусмотрена возможность моделирования всего спектра превалирующих возмущений. В ограниченном варианте, достаточном для выполнения задач НБО основного спектра типов КА, исключая высокоточное моделирование движения КА, входящих в систему ГЛОНАСС, может быть реализован учет гравитационного поля Земли, представленного разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до 36 порядка зональных, секториальных и тессеральных гармоник; гравитационного притяжения Солнца и Луны; сопротивления атмосферы Земли; давления солнечного света; прецессии и нутации земной оси; ускорений, обусловленных работой двигателей.

Предусмотрена реализация учета приливных эффектов в земной коре и неравномерности вращения Земли.

Функциональный модуль моделирования ИТНП предназначен для математического моделирования расчетных значений измеряемых параметров, их первой производной по времени и изохронных частных производных от измеряемых параметров по начальным условиям в неособенных переменных на моменты измерений.

Расчетными параметрами могут являться: наклонная дальность, азимут, угол места, радиальная скорость, высота над общим земным эллипсоидом, угловые измерения в системе карданного подвеса, прямое восхождение, склонение, высота над геоидом, приращение дальности, время на параметре, вектор состояния КА в заданной системе координат на требуемые моменты времени.

Выбранная модель и алгоритм функционального модуля моделирования (ФММ) позволяют оптимизировать процедуры вычисления расчетных значений ИТНП путем внедрения методики накопления таблиц узловых значений (ТУЗ), инвариантных относительно орбит КА. В ФММ реализованы различные схемы работы измерительных систем в запросных и беззапросных режимах.

Технологическое решение реализации технологической модели ИТНП синтезируется в объеме функционального модуля и базируется на следующих принципах.

1. Выбранная модель ИТНП базируется на внедрении методики накопления ТУЗ, инвариантных относительно орбит КА и представляющих собой совокупность шестимерных векторов – переменных и времени в точках интегрирования. Кроме того, ТУЗ содержат массивы значений параметров движения КА на экваторе и общих справочных данных. Задача оперативного получения расчетных значений ТНП и их частных производных по времени и требуемым параметрам решена с помощью методики интерполяции ТУЗ в моменты привязки ТНП. Из нескольких интерполяционных процессов, основанных на различном выборе базиса, выбран метод Ньютона, обладающий минимальным числом арифметических операций, особенно в случае равноотстоящих узлов. При использовании базы баллистических данных ТУЗ строится на интервале витков и полностью сохраняется в БД. Исходными данными для построения ТУЗ являются НУ движения КА, времена начала и конца интервала ТУЗ, логическая шкала сил, учитываемых в СДУД движения КА. Для построения ТУЗ на очередной интервал могут быть использованы как исходные НУ, так и параметры движения одной из узловых точек предыдущего интервала.

2. Реализован подход, в рамках которого обеспечивается всеми необходимыми данными задача предварительной обработки ИТНП и определения вектора состояния КА. Эти данные включают совокупность расчетных значений величин измерений, их первых и вторых производных по времени, изохронных частных производных от измеряемых параметров по начальному вектору состояния КА.

3. В технологической модели предусмотрена реализация быстродействующего метода аналитического расчета частных производных от вектора измерений по вектору состояния КА, основанного на численно-аналитической теории Г.М. Соловьева, которая позволяет исключить из исходных НУ составляющие, обусловленные влиянием короткопериодических возмущений от второй зональной гармоники разложения геопотенциала по сферическим функциям, а при расчете ЧП ограничиться учетом вековых возмущений. Исследования показали, что значения ЧП, рассчитанные этим методом, отличаются от значений ЧП, рассчитанных методом конечных разностей, не более чем на 10% при выигрыше в быстродействии, в 4–5 раз в широком диапазоне параметров орбит КА [1].

Литература

1. Бетанов В.В. Введение в теорию решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. – М.: РВСН, 1997. – 365 с.

2. Бетанов В.В. К применению метода регуляризации при решении некорректных задач определения движения ИСЗ по измерениям текущих навигационных параметров / В.В. Бетанов, К.Р. Байрамов, М.И. Кудряшов // Известия РАН. – 2009. – № 3 (61). – С. 30–33.

Байрамов Казым Рашид оглы

Канд. техн. наук, доцент, докторант каф. теории полета и подготовки данных
Военной академии РВСН им. Петра Великого, г. Москва
Тел.: (495) 475-97-62, +7-916-856-07-61
Эл. почта: bk1972@list.ru

Vajramov K.R.

An approach to development of the generalized technological model for decision of incorrect problems in satellites motion determination based on measurements of current navigation parameters

An approach for decision of incorrect problems in satellites movement determination, which are to be solved in automated system of a satellite navigation-ballistic control system intended for guaranteeing accuracy and efficiency in normal and extreme situations.

Keywords: automated control system, navigation and ballistic information, motion parameters determination, satellite, measurement, current navigation parameters, technological cycle, technological model.