

СЕКЦИЯ № 1

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Председатели: д.т.н. профессор С.А. Ишков
д.т.н. профессор О.Л. Старинова*

УДК 629.197

В.А. Боровков

К ВОПРОСУ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ В ЗАДАЧЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Введение. При управлении космическими аппаратами (КА) в наземных и бортовых комплексах навигационно-баллистическое обеспечение (НБО) использует задачу прогнозирования ПДЦМ КА с момента времени получения навигационной информации на заданное время (при этом длительность интервала прогнозирования может составлять сутки и более).

Точность решения задачи прогнозирования определяются тремя основными составляющими:

- погрешности используемой навигационной информации;
- используемой моделью гравитационного поля Земли;
- используемой моделью земной атмосферы.

Оценим влияние каждой составляющей. Современные навигационные приёмники (НП), используемые в контуре НБО полёта КА, позволяют определять навигационную информацию с высокой точностью. Движение КА по орбите, на современном этапе развития космонавтики, достаточно точно описано в части учёта гармоник разложения гравитационного потенциала Земли. Современный уровень вычислительных средств позволяет использовать в задачах навигационного обеспечения в наземных и бортовых комплексах управления (НКУ, БКУ) любое число гармоник в разложении гравитационного потенциала. Однако, на орбитальное движение КА оказывают влияние возмущения плотности атмосферы, которые являются случайными и меняются во времени. Основное влияние на точность решения задачи прогнозирования в НКУ и БКУ, в

особенности, для низких орбит оказывает погрешность знания атмосферы. Рассмотрим подход к выбору параметров оператора прогнозирования для уменьшения ошибок.

Для уменьшения влияния погрешностей знания атмосферы на точность прогнозирования необходимо уточнять параметры модели движения, что является задачей идентификации. Задача идентификации в общей постановке формулируется как математическое описание системы (в частности, в пространстве состояний) по экспериментальным данным (навигационным определениям для КА). Идентификация является важным вопросом теории автоматического управления и заключается в оптимальном и субоптимальном оценивании параметров и характеристик объектов управления по экспериментальным данным [1].

В отечественной космонавтике в качестве решения задачи идентификации при определении параметров КА (для компенсации возмущений атмосферы) используется вариант, при котором значение баллистического коэффициента ($S_{\text{бал}}$) уточняется таким образом, чтобы траектория полёта была приближена к навигационным измерениям (экспериментальным данным) наилучшим образом (например, по методу наименьших квадратов (МНК)). При этом уточнение коэффициента $S_{\text{бал}}$ происходит совместно с решением основной задачи НБО – получение навигационной оценки параметров движения КА, и является его составной частью.

Для дальнейшего изложения приведём формулировку задачи. Ставится задача НБО полёта КА, состоящая в определении оценки параметров движения $\hat{q}(t_N)$ и оценки баллистического коэффициента ($\hat{S}_{\text{бал}}$) на момент времени t_N по результатам обработки векторов навигационных решений $q(t_1), q(t_2), \dots, q(t_N)$, которые формируются в виде шестимерных векторов в бортовом НП $q(t_j)=(r, v)|_{t_j}=(X_j, Y_j, Z_j, V_{x_j}, V_{y_j}, V_{z_j})$ в моменты времени $t_1, t_2, \dots, t_N$. При этом задачи вычисления навигационной оценки $\hat{q}(t_N)$ и оценки $\hat{S}_{\text{бал}}$ решаются совместно на интервале $[t_1, t_N]$ [2].

Для получения оценок $\hat{q}(t_N)$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ в задачах НБО используется алгоритм, основанный на статистической обработке векторов навигационных решений по МНК. Результатом решения алгоритма по МНК являются вектор навигационной оценки $\hat{q}(t_N)$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ на время t_N , которые соответствуют минимуму функционала суммы квадратов отклонений. Функционал имеет вид:

$$I(\hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}) = \sum_{j=1}^N \left\{ \left[L_p(t_j, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}) - q(t_j) \right]^T K_j^{-1} \left[L_p(t_j, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}) - q(t_j) \right] \right\}, \quad (1)$$

где $L_p(t_j, q(t_N), S_{\text{бал}})$ – оператор прогнозирования движения КА, который пересчитывает вектор $q(t_N)$ на момент времени t_j ; p – порядок используемых гармоник в разложении гравитационного поля Земли, $S_{\text{бал}}$ – баллистический коэффициент; K_j – матрица весовых коэффициентов (номинальная величина погрешности $q(t_j)$).

Таким образом, оценки $\hat{q}(t_N)$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ минимизируют функционал (1) и являются решением навигационной задачи на интервале $[t_1, t_N]$. При этом нужно заметить, что уточнённый параметр $\hat{S}_{\text{бал}}$ является решением задачи параметрической идентификации модели движения КА на интервале $[t_1, t_N]$.

После получения оценок $\hat{q}(t_N)$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ для получения навигационного вектора на заданный момент времени $q(t^*)$ используется оператор: $q(t^*) = L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}})$.

Вопрос решения задачи прогнозирования с минимизацией ошибки при использовании оператора $L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}})$ посредством выбора субоптимальной оценки $\hat{q}(t_N)$, проанализирован в частности в [3].

Аэродинамическое ускорение (от сопротивления атмосферы), которое учитывается в уравнении движения КА с использованием $S_{\text{бал}}$, выражается следующим образом:

$$a_{\text{аэр}} = S_{\text{бал}} \rho v^2, \quad (2)$$

где v – скорость полёта КА относительно атмосферы; ρ – плотность атмосферы в рассматриваемой точке орбиты, $S_{\text{бал}} = \frac{c_X \cdot S_{\text{мид}}}{2 \cdot m}$ (c_X – аэродинамический коэффициент, $S_{\text{мид}}$ – площадь миделевого сечения, m – масса КА).

При таком подходе к решению задачи идентификации оценка коэффициента $\hat{S}_{\text{бал}}$ для $\hat{q}(t_N)$ является «согласующим» параметром, который выбирается при минимизации суммы квадратов отклонений от навигационных (1). Оценка $\hat{S}_{\text{бал}}$ учитывает неточности знания входящих в (2) параметров (в основном, плотности ρ и значения коэффициента c_X).

Такой подход методически состоятелен при использовании в модели движения КА «статической» стандартной модели атмосферы [4], в которой плотность зависит только от высоты над средним уровнем моря. При

решении задачи вычисления оценок $\hat{q}(t_N)$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ вариации плотности $\Delta\rho$ компенсируются подбором оценок $\hat{q}(t_N)$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ при минимизации функционала (1). При этом вариация плотности $\Delta\rho$ в основном компенсируется выбором $\hat{S}_{\text{бал}}$. Уточнённое значение $\hat{S}_{\text{бал}}$ используется на всём интервале решения навигационной задачи $[t_1, t_N]$.

В «динамической» модели атмосферы (ДМА) [5], кроме высоты, учтено влияние на плотность атмосферы ρ таких параметров, как положение Солнца относительно КА, время года и суток, текущая солнечная активность $F_{10.7}$ и F_{81} (здесь: $F_{10.7}$ – среднесуточный индекс солнечной активности (длина волны 10,7 см), 10^{-22} Вт $\cdot$ м $^{-2}$ $\cdot$ Гц $^{-1}$; F_{81} – средневзвешенный индекс солнечной активности (три оборота Солнца, 81 сутки), 10^{-22} Вт $\cdot$ м $^{-2}$ $\cdot$ Гц $^{-1}$) и геомагнитная возмущённость K_p – квазилогарифмический планетарный среднесуточный индекс геомагнитной возмущённости, баллы.

Для оператора прогнозирования $L_p(t_j, q(t_N), S_{\text{бал}})$ с ДМА используют текущие параметры $F_{10.7}$, F_{81} , K_p (получают от организаций, следящих за состоянием Солнца). Полученные значения навигационной оценки $\hat{q}(t_N)$ и оценки $\hat{S}_{\text{бал}}$ соответствуют атмосфере с текущими параметрами, которые также используются в операторе прогнозирования на заданное время $L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}})$. Использование в задачах вычисления навигационной оценки и её прогнозировании текущих параметров атмосферы повышает точность решения задач. Для анализа результатов решения задачи прогнозирования необходимо учитывать достоверность, последовательность поступления и обновление параметров атмосферы. На рис. 1 и 2 приведены из открытых источников характерные изменения параметров $F_{10.7}$, F_{81} и K_p на полугодовом интервале 2024 г, а также разности двух последовательных значений $F_{10.7}$ и K_p . Нижние графики на двух рисунках дают представление о последовательности изменений параметров $F_{10.7}$ и K_p от предыдущих суток к текущим. Изменение величины $F_{10.7}$ за сутки (обозначено $\Delta F_{10.7}$) составляет от 0 до 30 единиц размерности, а величины K_p (обозначено ΔK_p) от 2 до 7 соответственно. При последовательном решении задачи получения навигационной оценки (методом обработки по МНК) и прогнозирования полученной оценки (оператором $L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}})$) используются параметры атмосферы на текущую дату. При использовании оператора прогнозирования $L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}})$ на временном интервале $[t_N, t^*]$ возникнет ошибка, которая соответствует величинам $\Delta F_{10.7}$ и ΔK_p (рис. 1 и 2). Существует общепринятая методика

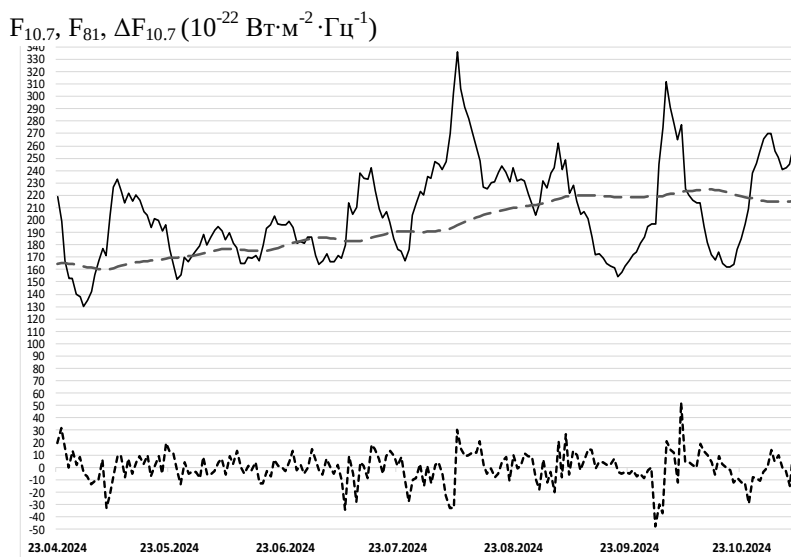


Рис. 1. Характерные изменения параметров атмосферы $F_{10.7}$ (—), F_{81} (- - -) и разности $\Delta F_{10.7}$ (- - -)

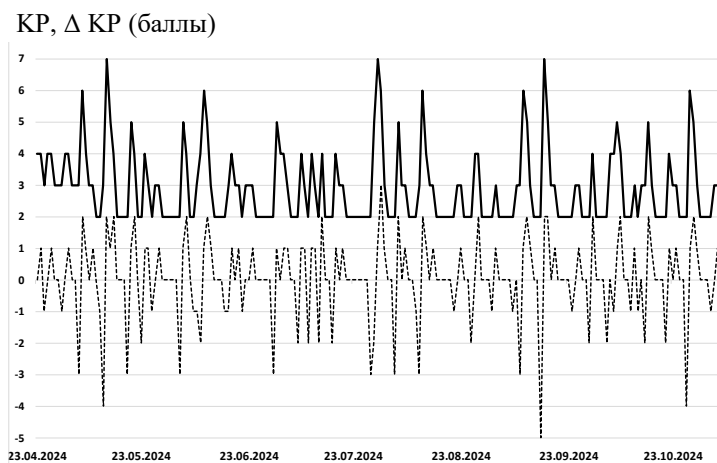


Рис. 2. Характерные изменения индекса геомагнитной возмущённости K_p (—) и разности ΔK_p (- - -) (значений K_p для двух последовательных дат) на интервале полугода

прогнозирования величин $F_{10.7}$ и КР на несколько суток вперёд от текущей даты [6]. Эта методика основывается на экстраполяции предыдущих параметров атмосферы, не учитывает изменение траектории орбиты, которое проявляется на интервале $[t_1, t_N]$ в векторах навигационных решений $q(t_1), q(t_2), \dots, q(t_N)$.

Представляется естественным использовать (наряду с параметром $S_{\text{бал}}$) и другие параметры для более полной идентификации модели движения КА, в которой используются ДМА. Для этой цели вместо минимизации функционала $I(\hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}})$ (1) предлагается минимизировать функционал $I_1(\hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$, в котором наряду с параметром $\hat{S}_{\text{бал}}$ введён дополнительный параметр $\hat{F}_{10.7}$.

Таким образом, для поиска трёх согласованных оценок $\hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7}$ минимизируется следующий функционал:

$$I_1(\hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7}) = \sum_{j=1}^N \left\{ [L_p(t_j, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7}) - q(t_j)]^T K_j^{-1} [L_p(t_j, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7}) - q(t_j)] \right\} \quad (3)$$

Такой подход позволит, по расположению навигационных векторов $q(t_i)$ ($i=1, \dots, N$) на временном интервале $[t_1, t_N]$, отследить тенденцию в изменении параметра ДМА ($\hat{F}_{10.7}$) и использовать оценку в операторе $L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$. При таком подходе вычисляется уточнённое значение параметра $\hat{F}_{10.7}$. Данными для этого служат траекторные вектора $q(t_j)$ ($j=1, \dots, N$), а не методы прогнозирования индексов [6].

Для исследования описанного подхода к идентификации модели движения КА проведено моделирование с последующим использованием уточнённых параметра атмосферы $\hat{F}_{10.7}$ и $\hat{S}_{\text{бал}}$ в операторе прогнозирования $L_p(t^*, \hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$. Результаты моделирования приведены на рис. 1, 2. Моделирование проводилось для орбиты с высотой $H_{\text{ср}}=400$ км, наклонением $i = 97^\circ$. На суточном интервале моделировались (с равномерным шагом) 32 вектора $q(t_i)$ $i=1, \dots, 32$ с номинальными значениями баллистического коэффициента ($0,03 \text{ м}^3/(\text{кгс} \cdot \text{с}^2)$) и параметрами $F_{10.7}=F_{81}=150(10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{Гц}^{-1})$, $K_p=2$ балла. Ошибки векторов $q(t_j)$ не учитывались.

При моделировании для каждого значения $F_{10.7}$ (от 110 до 190 ($10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{Гц}^{-1}$)) были получены пары оценок $(\hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$, которые соответствуют решению при минимизации функционала $I_1(\hat{q}(t_N), \hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$.

Зависимость $(\hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$ показана на рис. 3. Моделирование решения задачи идентификации проводилось с последовательным поиском оценок параметров $\hat{S}_{\text{бал}}$ и $\hat{F}_{10.7}$ при варьировании начальных значений параметров $F_{10.7}$ и K_p и разностей $\Delta F_{10.7}$ и ΔK_p , в соответствии с рис. 1, 2. Результаты моделирования показаны на рис. 4.

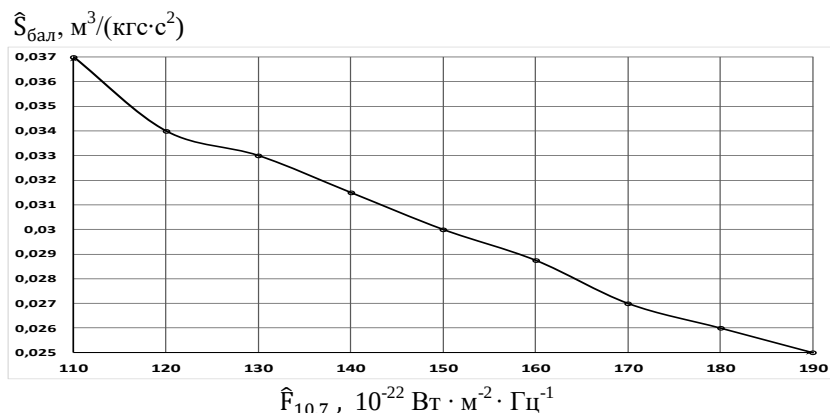


Рис. 3. Пары оценок $(\hat{S}_{\text{бал}}, \hat{F}_{10.7})$ баллистического коэффициента и параметра атмосферы при решении задачи идентификации

Ошибки прогнозирования вдоль орбиты, км

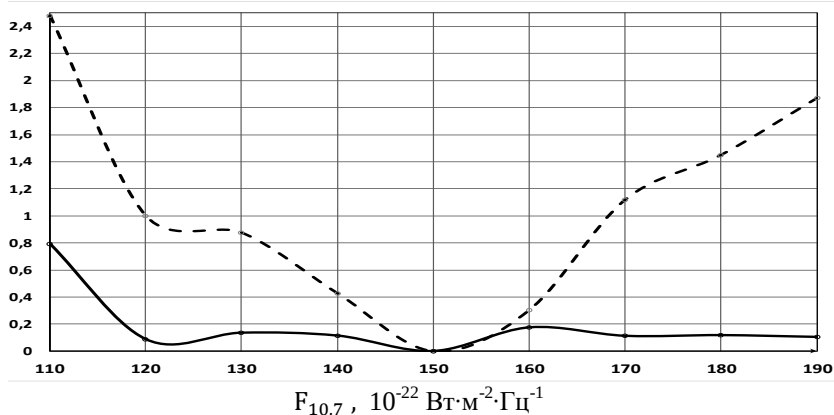


Рис. 4. Ошибки прогнозирования вдоль орбиты на суточном интервале при уточнении $S_{\text{бал}}$ (---) и при уточнении $S_{\text{бал}}$ и $F_{10.7}$ (—)

Заключение. Таким образом, ошибка прогнозирования вдоль орбиты на суточном интервале, обусловленная погрешностями знания плотности атмосферы, при предложенном варианте решения задачи идентификации с двумя параметрами ($S_{\text{бал}}$ и $F_{10.7}$) уменьшается в сравнении с уточнением только одного параметра $\hat{S}_{\text{бал}}$ более чем в два раза. При этом оценки параметра $\hat{F}_{10.7}$ компенсирует неточность знания параметра K_p .

Список использованных источников

1. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. – М.: «Наука», 1987. – 712 с.
2. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. – М., «Наука», 1976.
3. Белоконов И.В., Боровков В.А. Алгоритм обработки измерительной информации в задаче прогнозирования с использованием регуляризации // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. XI Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самарский гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – С. 168-147.
4. ГОСТ 4401-81. Межгосударственный стандарт. Атмосфера стандартная. Параметры.
5. ГОСТ Р 25645.166-2004. Национальный стандарт российской федерации. Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли.
6. РД 50-25645.120-85. Руководящий документ по стандартизации. Методические указания. Атмосфера земли верхняя. Методика расчёта индексов солнечной и геомагнитной активности для определения плотности.

УДК 629.78

Т.А. Баяндина

ВЛИЯНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ДАЛЬНОСТЬ СПУСКА АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Введение. Рассматривается планирующий полёт при спуске с орбиты спутника Земли аэрокосмического аппарата (АА). В качестве объекта