

На правах рукописи

БОРОВКОВ Владимир Алексеевич

**АЛГОРИТМ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ
НИЗКОВЫСОТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПЕРЕРЫВАХ
В ПОСТУПЛЕНИИ ИЗМЕРЕНИЙ**

специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов



Автореферат

**диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук**

Самара 2005

Работа выполнена в Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева" (СГАУ)

Научный руководитель

доктор технических наук,
профессор Белоконов Игорь Витальевич

Официальные оппоненты:

доктор технических наук,
профессор Титов Борис Александрович

кандидат технических наук,
доцент Сбродов Владимир Васильевич

Ведущее предприятие

Институт проблем точной механики и
управления РАН (г. Саратов)

Защита состоится « 25 » ноября 2005 г. в 12 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.04 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева" 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, корпус 3а.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.

Автореферат разослан « 20 » октября

2005 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
кандидат технических наук, доцент



А. Г. Прохоров

2006-4
22491

2217444

Общая характеристика работы

Актуальность работы. В современной космической технике перспективным является использование информации от спутниковых радионавигационных систем (СРНС). Для навигационно-баллистического обеспечения (НБО) систем низковысотных космических аппаратов (НКА) информация, поступающая из навигационного приемника (НП) в бортовой комплекс управления (БКУ), обрабатывается дополнительно алгоритмом сглаживания навигационных решений (в дальнейшем алгоритмом сглаживания) с целью повышения точности оценок параметров движения. Навигационная оценка, полученная с использованием алгоритма сглаживания, пересчитывается на требуемые моменты времени и используется различными системами БКУ. Разработке эффективных алгоритмов сглаживания, в том числе в применении к задаче определения параметров движения НКА, посвящено большое количество работ (Линник Ю.В., Лидов М.Л., Бахшиян Б.Ц., Эльясберг П.Е., Шибшаевич В.С. и др.). Недостатками используемых в настоящее время навигационных алгоритмов сглаживания применительно к спутниковой радионавигации является, в частности, их слабая адаптивность к ошибкам модели движения НКА и к меняющимся статистическим свойствам измерений, поступающих из НП. Влияние этих недостатков на точность навигации в БКУ особенно велико при функционировании НКА с использованием измерительной информации, поступающей от отечественной СРНС ГЛОНАСС, навигационные спутники (НС) которой в настоящее время не полностью развернуты. Существует несколько причин возрастания этого влияния.

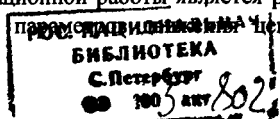
Во-первых, движение НКА по орбите подвержено ощутимому влиянию колебаний плотности атмосферы, а это порождает ошибки от используемой в навигационном алгоритме модели движения.

Во-вторых, неполнота орбитальной группировки СРНС ГЛОНАСС обуславливает возникновение перерывов в поступлении измерений из НП в навигационный алгоритм (до половины витка полета НКА) и необходимость использования модели движения для пересчета параметров движения центра масс (ПДЦМ) на значительные интервалы времени. К этому же могут привести режимы функционирования НКА, несовместимые с работой НП, и возможные сбои в функционировании различных сегментов СРНС и НП. В сочетании все это может вызвать существенное возрастание интервалов времени (до суток полета НКА) без навигационных измерений.

В-третьих, в векторах навигационных решений, поступающих из НП при использовании созвездий неполной группировки ГЛОНАСС, появляются заметные корреляционные зависимости между отдельными компонентами вектора ПДЦМ.

Поэтому актуальной является разработка алгоритма навигации НКА, адаптивного к текущим условиям его функционирования и возможным перерывам в поступлении измерений от СРНС, в котором полнее учитываются возмущения, действующие на НКА, и их отличия от возмущений, рассчитанных с использованием модели движения. Стандартная производительность СРНС дает возможность оценить указанные возмущения на коротких интервалах навигационных измерений, поступающих из НП перед возникновением перерывов в их поступлении. Кроме того, алгоритм должен быть адаптивен к возникновению корреляционных зависимостей в векторах навигационных решений.

Цель и задачи исследования. Целью диссертационной работы является разработка алгоритма вычисления навигационной оценки параметров движения Центра масс



НКА, адаптивного к ошибкам модели движения при прогнозировании навигационного вектора и к изменениям статистических характеристик навигационных измерений. Алгоритм должен вычислять навигационную оценку, которая обладает свойством чувствительности к изменениям параметров модели движения на интервале навигационных измерений и свойством согласования этих изменений на всей длине интервала прогнозирования.

Для достижения этой цели решаются следующие задачи:

1. Внесение дополнения в стандартную схему построения НБО, позволяющего эффективнее решать навигационную задачу в условиях возникновения перерывов в поступлении измерений.
2. Выбор вида функционала для решения навигационной задачи с регуляризирующим слагаемым, согласующим влияние изменения параметров модели движения на интервале прогнозирования навигационной оценки.
3. Разработка навигационного алгоритма для функционала выбранного вида.
4. Исследование эффективности разработанного алгоритма и формирование базы данных оптимальных значений параметра регуляризации.
5. Исследование влияния на точность навигационного алгоритма неучтенных корреляционных зависимостей в векторах измерений, поступающих из НП.
6. Разработка методики формирования ковариационных матриц навигационных измерений с использованием геометрических характеристик взаимного расположения навигационных спутников и НКА.
7. Определение областей эффективного использования разработанных алгоритмов и методики и формирование требований к ресурсам БКУ для их реализации.

Методы исследования. В работе использованы методы обработки измерений, регуляризации (решения некорректно поставленных задач), теории статистического анализа, теории матриц, линейной алгебры.

Научную новизну работы определяют:

1. Поставленная объединенная задача сглаживания и прогнозирования навигационных решений (в дальнейшем задача сглаживания–прогнозирования) применительно к спутниковой радионавигации НКА и выбор функционала. Постановка задачи и выбор функционала, в отличие от существующих, позволяет использовать информацию о влиянии погрешностей модели движения и длины интервала прогнозирования на вычисление навигационной оценки в прогнозе.
2. Разработанный регуляризирующий алгоритм решения задачи сглаживания–прогнозирования. Алгоритм, в отличие от существующих, использует высокую точность измерений СРНС для возможности выбора значения параметра регуляризации в целях компенсации ошибки навигационной оценки, обусловленной погрешностями модели движения.
3. Разработанная методика априорной оценки элементов ковариационных матриц измерений, которая, в отличие от существующих, основывается на использовании геометрических соотношений и не требует статистической обработки.

Практическая ценность работы.

1. Предлагаемый в работе подход к построению алгоритмического обеспечения НКА позволяет эффективнее использовать навигационную информацию.
2. Разработанный алгоритм позволяет находить навигационные оценки в заданный момент времени со свойством компенсации ошибок используемой математической модели движения и погрешностей знания характеристик навигационного поля.

3. Сформулированы рекомендации по использованию разработанного алгоритма для обеспечения эффективного функционирования потребителей навигационной информации.

4. Сформирована база данных параметров регуляризации для типовых орбит НКА.

5. Разработанная для численного моделирования программа вычисления навигационной оценки может использоваться для тестирования работы навигационных систем.

Использование результатов. Программа вычисления навигационной оценки использовалась при летных испытаниях КА дистанционного зондирования Земли (КАДЗЗ) для оценки точностных характеристик системы автономной навигации, а также при проведении эксперимента “Навигатор” на КА “Фотон-М” №2, что подтверждено соответствующими актами. Материалы диссертации использовались в учебном процессе СГАУ.

Апробация работы. Основные результаты диссертации доложены автором на VI, VII, VIII, X, XI, XII Всероссийских научных семинарах по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 1993г., 1995г., 1997г., 2001г., 2003г., 2005г.) и на XIV Международном научном семинаре по современным технологиям в задачах управления, автоматике и обработки информации (Алушта, 2005г.).

Достоверность результатов обеспечивается корректностью математической постановки задачи, строгостью применяемых методов решения, сопоставлением полученных численных результатов вычисления навигационной оценки с результатами расчетов, полученных по используемым в настоящее время программам.

Публикации. По теме диссертации опубликовано шесть работ, список которых приводится в конце автореферата.

Личный вклад:

1. Постановка объединенной задачи сглаживания–прогнозирования выполнена И.В. Белоконовым. Обоснование и выбор функционала и алгоритма, а также обоснование использования регуляризирующего алгоритма в системе автономной навигации НКА на основе СРНС выполнены лично автором.

2. Разработка регуляризирующего алгоритма и его программная реализация выполнены лично автором.

3. Исследование эффективности регуляризирующего алгоритма и формирование базы данных значений параметров выполнено лично автором.

4. Предположение о возможности оценки внедиагональных элементов корреляционной матрицы ошибок на основании взаимного геометрического расположения НКА и создания навигационных спутников (НС) принадлежит И.В. Белоконову. Разработка методики верхней оценки внедиагональных элементов ковариационной матрицы и обоснование эффективности ее применения выполнены лично автором.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 48 наименований и четырех приложений. Общий объем диссертации составляет 180 страниц.

На защиту выносятся следующие результаты:

1. Функционал объединенной задачи сглаживания–прогнозирования для навигационного обеспечения НКА при наличии перерывов в поступлении измерений от СРНС.

2. Регуляризирующий алгоритм решения задачи сглаживания–прогнозирования.

3. Методика априорной оценки элементов ковариационных матриц измерений.
4. Рекомендации по области эффективного использования разработанного навигационного алгоритма.

Содержание работы

Во введении дана характеристика решаемой в диссертации задачи с обзором имеющихся по ней публикаций, обоснована актуальность темы диссертации, сформулирована цель диссертации, приведены результаты, выносимые на защиту, и сведения об апробации работы и публикациях. Кратко изложено содержание глав диссертации.

В первой главе приводится формулировка проблемы решения задачи навигации в БКУ. Анализируется современная структура построения НБО при использовании СРНС. На примере СРНС GPS и ГЛОНАСС исследуются свойства навигационного поля полного и неполного состава. Описываются применяемая в настоящее время схема НБО для НКА и методика использования в ней навигационной информации. Приводится описание математической постановки задачи, соответствующей практикуемой схеме получения навигационной оценки. На примере КАДЗЗ приведены системы БКУ для НКА, являющиеся потребителями навигационной информации. Проводится анализ недостатков существующего подхода построения БКУ для НКА, при котором навигационная оценка вычисляется на момент времени поступления последнего навигационного измерения t_N и пересчитывается при помощи оператора прогнозирования на заданный момент времени t^* ее использования. Делается вывод, что практикуемая схема снабжения навигационной информацией систем БКУ приводит к неоптимальности и наличию резерва в точности решения навигационной задачи в момент времени t^* . Формируется концепция построения НБО с учетом априорных знаний о статистических свойствах основной ошибки модели движения НКА (ошибки баллистического коэффициента). На рис. 1 представлена используемая схема НБО. На схеме пунктиром обозначен дополнительный навигационный алгоритм, используемый для вычисления оценки при возрастании интервала прогноза.

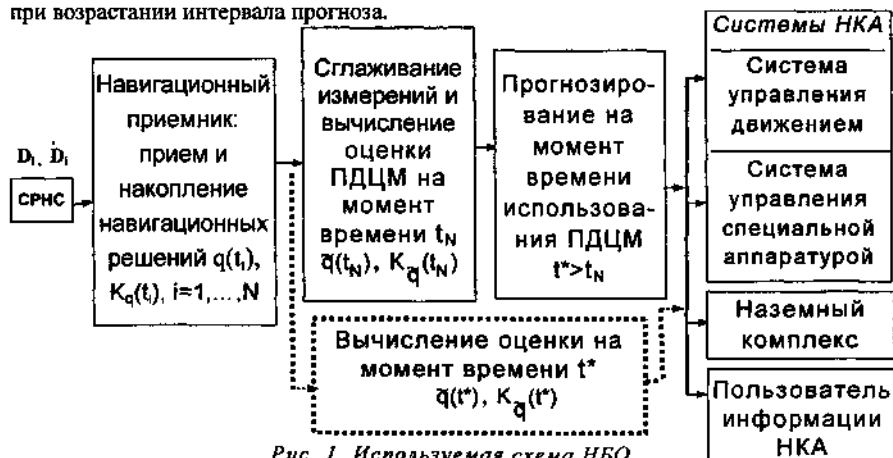


Рис. 1. Используемая схема НБО

Основная идея предлагаемого навигационного алгоритма заключается в вычислении оценки ПДЦМ непосредственно в момент времени t^* . На рис. 1

изображены: $q(t)=(r, \nabla)_n$ и $K_q(t)$ – вектор и ковариационная матрица навигационных решений, формируемые НП в момент времени t , (под навигационным решением в работе понимается шестимерный вектор ПДЦМ, который формируется в НП по поступающим сигналам от СРНС и может считаться измерением для навигационного алгоритма); $\tilde{q}(t_N)$ и $\tilde{q}(t^*)$ – шестимерные вектора оценок ПДЦМ на моменты времени t_N и t^* ; $K_q(t_N)$ и $K_q(t^*)$ – ковариационные матрицы соответствующих оценок $\tilde{q}(t_N)$ и $\tilde{q}(t^*)$.

Приводится описание математической модели движения КА. На ее основе реализован оператор прогнозирования: $\mathcal{L}_p(t, q_t, S_6) \cdot q_t \rightarrow q_t$. Оператор пересчитывает вектор $q_t=q(t)$ с момента времени t_t на момент времени $t_t - q_t=q(t_t)$ (S_6 – баллистический коэффициент НКА; $p=4, 8, 16$ – порядок используемых гармоник в разложении геопотенциала Земли). Приводится математическая формулировка задачи обработки навигационных измерений.

Во второй главе исследуются два алгоритма вычисления навигационной оценки. В первом алгоритме вычисление навигационной оценки $\tilde{q}(t_N)$ производится традиционным средневзвешенным методом наименьших квадратов (МНК) в момент поступления последнего навигационного измерения t_N :

$$\sum_{j=1}^N \{[\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t_N), S_6) - q^{(j)}]^T D_j^{-1} [\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t_N), S_6) - q^{(j)}]\} \Rightarrow \min_{\tilde{q}(t_N)} \quad (1)$$

где D_j^{-1} весовая матрица ($D_j = K_q(t_j)$). Затем найденная оценка $\tilde{q}(t_N)$ пересчитывается при помощи оператора прогноза на время ее использования в момент времени t^* : $\tilde{q}(t^*)=\mathcal{L}_p(t^*, \tilde{q}(t_N), S_6)$. Во втором алгоритме оценка $\tilde{q}(t^*)$ вычисляется сразу на момент времени t^* при использовании функционала вида:

$$I_1(\tilde{q}(t^*), S_6) = \sum_{j=1}^N \{[\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}]^T D_j^{-1} [\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}]\} \Rightarrow \min_{\tilde{q}(t^*)} \quad (2)$$

В обоих алгоритмах используется критерий сглаживания навигационных решений единого вида. Проводится сравнительный анализ статистических характеристик вычисленных оценок в прогнозе на момент времени t^* . Делается вывод о неустойчивости оценок, получаемых вторым алгоритмом, и возможности исключения этого эффекта за счет использования принципа регуляризации.

В третьей главе описывается регуляризирующий алгоритм вычисления навигационной оценки в момент времени t^* . В навигационном алгоритме оценка вычисляется в момент времени t^* как решение задачи сглаживания–прогнозирования с ограничениями на область возможных решений. Необходимость такого подхода к решению задачи сглаживания–прогнозирования вызвана наличием существенных ошибок навигации, обусловленных значительным влиянием ошибки баллистического коэффициента S_6 в операторе прогноза $\mathcal{L}_p(t, q_t, S_6)$, для НКА. Модель изменения баллистического коэффициента S_6 принимается в виде: $S_6 = S_{60} + \Delta S_6$, где S_{60} – последнее уточненное значение S_6 (на предыдущих сутках полета), ΔS_6 – случайная величина, которая на основании практики космических полетов отличается от S_{60} не более, чем на $\pm 0,4 S_{60}$. Отклонение ΔS_6 обусловлено в основном случайными изменениями плотности атмосферы ρ .

Погрешности измерений НП ($K_q(t) \neq 0$) и ошибок модели атмосферы ($\Delta S_6 \neq 0$) порождают погрешности в определении вектора $\tilde{q}(t^*)$. Составляющая ошибки δ_S вектора $\tilde{q}(t^*)$, вызванная ошибкой модели движения, проявляется в основном вдоль орбиты полета Δt (в трансверсальном направлении) и в дальнейшем называется модельной ошибкой. Составляющая ошибки $\delta_{\Delta p}$ вектора $\tilde{q}(t^*)$, вызванная

погрешностью получения навигационного решения НП, в дальнейшем называется аппаратурной ошибкой.

Вводит область ограничений возможных решений:

$$Q_{\delta} = \{ \tilde{q}(t^*) : \sum_{j=1}^N \{ | \mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_{60}) - \tilde{q}(t^*) |^T D_j^{-1} [\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_{60}) - \tilde{q}(t^*)] \} \leq \delta \},$$

где $\delta = \delta_{АП} + \delta_S$, $\delta_{АП} \approx \| K_q(t^*, K \tilde{q}(t_N)) \|$ - норма матрицы ошибок навигационного решения в момент времени t^* , пересчитанная с момента времени t_N ; $\delta_S = \Delta \tau(t^*, \Delta S_{6max})$ - ошибка вдоль орбиты, где $\Delta S_{6max} = \max | \Delta S_6 |$. Для выбора искомого для оценки $\tilde{q}(t^*)$ решения из области Q_{δ} предлагается сформулировать дополнительные условия отбора. С этой целью целесообразно учесть высокие точностные характеристики навигационных измерений по СРНС. Предлагается использовать свойство соизмеримости ошибок $\Delta q^{(j)}$ векторов измерений $q^{(j)}$ и влияния ошибки ΔS_6 на интервале $[t_1, t_N]$ на точность прогнозирования:

$$\| K_q(t_j) \| < | \mathcal{L}_p(t_N, q^{(j)}, S_{60}) - \mathcal{L}_p(t_N, q^{(j)}, S_6) |.$$

Для задания ограничений на область решений на момент времени t^* , полученных при помощи функционала сглаживания (2), и формулирования условий выбора решения из этой области предлагается использовать стабилизирующий функционал:

$$I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_6) = \sum_{j=1}^N \frac{[\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_6)_1 - \tilde{q}_1(t^*)]^2}{\Phi_{\mathcal{D}_j} \Phi_1^{(j)T}}, \text{ где } \tilde{q}_1(t^*) - \text{первый компонент вектора}$$

оценки $\tilde{q}(t^*)$, определяющий положение НКА вдоль орбиты; $\Phi_1^{(j)} = \Phi_1(t^*, t_j)$ - первая строка матрицы частных производных $\Phi(t^*, t_j) = | \varphi_{im}(t^*, t_j) |$, $i=1, \dots, 6$, $m=1, \dots, 6$,

$$\varphi_{im}(t^*, t_j) = \frac{\partial \tilde{q}_i(t^*)}{\partial q_m(t_j)}, \text{ которая определяет взаимосвязь между вектором измерений } q^{(j)} \text{ и}$$

его значениями, пересчитанными на момент времени t^* ; $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_6)_1$ - первый компонент вектора $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_6)$, который определяет вектор ПДЦМ $q^{(j)}$ на момент t^* . Свойства функционала $I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_6)$:

$$1) \lim_{\Delta S_6 \rightarrow 0, (K_q(t_j) = 0)} I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_{60}) = 0 - \text{чувствительность к ошибке } \Delta S_6; \quad (3)$$

$$2) Q_{\delta} \approx \{ \tilde{q}(t^*) : I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_{60}) \leq \delta \} - \text{задание границ области } Q_{\delta}.$$

В функционале I_2 присутствует первый компонент вектора навигационной оценки $\tilde{q}_1(t^*)$ (координата вдоль орбиты τ), наиболее чувствительный к отклонению от истинных значений параметров модели движения, используемых в операторе прогнозирования на интервале измерений. Стабилизирующий функционал вычисляется с использованием оператора прогнозирования. Поэтому он содержит нормирующий множитель, который соответствует возрастанию ошибки оценки, обусловленной ошибками измерений. Таким образом, с учетом свойств функционала $I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_6)$ задача отыскания оценки $\tilde{q}(t^*)$ формулируется как задача на условный экстремум:

$$\min_{\tilde{q}(t^*)} I_1(\tilde{q}(t^*), S_6) \text{ при } I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_6) < \delta.$$

Эта задача преобразуется к задаче на безусловный экстремум для функционала, представляющего сумму сглаживающего функционала I_1 и стабилизирующего функционала I_2 , взятого с положительным множителем α :

$$I(\tilde{q}(t^*), S_6) = I_1(\tilde{q}(t^*), S_6) + \alpha I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_6) =$$

$$= \sum_{j=1}^N \{ [\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}]^T D_j^{-1} [\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}] + \alpha \frac{[\mathcal{L}_p(t^*, q^{(0)}, S_6)_1 - \tilde{q}_1(t^*)]^2}{\Phi^{(0)} D_1 \Phi^{(0)T}} \},$$

где α - аналог множителя Лагранжа ($\alpha > 0$); $\tilde{q}(t^*)$ - искомый шестимерный вектор навигационной оценки; $t^* \in [t_n, t_n]$ - время, на которое отыскивается навигационная оценка; $q^{(j)}$ - вектор измерений, поступивший из НП на момент времени t_j ; $\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6)$ - вектор искомой навигационной оценки, пересчитанный с момента времени t^* на момент времени t_j (для формирования сглаживающей части функционала I).

Функционал сглаживания I_1 соответствует стандартному подходу вычисления вектора навигационной оценки (2). Стабилизирующий функционал I_2 с подобранным параметром α выполняет двойную роль.

Во-первых, он компенсирует свойство неустойчивости в вычислении навигационной оценки, которое возникает вследствие решения линеаризованной задачи на момент t^* при значительном удалении от моментов измерений: t_1, \dots, t_n . Это свойство проявляется при возрастании интервала прогноза свыше трех-четырех витков. Во-вторых, параметр α выбирается из условия согласования используемых параметров модели движения (S_6 и p) на интервале измерений $[t_1, t_n]$ с истинными значениями. За счет вычисления стабилизирующего функционала в момент t^* компенсация и согласование проводится для всего интервала прогнозирования $[t_1, t^*]$.

Получены расчетные формулы навигационного алгоритма в матричном виде с нахождением оценки $\tilde{q}(t^*)$, которая соответствует минимуму функционала I. Алгоритм реализуется в виде итерационной процедуры метода последовательной линеаризации. Решение $\tilde{q}(t^*)$ ищется в виде суммы малого отклонения Δq^* и опорного решения $q^{(0)}$: $\tilde{q}(t^*) = q^{(0)} + \Delta q^*$. В качестве начального приближения для $q^{(0)}$ выбирается решение, соответствующее последнему вектору измерений $q^{(N)}$. Выражения компонентов вектора оценки приращения Δq^* записываются следующим образом:

$$\Delta q_1^* = \frac{\sum_{j=1}^N (\Phi_{1j}(t_j, t^*) D_j^{-1} \Delta q^{(j)} + \alpha \frac{\Delta \tilde{q}_1^{(0)}}{\Phi_1^{(0)} D_1 \Phi_1^{(0)T}}) - M A^{-1} C}{\sum_{j=1}^N (F_{11}^{(j)} + \frac{\alpha}{\Phi_1^{(0)} D_1 \Phi_1^{(0)T}}) - M A^{-1} D},$$

$$\| \Delta q_2^* \Delta q_3^* \Delta q_4^* \Delta q_5^* \Delta q_6^* \|^T = A^{-1} (C - D \Delta q_1^*),$$

где C, D - вектор-столбцы с компонентами $c_k = \sum_{j=1}^N \sum_{m=1}^6 \Phi_{(k+1)m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q_m}^2 \cdot q_m^{(j)}$; $d_k = \sum_{j=1}^N \sum_{m=1}^6 \Phi_{(k+1)m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q_m}^2 \cdot \Phi_{m1}(t_j, t^*)$; A - матрица 5×5 с компонентами $a_{kn} = \sum_{j=1}^k \sum_{m=1}^6 \Phi_{(k+1)m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q_m}^2 \cdot \Phi_{m(n+1)}(t_j, t^*)$; $\Phi_{1j}(t_j, t^*)$ - первая строка матрицы частных производных $\Phi(t_j, t^*)$; $F_{11}^{(j)} = \sum_{m=1}^6 \Phi_{1m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q_m}^2 \cdot \Phi_{m1}(t_j, t^*)$; M - вектор-строка с компонентами $m_k = \sum_{j=1}^N \sum_{n=1}^5 \Phi_{1(n+1)}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q_{(n+1)}}^2 \cdot \Phi_{(n+1)(k+1)}(t_j, t^*)$, $k=1, \dots, 5$; $\Delta q^{(j)} = q^{(j)} - \mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6)$ - шестимерный вектор разности между измеренным вектором $q^{(j)}$ на момент времени t_j ($j=1, 2, \dots, N$) и спрогнозированным в обратном направлении на момент времени t_j вектором искомой оценки $\tilde{q}(t^*)$;

$\Delta q_1^{(0)} = [\mathcal{L}_p(t^*, q^{(0)}, S_0)_1 - \tilde{q}_1(t^*)]$ – разность между первым компонентом спроецированного вектора $q^{(0)}$ на момент времени t^* и первым компонентом вектора оценки $\tilde{q}_1(t^*)$. Получены аналитические выражения для дисперсий найденных оценок. Проведенный параметрический анализ выражений для дисперсий оценок выявил зоны повышенной чувствительности значения вектора оценки $\tilde{q}(t^*)$ к выбору значения параметра α . Из условия минимума дисперсии оценки Δq_1^* находится начальное приближение для параметра $\alpha^{(0)}$

$$\alpha^{(0)} = - \left\{ \sigma_n^2 \sum_{\ell=1}^3 \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{\tilde{\Phi}_{1\ell}^{(0)}}{\Phi_1^{(0)} D_j \Phi_1^{(0)T}} \Psi_{\ell}^{(0)} \right\} + \sigma_{\alpha}^2 \sum_{\ell=4}^6 \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{\tilde{\Phi}_{1\ell}^{(0)}}{\Phi_1^{(0)} D_j \Phi_1^{(0)T}} \Psi_{\ell}^{(0)} \right\} \right\}^{-1} \times \\ \times \left\{ \sigma_n^2 \sum_{\ell=1}^3 \sum_{j=1}^N \left\{ \left(\Phi_{1\ell}^{(0)} - MA^{-1} \Phi_{* \ell}^{(0)} \right) \Psi_{\ell}^{(0)} \right\} + \sigma_{\alpha}^2 \sum_{\ell=4}^6 \sum_{j=1}^N \left\{ \left(\Phi_{1\ell}^{(0)} - MA^{-1} \Phi_{* \ell}^{(0)} \right) \Psi_{\ell}^{(0)} \right\} \right\},$$

где σ_n^2 , σ_{α}^2 – квадраты дисперсий ошибок по положению и скорости;

$$\Psi_{\ell}^{(0)} = \frac{\tilde{\Phi}_{1\ell}^{(0)}}{\Phi_1^{(0)} D_j \Phi_1^{(0)T}} \left(\sum_{j=1}^N F_{11}^{(0)} - MA^{-1} D \right) - \sum_{j=1}^N \left(\Phi_1^{(0)} D_j \Phi_1^{(0)T} \right)^{-1} \left(\Phi_{1\ell}(t_j, t^*) - MA^{-1} \Phi_{* \ell}^{(0)} \right)$$

$\Phi_{* \ell}^{(0)} = (\Phi_{2\ell}^{(0)}, \Phi_{3\ell}^{(0)}, \Phi_{4\ell}^{(0)}, \Phi_{5\ell}^{(0)}, \Phi_{6\ell}^{(0)})$ – вектор, составленный из элементов матрицы

$\Phi_1(t_j, t^*)$, $\ell=1, \dots, 6$; $j=1, \dots, N$; $\tilde{\Phi}_{1\ell}^{(0)}$ – ℓ -ый компонент вектора $\Phi_1^{(0)} = \Phi_1(t^*, t_j)$. В момент времени t^* при $\alpha^{(0)} > 0$ алгоритм обладает большой чувствительностью к выбору значения параметра α . Исследования показали, что оптимальные значения весового параметра α следует выбирать по результатам статистического моделирования. Выбор α при этом осуществляется из условия его наибольшего влияния на точность $\tilde{q}(t^*)$ для интервала прогнозирования до момента времени t^* . В главе отмечается близость подхода к решению сформулированной задачи сглаживания–прогнозирования с регуляризацией решения “некорректно поставленных задач” по А.Н. Тихонову. Предлагаемый регуляризирующий алгоритм имеет порог чувствительности к уровню отклонения параметров истинного движения на интервале $[t_1, t_N]$ от используемых в операторе прогноза $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(0)}, S_0)$. Этот уровень соответствует величинам ошибок навигационной информации, поступающей из НП: $\|K_q(t)\| < |\mathcal{L}_p(t_N, q^{(1)}, S_{00}) - \mathcal{L}_p(t_N, q^{(1)}, S_0)|$ и определяет значение функционала $I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_0)$.

Приводятся результаты статистического моделирования и численного исследования алгоритма.

Для подтверждения эффективности предложенного регуляризирующего алгоритма для типовых орбит КАДЗЗ проведено сравнительное численное моделирование с первым алгоритмом, описанным во второй главе. При моделировании выбиралось значение параметра α , соответствующее вектору оценки $\tilde{q}(t^*)$ с минимальной ошибкой в момент времени t^* . Моделирование проводилось для различных типовых навигационных схем - количества навигационных измерений и интервалов их расположения: навигационные измерения выбирались в количестве от 2 до 10, интервал навигационных измерений - от 10 минут до 90 минут (до одного витка); для различных уровней ошибок параметров математической модели движения НКА (ошибка баллистического коэффициента изменялась от 10 до 40%) и типов используемой модели геопотенциала Земли (от центрального поля притяжения до

учета 16 гармоник в разложении геопотенциала по сферическим функциям). На рис. 2 приведены графики сферических ошибок по положению НКА (км) для следующих исходных данных: проведены десять навигационных измерений с интервалом в две минуты; изменение времени нахождения оценки ПДЦМ от момента последнего измерения составляло протяженность до 16 витков (одни сутки); ошибки математической модели движения (ошибки ΔS_0) принимались равными 20, 30, 40% от $S_{00}=0,03 \text{ м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^3$. Графики роста ошибок изображены в прогнозе во времени, измеряемом витками орбиты, от момента t_N (точка 0) для оценок, найденных по типовому МНК с последующим прогнозом и по регуляризирующему алгоритму. Там же приведены графики методических ошибок в зависимости от временного интервала.

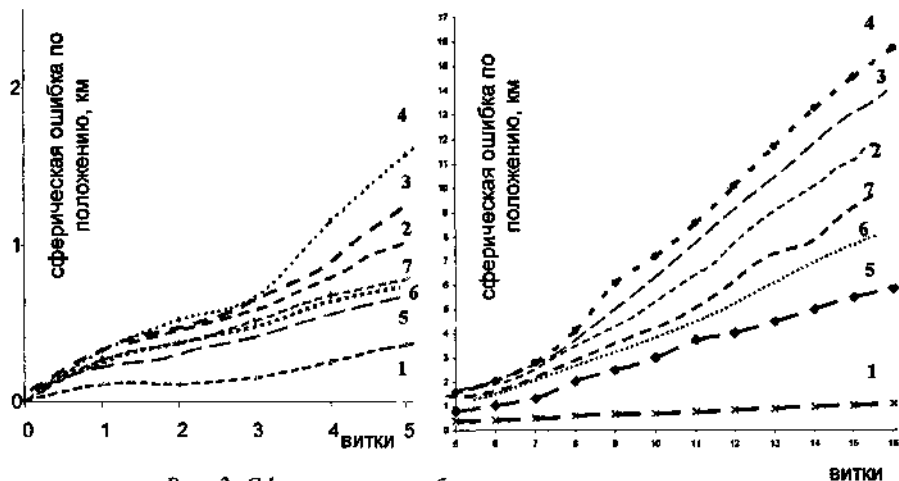


Рис. 2. Сферические ошибки навигационных оценок

- 1 – методические ошибки (при $\Delta S_0=0$);
 2, 3, 4 – ошибки алгоритма МНК с прогнозом при $\Delta S_0 = 20, 30, 40\%$;
 5, 6, 7 – ошибки регуляризирующего алгоритма при $\Delta S_0 = 20, 30, 40\%$

Эффективность разработанного регуляризирующего алгоритма по сравнению с традиционным средневзвешенным МНК (относительные величины уменьшения ошибок оценок ПДЦМ в процентах) отражена в таблице.

Таблица – Относительные величины уменьшения ошибок в процентах

ΔS_0	Витки							
	2	4	6	8	10	12	14	16
20%	3	5	7	10	13	15	18	23
30%	8	11	14	18	22	26	29	34
40%	16	18	23	28	34	39	43	48

Параметр α принимал значения от 0,001 до 0,02 и выбирался при номинальном значении S_{00} и предельной ошибке баллистического коэффициента $\Delta S_0 = 0,4 \cdot S_{00}$. Анализ результатов позволяет сделать вывод о существенном снижении величины навигационных ошибок при использовании регуляризирующего алгоритма, что позволяет в случае перерывов в поступлении навигационных измерений увеличить вдвое (до четырех витков) период автономного функционирования НКА. Моделирование показало высокую эффективность регуляризирующего алгоритма при

ошибках модели геопотенциала даже в случае использования грубой модели (нормального поля). Численные исследования показали эффективность использования в БКУ разработанного алгоритма для интервала прогнозирования более двух витков.

В четвертой главе исследуется вопрос о повышении точностных характеристик навигационных оценок, получаемых при использовании предложенного регуляризирующего алгоритма, на коротких интервалах прогнозирования. При нормальных условиях функционирования СРНС и большом числе приемных каналов НП внедиагональные элементы ковариационной матрицы ошибок навигационных решений, поступающих от НП, весьма малы, ими пренебрегают и считают матрицу

$K_q(t_j) = D_j = \begin{pmatrix} \sigma_{X_1}^2 & 0 \\ 0 & \dots \sigma_{V_n}^2 \end{pmatrix}$ диагональной. Однако, в случае малого числа видимых НС,

обусловленном неполным развертыванием СРНС ГЛОНАСС, недиагональные элементы матрицы $K_q(t_j)$ могут существенно отличаться от нуля. За счет более точного учета статистических характеристик навигационных решений можно повысить точность навигационных оценок в прогнозе на интервале в несколько витков. Результаты моделирования показали, что более полный учет в навигационном алгоритме статистических характеристик входной навигационной информации дает выигрыш по точности до 40% (на интервале до трех витков).

В главе развита методика априорной оценки недиагональных коэффициентов матриц измерений. В навигационном алгоритме используется диагональная ковариационная матрица ошибок $K_q(t_j)$. При корреляции компонент вектора навигационных определений $q^{(j)}$

$$K_q(t_j) = \sqrt{D_j} R \sqrt{D_j}, \text{ где } R = \begin{bmatrix} 1 & r_{12} & r_{13} & 0 & 0 & 0 \\ r_{21} & 1 & r_{23} & 0 & 0 & 0 \\ r_{13} & r_{32} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & r_{12} & r_{13} \\ 0 & 0 & 0 & r_{21} & 1 & r_{23} \\ 0 & 0 & 0 & r_{13} & r_{32} & 1 \end{bmatrix},$$

симметрическая матрица с неизвестными коэффициентами корреляции r_{mk} ($m, k = 1, 2, 3; m \neq k$), структура которой соответствует свойствам дальномерных и доплеровских измерений. Дисперсии $\sigma_{X_1}^2, \sigma_{V_1}^2, \sigma_{X_2}^2, \sigma_{V_2}^2, \sigma_{X_3}^2, \sigma_{V_3}^2$ определяются в НП.

Методика основывается на эвристическом предположении, что недиагональные коэффициенты ковариационной матрицы ошибок можно оценить на основании анализа геометрии созвездия навигационных спутников СРНС, участвующих в навигационном определении, и положения НКА. С этой целью радиусы-векторы навигационных спутников, которые участвуют в навигационном сеансе, проецируются последовательно на три плоскости орбитальной системы координат (Ogrm). Коэффициенты корреляции $r_m = r_{23}, r_r = r_{12}, r_m = r_{13}$ получаются из геометрических соотношений координат спроецированных незенитных НС (на рис. 3 это, например, НС1, НС2, НС3), соответственно, на плоскости местного горизонта (Otm), орбиты (Ogr) и на фронтальную плоскость (Otm).

Методика для вычисления коэффициента r_m при проекции навигационных спутников на плоскость местного горизонта иллюстрируется рис. 3. Каждому из трех НС_i ($i=1, 2, 3$) ставится в соответствие угол λ_i , отложенный от оси O_n против часовой стрелки. Возможны три варианта взаимного расположения НС1, НС2, НС3 и НКА:

1) в одной четверти координатной плоскости при условии

$$\max(|\lambda_1 - \lambda_2|, |\lambda_1 - \lambda_3|, |\lambda_2 - \lambda_3|) < \frac{\pi}{2};$$

2) в двух четвертях координатной плоскости при условии

$$\frac{\pi}{2} \leq \max(|\lambda_1 - \lambda_2|, |\lambda_1 - \lambda_3|, |\lambda_2 - \lambda_3|) < \pi;$$

3) в трех четвертях координатной плоскости при условии

$$2\pi = |\lambda_1 - \lambda_2| + |\lambda_1 - \lambda_3| + |\lambda_2 - \lambda_3|.$$

Вектор проекции нормируется до единичной длины. В зависимости от варианта взаимного расположения получены аналитические зависимости, позволяющие оценить по отдельности каждый из коэффициентов корреляции. Например, для третьего случая коэффициент $r_{\tau n}$ вычисляется как соответствующий компонент матричного выражения

$$K_{\tau n} = \begin{bmatrix} \sigma_{\tau}^2 k_{\tau n} \\ k_{\tau n} \sigma_n^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sum_{i=1}^3 \sin^2 \lambda_i}{\Delta} & \frac{-\sum_{i=1}^3 \sin \lambda_i \cos \lambda_i}{\Delta} \\ \frac{-\sum_{i=1}^3 \sin \lambda_i \cos \lambda_i}{\Delta} & \frac{\sum_{i=1}^3 \cos^2 \lambda_i}{\Delta} \end{bmatrix},$$

где $\Delta = \sum_{i=1}^3 \sin^2 \lambda_i \sum_{i=1}^3 \cos^2 \lambda_i - (\sum_{i=1}^3 \sin \lambda_i \cos \lambda_i)^2$,

и выражение для $r_{\tau n}$ записывается в виде $r_{\tau n} = \frac{k_{\tau n}}{\sigma_{\tau} \sigma_n} = \frac{-\sum_{i=1}^3 \sin \lambda_i \cos \lambda_i}{\sqrt{\sum_{i=1}^3 \sin^2 \lambda_i \sum_{i=1}^3 \cos^2 \lambda_i}}$.

Сравнения коэффициентов корреляции $r_{\tau n}$, $r_{\tau \tau}$, $r_{\tau m}$, вычисленных по разработанной методике, с коэффициентами, полученными статистическим моделированием с использованием алгоритма, реализованного в НП, показало, что они отличаются не более чем на 12%.

В конце главы приводятся требования к БЦВМ для реализации алгоритма и рекомендации по эффективному использованию алгоритма для навигационного обеспечения НКА.

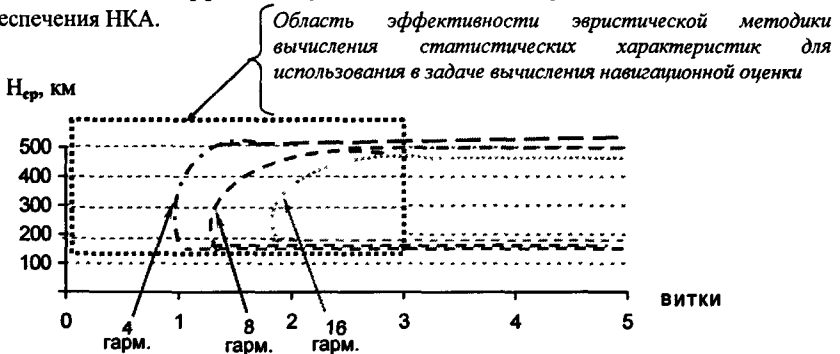


Рис. 4 Области эффективности алгоритма и методики

На рис. 4 изображены области эффективного использования в структуре НБО

НКА разработанного регуляризирующего алгоритма, дополненного методикой оценки ковариационной матрицы погрешности навигационных определений, в зависимости от интервала прогноза по виткам, средней высоты орбиты $H_{ср}$, числа гармоник потенциала поля притяжения Земли (4, 8, 16) и при случайном отклонении ΔS_6 в диапазоне от 10 до 40%. При этом получается выигрыш в точности нахождения оценки ПДЦМ НКА более чем 10%.

Заключение содержит выводы по основным результатам работы.

Выводы и основные результаты

1. Анализ существующей структуры построения навигационно-баллистического обеспечения низковысотного космического аппарата при использовании информации от спутниковых радионавигационных систем в условиях возможного возникновения перерывов в поступлении измерений позволил внести в структуру изменения, направленные на повышение качества навигационного обеспечения за счет вычисления оценки параметров движения непосредственно в требуемый момент времени.
2. С учетом особенностей баллистики низковысотного космического аппарата и качества навигационных решений по сигналам СРНС выбран функционал, отличающийся от традиционно используемых сглаживающих функционалов наличием регуляризирующего слагаемого, что обеспечивает устойчивость и повышение точностных характеристик навигационных оценок.
3. Разработан регуляризирующий алгоритм получения оценок параметров движения центра масс низковысотного космического аппарата в требуемый момент времени при возникновении перерывов в поступлении измерений от СРНС продолжительностью до одних суток. Разработана методика выбора основного параметра регуляризирующего алгоритма – весового коэффициента α , с целью повышения точности навигационной оценки.
4. Выполнен параметрический анализ эффективности разработанного алгоритма для типовых орбит низковысотного космического аппарата, который показал, что точность навигационной оценки повышается в 1,3 – 1,8 раза по сравнению с традиционным алгоритмом, а допустимый интервал автономного функционирования аппарата при сохранении требуемого качества навигационного обеспечения может быть увеличен с двух до четырех витков полета.
5. Предложена методика, расширяющая возможности регуляризирующего алгоритма при его использовании для небольших перерывов в поступлении измерений (до трех витков) за счет уточнения ковариационной матрицы ошибок измерений навигационного приемника, что повышает точность навигации до 40%.
6. Для включения разработанного алгоритма в состав бортового комплекса управления низковысотного космического аппарата сформирована база данных для весового коэффициента α для типовых орбит и продолжительности перерыва в поступлении измерений до одних суток и определены требования к ресурсам БЦВМ.
7. Разработанная программная реализация регуляризирующего алгоритма получения оценок параметров движения низковысотного космического аппарата позволила построить эталонную орбиту и оценить точность навигационных решений, поступивших из НП во время полета “Фотон-М” №2.

Основные публикации по теме диссертации

1. Боровков В.А., Степанов Н.И. Об одном методе получения оценки параметров движения центра масс КАН // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. VI Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Ч.1 / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1994. – С.73-75.
2. Боровков В.А., Ковалюнас А.В. Решение задачи оценивания параметров движения центра масс КА методом регуляризации // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. VII Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1995. – С.46-47.
3. Боровков В.А. Об одном методе получения оценки ПДЦМ КА // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. VIII Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самарский филиал Российской академии космонавтики – Самара, 1998. – С. 127-128.
4. Белоконов И.В., Боровков В.А. Оптимизация использования информации от спутникового радионавигационного приемника в интересах конечных потребителей // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. тр. X Всерос. научн.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2002. – С.56-64.
5. 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 / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2003. – С.168-174.
6. Белоконов И.В., Боровков В.А. Вычисление недиагональных элементов корреляционной матрицы ошибок навигационных измерений по спутниковой радионавигационной системе // Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: Труды XIV Междун. научн.-техн. семинара. г. Алушта, Крым – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 2005. – С.230.

№20037

РНБ Русский фонд

2006-4

22491

Подписано в печать 29. 08. 2005. Формат 60×84/16
Усл. Печ. Л. 1,00. Тираж 100 экз

Отпечатано с готовых оригинал-макетов СГАУ