

Боровков В.А., Левкина Н.С.

**ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ВЕКТОРОВ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ,
СОДЕРЖАЩИХ СБОЙНУЮ ИНФОРМАЦИЮ, В СИСТЕМАХ
УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

В бортовом комплексе управления (БКУ) КА разработки АО «РКЦ «Прогресс» применяется система спутниковой навигации (ССН) на основе использования радионавигационного поля глобальных навигационных спутниковых систем. В ССН используются бортовые навигационные приемники (НП), функционирующие в навигационных полях систем ГЛОНАСС и GPS. При функционировании НП возможно поступление измерений, содержащих «сбойную» информацию. Источником «сбоев» может быть, как сам НП, так и сопрягающее устройство передачи. «Сбои» могут стать причиной несвоевременного получения в БКУ навигационной информации на ответственных участках полета (промежутках между динамическими операциями) и ухудшения вследствие этого показателей решения целевой задачи. Выявление «сбоия» производится на этапе отбраковки при поступлении измерений от НП в ССН. Вопросу отбраковки «сбойных» векторов навигационных измерений посвящен доклад [1].

Даже при возникновении «сбоев» в навигационных векторах необходимо обеспечить стабильное функционирование ССН. Одним из путей обеспечения стабильной и бесперебойной работы систем навигационного обеспечения при уменьшении количества поступающих измерений является практика использования дополнительной неполной (усеченной) измерительной информации совместно с основными измерениями. Эта практика не является новой и ранее применялась в навигационном обеспечении полётов отечественных КА. В качестве исторического примера можно привести использование во второй половине XX-го века радионавигационных измерений от наземных станций, которые были основным источником навигационной информации для определения положения КА на орбите. В качестве усеченной измерительной информации, поступающей от наземных радионавигационных средств, использовался дополнительный источник информации (информационный ресурс) о положении КА на орбите. Таким информационным ресурсом являлся момент времени прохождения точки кульминации в зоне радиовидимости КА наземной станции измерения (так называемая «навигационная засечка»). «Навигационная засечка» использовалась для оперативного уточнения параметра модели движения КА (баллистического коэффициента) и параметров орбиты КА. В XXI-ом веке использование глобальных радионавигационных систем становится

практически повсеместным. Однако, использование в качестве дублирующего (резервного) источника навигационной информации для КА радионавигационных измерений от наземных станций, в том числе «навигационных засечек», остается актуальным.

В ряде источников рассматривается проблема отбраковки недостоверных, ошибочных данных. В работах [2] и [3] после обнаружения вектора, содержащего «сбойную» информацию, в результате отбраковки он не используется при решении навигационной задачи. Это вполне оправдано при избыточном числе достоверных измерений на значительных временных интервалах, однако это не всегда имеет место. В частности, при использовании векторов из навигационной аппаратуры в автоматической системе управления блоков выведения и передачи этих векторов в наземный комплекс (для сопровождения в процессе полёта) на непродолжительных участках между орбитальными маневрами избыточности навигационных векторов для решения задачи навигации может не быть.

Рассмотрим, содержащий «сбои» навигационный вектор от НП, как источник дополнительной измерительной информации. В ряде случаев в результате «сбоя» искажается не весь вектор, а только его часть. Достоверную часть вектора следует использовать в качестве дополнительной навигационной информации для определения (уточнения) орбитальных параметров КА.

Рассмотрим НП, обеспечивающий навигационной информацией ССН, который на момент времени t_j формирует навигационное измерение - навигационный вектор в гринвичской системе координат (ГСК) $q_j=q(t_j)=(X_j, Y_j, Z_j, V_{xj}, V_{yj}, V_{zj})$. Рассматривается вариант, когда в результате «сбоя» искажению подвергаются только некоторые из координатных или скоростных компонент вектора q_j .

При использовании НП с формированием вектора навигационных измерений в ГСК в ССН осуществляется вторичная статистическая обработка навигационных векторов, например алгоритмом метода динамической фильтрации (МДФ) (фильтрация ошибок).

Представляется разумным для обработки векторов со «сбоями» не реализовывать дополнительные алгоритмы (варианты решения навигационной задачи), а использовать штатные с некоторой адаптацией. В данном докладе предлагается адаптация штатных алгоритмов МДФ (которые используются для векторов без обнаруженных «сбоев») для обработки «сбойных» векторов.

При использовании в навигационной системе навигационного вектора со «сбоями» нарушается свойство «наблюдаемости» [4] (количество компонент без «сбойной» информации меньше размерности уточняемого навигационного вектора), но для

нескольких векторов на интервале свойство сохранится за счет существования функциональной связи (ранг матрицы наблюдаемости равен размерности уточняемого навигационного вектора). Данное утверждение иллюстрируется матричными соотношениями на основе приведенного в [5] критерия «наблюдаемости» (по Калману) в соответствии с которым матрица «наблюдаемости» для проверки возможности решения навигационной задачи определяется следующим образом:

$$\begin{bmatrix} \Phi_{1,N}H \\ H \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\Phi_{1,N}$ – переходная матрица (матрица баллистических частных производных по компонентам вектора измерений q_1 на время t_1 вектора на момент t_N), H – матрица перехода (измеряемых параметров по оцениваемым (в нашем случае H единичная матрица $H=E$), N – число измерений в задаче наблюдения.

Стандартный алгоритм обработки навигационных векторов, поступающих из НП, содержит следующие рекуррентные соотношения фильтра Калмана (МДФ) для нахождения навигационной оценки \hat{q}_j [4]:

$$\hat{q}_j = L(t_j, \hat{q}_{j-1}) + P_j D_j^{-1} (q_j - L(t_j, \hat{q}_{j-1})), \quad (2)$$

$$K_j = \Phi_{j-1,j} P_j \Phi_{j-1,j}^T, \quad (3)$$

$$P_j = K_j - K_j (K_0 - K_j)^{-1} K_j, \quad (4)$$

где \hat{q}_j – вектор навигационной оценки, полученной в результате обработки векторов измерений q_j на моменты времени t_1, t_2, \dots, t_j ($\hat{q}_1 = q_1$), D_j – корреляционная матрица ошибок измерения q_j ($K_0 = D_1$), $L(t_i, q_j)$ – оператор пересчёта (прогнозирования) вектора q_j с момента времени t_j на момент времени t_i , $q_j = q(t_j)$ – вектор навигационных измерений в момент t_j из НП.

В расчетном соотношении (2) матрице ошибок измерений D_j вектора q_j на время t_j соответствует диагональная матрица в ГСК следующей структуры:

$$D_j = \begin{bmatrix} \sigma_{Xj}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{Yj}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{Zj}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{Vxj}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{Vyj}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{Vzj}^2 \end{bmatrix},$$

где $\sigma_{Xj}, \sigma_{Yj}, \dots, \sigma_{Vzj}$ – СКО компонент X_j, Y_j, \dots, V_{zj} навигационного вектора q_j .

При функционировании ССН в штатном режиме в алгоритме (2)-(4) используются СКО ошибок измерения $(\sigma_{xj}, \sigma_{yj}, \dots, \sigma_{zj})$, соответствующие номинальным точностным характеристикам НП.

Предлагается следующая алгоритмическая последовательность обработки навигационных векторов с учётом возможного наличия в них «сбойных» компонент.

1. При поступлении из НП в ССН вектора измерения q_j на время t_j , необходимо провести отбраковку [1].

2. В случае если вектор бракуется, то проводится проверка вектора на наличие у него отдельных «сбойных» компонент. С этой целью посредством оператора прогнозирования осуществляется прогноз предыдущей оценки \hat{q}_{j-1} (на время t_j) и покомпонентное сравнение этого вектора $L(t_j, \hat{q}_{j-1})$ с вектором q_j . Полагается, что компонента содержит «сбойную» информацию, если отличия аномально велики.

3. При поступлении из НП вектора измерений, содержащего «сбойную» компоненту k ($k=1, 2, \dots, 6$) - \hat{q}_j^k , использовать соотношения (2)-(4) МДФ для получения оценки \hat{q}_j в явном виде не представляется возможным. Предлагается следующая адаптация алгоритма МДФ:

а) в векторе \hat{q}_j^k заменить сбойную компоненту k на соответствующую из спрогнозированного вектора оценки $L(t_j, \hat{q}_{j-1})$;

б) в матрице D_j из (2) заменить соответствующий диагональный элемент СКО на элемент σ_k , который на порядок будет превышать номинальную точность.

Однако, неизбежны потери в точности при использовании в ССН навигационных векторов со «сбоями». Для оценки точности предлагаемой адаптации алгоритма МДФ приведем результаты моделирования тестовой задачи. Оценим, как увеличится ошибка, обусловленная «сбоями» в различных компонентах векторов измерений, при обработке алгоритмом фильтрации (2)-(4). Моделирование проведем для условий работы алгоритма с векторами, для орбиты с параметрами $H_{\max}=490$ км, $H_{\min}=460$ км и наклоном равным 97° . Приведем результаты моделирования для двух навигационных векторов с интервалом по времени между ними в 10 минут и 20 минут со «сбоями» во втором векторе и $\sigma_{xj} = \sigma_{yj} = \sigma_{zj} = 30$ м; $\sigma_{vxj} = \sigma_{vyj} = \sigma_{vzj} = 3$ см/с.

Таблица 1 – Сравнение точностей вектора навигационной оценки \hat{q}_2 для различных вариантов «сбойных» компонент

Наличие «сбойных» компонент в навигационных векторах в ОСК	Интервал между векторами, мин	Ошибки оценки в ОСК					
		Δr , м		$\Delta \tau$, м		n, м	
		на момент определения	в прогнозе на виток	на момент определения	в прогнозе на виток	на момент определения	в прогнозе на виток
Отсутствуют	10	18	19	20	418	20	20
	20	19	20	23	96	19	19
Ошибки в ОСК в отношении к ошибкам оценки при отсутствии «сбоев» компонент, б/р							
r	10	1,28	1,26	1,05	1,09	1	1
	20	1,30	1,30	1	1,21	1	1
τ	10	1	1	1,15	1,01	1	1
	20	1	1	1,52	1,05	1	1
n	10	1	1	1	1	1,40	1,40
	20	1	1	1	1	1,37	1,32
r, τ	10	1,28	1,26	1,45	1,10	1	1
	20	1,35	1,35	1,57	1,24	1	1
r, n	10	1,28	1,26	1,05	1,09	1,40	1,40
	20	1,35	1,30	1	1,21	1,32	1,32
τ , n	10	1	1	1,45	1,01	1,40	1,40
	20	1	1	1,52	1,04	1,37	1,32
r, τ , n	10	1,22	1,26	1,45	1,10	1,40	1,40
	20	1,35	1,35	1,57	1,24	1,37	1,32
V_r, V_τ, V_n	10	1,39	1,37	1,10	1,36	1,05	1,05
	20	1,30	1,30	1,30	1,18	1	1,05
Вектор со «сбоями» не использовался	-	1,51	1,72	1,30	7,82	1,62	16,29

В качестве модельной задачи используем соотношения для аналитического вычисления корреляционной матрицы точностей алгоритма фильтрации, основанного на методе наименьших квадратов (МНК), для двух измерений q_1, q_2 на моменты времени t_1 и t_2 . Тогда матрица наблюдаемости (1) принимает вид $\begin{bmatrix} \Phi_{1,2} \\ E \end{bmatrix}$. В соответствии со свойствами МНК корреляционная матрица точностей вектора оценки \hat{q}_2 алгоритма (2)-(4) на время t_2 выражается соотношением $K_{\hat{q}_2} = \left[\begin{bmatrix} \Phi_{1,2}^T & E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_1^{-1} & 0 \\ 0 & D_2^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Phi_{1,2} \\ E \end{bmatrix} \right]^{-1}$ [6]. Моделирование «сбоев» в векторе измерений q_2 (вектор q_1 рассматривается без «сбоев») осуществляется посредством замены в единичной матрице E из выражения матрицы $K_{\hat{q}_2}$, соответствующей диагональной «1» на «0».

В таблице приведены ошибки в орбитальной системе координат (ОСК) $Ortn$ вектора оценки \hat{q}_2 , полученного алгоритмом (2)-(4) с учетом адаптации для различных вариантов «сбойных» компонент. Также приведены ошибки для варианта, при котором вектор, содержащий «сбойные» компоненты, игнорируется и не используется в решении. Ошибки в нижней части таблицы для наглядности приводятся как отношение к точности оценки \hat{q}_2 , которая получена для векторов измерений без «сбойной» информации.

Анализ точностей, приведенных в таблице, показывает, что достоверную часть векторов, имеющих «сбойную» информацию, целесообразно использовать в ССН КА для предотвращения ухудшения показателей решения целевой задачи.

Библиографический список

1. В.А. Боровков, Е.К. Яковлев, Н.С. Левкина, А.С. Преображенский “К вопросу отбраковки измерений навигационного приемника в бортовом комплексе управления космического аппарата дистанционного зондирования Земли” – Самара, АО «РКЦ «Прогресс» сборник VI Всероссийская конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения). 2019.

2. М.А. Литвин, А.А. Малюгина, А.Б. Миллер, А.Н. Степанов, Д.Е. Чикрин “Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации” – Сборник Информационные процессы, Том 14, № 4, 2014

3. Куршин А. В. “Модифицированный навигационный алгоритм для определения положения ИСЗ по сигналам GPS/ГЛОНАСС” – Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск №66, 2014

4. «Фильтр Калмана-Бьюси. Детерминированное наблюдение и стохастическая фильтрация» К. Браммер, Г. Зиффлинг пер. с нем. – М. Наука. Главная редакция физико-математической литературы. 1982.

5. «Справочник по теории автоматического управления»/ Под редакцией А.А. Красовского. М.: Наука. Гл. редакция физ. мат. лит. , 1987. 712 с.

6. Эльясберг П.Е.“Определение движения по результатам измерений”. – М.: «Наука». 1976.