УДК 621.396.67

М. Н. КРАСИЛЬЩИКОВ, Д. А. КОЗОРЕЗ, К. И. СЫПАЛО, О. Ф. САМАРИН,
В. Ю. САВОСТЬЯНОВ

К ПРОБЛЕМЕ ВЫСОКОТОЧНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ФАЗОВОГО ЦЕНТРА АНТЕННЫ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОЙ БОРТОВОЙ РЛС АВИАЦИОННОГО БАЗИРОВАНИЯ

Рассматривается задача формирования облика бортовой интегрированной навигационной системы летательного аппарата, обеспечивающая высокоточное позиционирование фазового центра антенны (ФЦА) многофункциональной бортовой радиолокационной станции. Описывается способ высокоточного позиционирования ФЦА, основанного на коррекции оценок, формируемых интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системой. Приведены результаты моделирования процесса функционирования предлагаемой схемы, подтверждающие перспективность данного направления исследований.

Введение

Постоянно возрастающие требования по точности и надежности решения задач навигации, распознавания и сопровождения целей или ориентиров в любых метеоусловиях и в любое время суток обусловливают необходимость использования на борту летательного аппарата (ЛА) многофункциональной радиолокационной станции (РЛС), обеспечивающей в режимах картографирования формирование радиолокационных изображений с высоким линейным разрешением по азимуту и дальности.

Как известно [1], для решения этой проблемы необходимо обеспечить когерентность обработки принятого радиосигнала на протяжении всего интервала картографирования, для чего, в свою очередь, необходимо располагать высокоточными данными относительно текущих координат фазового центра антенны РЛС (ошибка позиционирования ФЦА должна быть не больше ¼ длины волны в радиальном направлении).

Как показывают пока еще немногочисленные в нашей стране и за рубежом исследования в данной области, решение сформулированной выше научно-технической проблемы приводит к необходимости обеспечить применительно к каналу *X*-диапазона (8,0–12,0 ГГц) многофункциональной бортовой РЛС (МБРЛС) следующие характеристики точности [2, 3]:

Красильщиков Михаил Наумович. Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национальный исследовательский университет). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Козорез Дмитрий Александрович. Кандидат технических наук, доцент Московского авиационного института.

Сыпало Кирилл Иванович. Доктор технических наук, доцент, начальник комплекса перспективного развития ФГУП «ЦАГИ им. проф. Жуковского».

Самарин Олег Федорович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник отдела ОАО «Фазотрон-НИИР» (Москва).

Савостьянов Владимир Юрьевич. Кандидат технических наук, доцент, начальник лаборатории ОАО «Фазотрон-НИИР».

- среднеквадратическая ошибка (СКО) вычисления составляющих линейной скорости ЛА должна быть не больше $7{,}3\cdot10^{-4}$ м/с, а СКО вычисления ускорения – не больше $1.3\cdot10^{-4}$ м/с^2 в проекции на оси нормальной системы координат (НСК);
- СКО вычисления углов ориентации ЛА не больше 0,1º;
- СКО вычисления координат фазового центра антенны (по отношению к моменту начала сеанса картографирования) не больше 16 мм;
- полоса пропускания измерителей не меньше 200 Гц.

При этом в интересах решения навигационной задачи ЛА должна осуществляться интеграция данных, поступающих от средств бортового навигационного комплекса ЛА: радиовысотомера, баровысотомера и др.

Необходимо также подчеркнуть, что приведенные оценки точности определения перечисленных параметров должны быть обеспечены на каждом из отрезков траектории полета ЛА, где осуществляется процесс картографирования, состоящий из типовых сеансов длительностью 11 с. В качестве типичной длительности процесса картографирования, то есть суммарной продолжительности упомянутых сеансов, можно принять 1 ч.

Анализ доступной отечественной и зарубежной информации позволяет утверждать, что ни один из известных на настоящий момент бортовых информационно-измерительных комплексов не позволяет решить сформулированную задачу с требуемой точностью. Современные высокоточные образцы бортовых инерциально-спутниковых навигационных систем в конце 11-секундного сеанса картографирования обеспечивают минимальную погрешность привязки ФЦА на уровне 1…3 м [3]. И только при использовании фазовых измерений в дифференциальном режиме становится возможным обеспечение относительно соизмеримой точности оценивания координат (10-50 мм). Однако в условиях применения указанных типов носителей на неподготовленных специальным образом территориях данный режим, вероятнее всего, будет недоступен.

В настоящей статье описан способ высокоточного позиционирования ФЦА, основанный на коррекции оценок, формируемых интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системой, функционирующей в интересах обеспечения высокоточных режимов МБРЛС с синтезированной апертурой антенны, за счет использования измерений скорости носителя, формируемых МБРЛС одновременно с радиоинформационной информацией (РЛИ).

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ФЦА МБРЛС

Будем полагать, что на борту ЛА, центр масс (ЦМ) которого обозначен на рис. 1 как точка O, установлена антенна, фазовый центр которой обозначен буквой A. Вектор, соединяющий ЦМ ЛА и ФЦА, – $\boldsymbol{a}$. Кроме того, на борту ЛА установлен блок инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ) – точка B; вектор, соединяющий ЦМ ЛА и начало системы координат измерительного трехгранника, образованного осями чувствительности инерциальных элементов, – $\boldsymbol{l}$.

Будем полагать, что в момент времени t_0, соответствующий началу сеанса картографирования, с некоторой известной точностью заданы: координаты ц. м. ЛА, т.е. точки O (ϕ_0, λ_0, h_0) в земной связанной системе координат (ЗССК); компоненты вектора скорости ЛА в нормальной системе координат (НСК) ($V^g_{x\,0}, V^g_{y\,0}, V^g_{z\,0}$) [4, 5]; параметры ориентации ЛА (углы Эйлера/направляющие косинусы/параметры Родрига–Гамильтона).

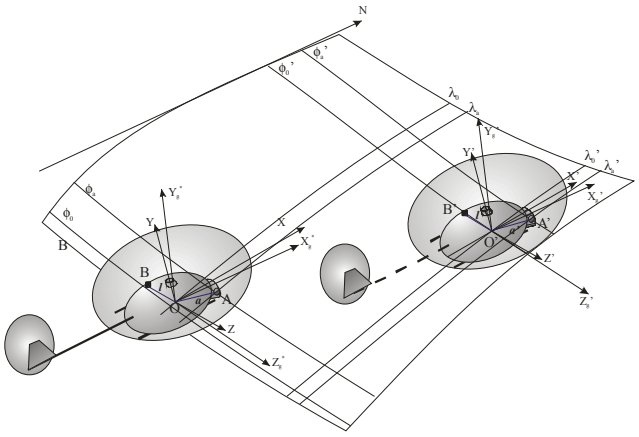

Рис. 1. Сценарий картографирования

Кроме того, в этот же момент времени известны с точностью, идентичной координатам ЦМ ЛА, географические координаты фазового центра антенны – точка A (ϕ_a, λ_a, h_a). Точность определения указанных параметров характеризуется значением СКО оценок (σ_p) или интервалом неопределенности $[p_{\min}, p_{\max}]$.

Считаем, что в момент времени начала процесса картографирования фиксируется система координат $OX_gY_gZ_g$, т. е. формируется базис в т.н. кадровой системе координат (КСК) $O^*X_g^*Y_g^*Z_g^*$, начало которой расположено в ЦМ ЛА (или в ФЦА МБРЛС) и зафиксировано по отношению к какой-либо ЗССК, например гринвичской [5], на весь сеанс картографирования.

В процессе картографирования на некоторый момент времени t' ЦМ ЛА перемещается в точку O', точка B – в точку B', а точка A – в точку A'. Это перемещение обусловливается движением ЦМ ЛА по траектории. В общем случае можно считать, что в связанной СК вектор $\boldsymbol{l}$ остается неизменным, а вектор $\boldsymbol{a}$ изменяется вследствие механического перемещения ФЦА в соответствии с алгоритмом формирования пространственной апертуры.

Задача состоит в формировании оценок положения фазового центра антенны A' в проекции на оси КСК $O^*X_g^*Y_g^*Z_g^*$ на интервале картографирования в соответствии с определенными выше требованиями.

РЕШЕНИЕ СФОРМУЛИРОВАННОЙ ЗАДАЧИ

Архитектура бортовой интегрированной системы навигации и модели информационно-измерительных средств

Для решения задачи высокоточной привязки (позиционирования) ФЦА (в дальнейшем – режим микронавигации) можно предложить архитектуру бортовой интегрированной системы навигации в виде функциональной схемы (рис. 2). Суть предлагаемого решения состоит в использовании двух навигационных алгоритмов, первый из которых осуществляет решение навигационной задачи ЛА посредством использования схемы глубокой интеграции данных [5, 6] инерциальных ЧЭ, многоканального приемника глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) и радиовысотомера (в дальнейшем – основ-

ной алгоритм), а второй, использующий традиционный алгоритм инерциальной навигации в проекции на оси кадровой системы координат, непосредственно обеспечивает реализацию режима микронавигации.

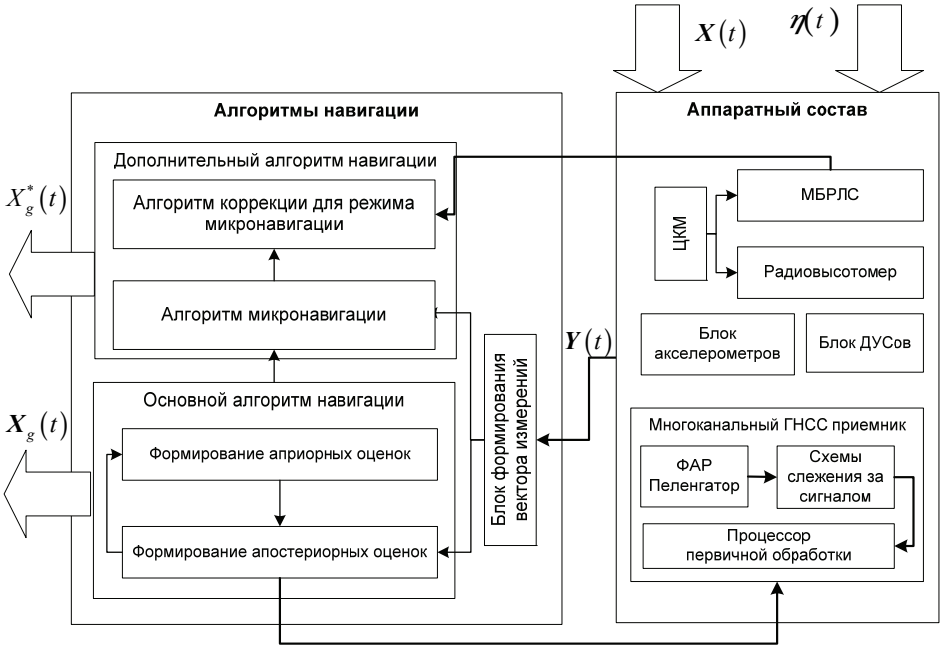

Рис. 2. Функциональная схема бортовой навигационной системы

Как видно из приведенной функциональной схемы, аппаратная часть навигационной системы содержит инерциальные чувствительные элементы (акселерометры и датчики угловых скоростей – ДУС), многоканальный ГНСС-приемник, МБРЛС и радиовысотомер. Вектор измерений $\boldsymbol{Y}(t)$, сформированный аппаратной частью системы, является входом алгоритма навигации. Алгоритмическую часть системы, как уже указывалось выше, образуют два алгоритма: «основной», поставляющий вектор $X_g(t)$ навигационных оценок ЛА в нормальной СК, и алгоритм навигации, непосредственно реализующий режим микронавигации (позиционирование ФЦА). Остановимся подробнее на существе указанных моделей и алгоритмов.

Модели чувствительных элементов ИНС

В работе использовались так называемые обобщенные модели инерциальных чувствительных элементов без «привязки» к их физической природе, по сути представляющие собой параметрические модели ошибок, являющиеся следствием влияния типовых возмущающих факторов [5, 6].

Так, модель погрешности акселерометров включает следующие составляющие, моделируемые случайными величинами:

- постоянные смещения нуля;
- погрешности масштабных коэффициентов;
- погрешности из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности,

а также аддитивные случайные ошибки акселерометров, моделируемые стационарными случайными процессами с априори заданными статистическими характеристиками [5, 6].

Аналогично, модели погрешности каждого из трех датчиков угловой скорости содержат следующие составляющие:

- постоянные температурные дрейфы гироскопов и их измерительные шумы;
- удельные скорости дрейфа гироскопов, пропорциональные перегрузкам;
- погрешности масштабных коэффициентов гироскопов;
- дрейфы из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности гироскопов,

а также аддитивные коррелированные во времени ошибки датчиков, моделируемые стационарными случайными процессами с априори заданными статистическими характеристиками [5, 6].

Радиовысотомер

В данной работе рассматривается упрощенная стохастическая модель радиовысотомера [5, 6], содержащая следующие составляющие погрешности:

- систематическую погрешность измерений высоты;
- погрешность, пропорциональную высоте полета;
- погрешность, пропорциональную скорости полета;
- случайный аддитивный измерительный шум радиовысотомера.

ГНСС-приемник

Как известно, главными достоинствами использования ГНСС являются относительно высокая точность определения параметров движения и отсутствие тенденции к росту ошибок в отличие от инерциальных навигационных систем (ИНС). В то же время ГНСС подвержены помехам и обычно имеют низкую скорость обновления информации (10…20 Гц).

Анализ проблемы помехозащищенности ГНСС-приемников как по данным отечественных и зарубежных источников, так и по результатам собственных исследований авторов [5, 7–9] позволяет утверждать, что для обеспечения возможности приема сигналов ГНСС на борту высокоскоростного ЛА в условиях помех предполагается использование пеленгатора источника помех, антенны с управляемой диаграммой направленности (фазированной антенной решеткой), а также других дополнительных программно-аппаратных мер (адаптивных порогового и полосового фильтров) [8, 9]. В качестве измерений ГНСС-приемника рассматривались кодовые и фазовые измерения псевдодальности и псевдорадиальной скорости, формируемые в соответствии с работами [8, 9].

Модель измерений скорости с помощью разностного канала МБРЛС

Будем исходить из того [2], что на момент окончания интервала картографирования в контуре обработки полученных в процессе картографирования и с использованием разностного канала МБРЛС может быть сформирована оценка скорости ЛА в направлении на центр картографируемого участка

$$\mathbf{V}_{\text{РЛС}}(T) = V_x \cdot \cos\alpha_k \cdot \cos\delta_k + V_y \sin\alpha_k \cdot \cos\delta_k + V_z \sin\delta_k + \delta V_{\text{РЛС}}, \qquad (1)$$

где T – момент окончания сеанса картографирования; $\mathbf{V}(T) = \begin{pmatrix} V_x & V_y & V_z \end{pmatrix}^T$ – скорость ЛА на момент времени T в проекциях на оси ССК; α_k, δ_k – углы линии визирования центра картографируемого участка в ССК; $\delta V_{\text{РЛС}}$ – вектор случайных погрешностей измерения скорости в проекциях на оси ССК.

Основной алгоритм навигационной системы

Как уже отмечалось выше, в целях повышения точности и надежности основного навигационного решения в качестве «основного» алгоритма бортовой интегрированной системы используется алгоритм глубокой интеграции имеющейся совокупности данных информационно-измерительных средств ЛА с помощью специального (так называемого «скалярного») интегрального фильтра Калмана [8]. Смысл глубокой интеграции данных здесь заключается в обработке первичных данных чувствительных элементов ИНС, радиовысотомера и набора псевдодальностей и псевдорадиальных скоростей, измеренных ГНСС-приемником посредством единого, «интегрального» квазилинейного фильтра Калмана. Используемые здесь модели и соотношения детально описаны авторами в работах [8, 9] и приводятся в данной статье кратко в целях сохранения связности изложения. Таким образом, вектор измерений содержит набор псевдодальностей и псевдорадиальных скоростей для видимых навигационных ИСЗ ГНСС, а также высоту, измеренную радиовысотомером. Кажущиеся ускорения и абсолютные угловые скорости ЛА, измеренные инерциальными ЧЭ, используются для получения априорных оценок.

Традиционно алгоритм калмановской фильтрации удобно представить в виде двух процедур: прогноза состояния ЛА и коррекции прогноза за счет поступивших измерений. Прогноз состояния ЛА осуществляется путем численного интегрирования системы нелинейных дифференциальных уравнений модели его движения. Алгоритм коррекции формирует поправки к априорным оценкам, используя данные ГНСС-приемника и высотомера. Процедура коррекции включает "m+1" итерацию, где m – общее число обрабатываемых измерений спутниковой навигационной системы.

Алгоритм режима микронавигации (позиционирования ФЦА)

Будем полагать, что на момент начала процесса картографирования t_0 «основной» навигационный алгоритм формирует для дальнейшего использования в алгоритме режима микронавигации (позиционирования ФЦА) следующую информацию:

координаты ЦМ ЛА в ЗССК $(\varphi_0 \quad \lambda_0 \quad h_0)$;

компоненты вектора скорости ЦМ ЛА в НСК $\left(V_{x\,0}^{g} \quad V_{y\,0}^{g} \quad V_{z\,0}^{g}\right)$;

параметры Родрига–Гамильтона Q_0 или матрицу перехода между навигационной и связанной СК $\mathbf{M}_{,g0}$, или углы Эйлера $(\psi_0 \quad \vartheta_0 \quad \gamma_0)$.

На момент времени t_0 фиксируется НСК, формирующая основную СК картографирования – КСК. При этом вычисляются оценки:

- матрицы перехода от КСК к ССК на момент времени t_0 $\mathbf{M}_{,g}^{\ *} = \mathbf{M}_{,g0} = \mathbf{R}_x(\gamma_0) \times \mathbf{R}_z(\vartheta_0) \times \mathbf{R}_y(\psi_0)$, где $\mathbf{R}_{x,y,z}(\alpha)$ – матрица поворота СК на угол α вокруг соответствующей оси [5];
- матрицы перехода от ЗССК к КСК
$$\mathbf{M}_{ЗССК,g0} = \mathbf{M}_{ЗССК,g}^{\ *} = \mathbf{R}_x(-\pi/2) \times \mathbf{R}_y(-\pi/2 - \phi_0) \times \mathbf{R}_z(\lambda_0);$$
- радиуса-вектора ЦМ ЛА в ЗССК на момент времени t_0

$$\mathbf{R}_0 = \mathbf{R}_0^{\,*} = \begin{pmatrix} x_0 = (N_0 + h_0)\cos\phi_0\cos\lambda_0 \\ y_0 = (N_0 + h_0)\cos\phi_0\sin\lambda_0 \\ z_0 = \left[N_0(1-e_E^2) + h_0\right]\sin\phi_0 \end{pmatrix},$$

где $N_0 = \dfrac{a_E}{\sqrt{1-e_E^2\sin^2\phi_0}}$;

- вектора исходного положения ФЦА в КСК на момент начала процесса картографирования: $\mathbf{a}_g^{\,*} = \left(\mathbf{M}_{,g}^{\,*}\right)^T \cdot \mathbf{a}$, где $\mathbf{a}$ – вектор положения ФЦА в связанной СК, определяемый конструкцией ЛА;
- радиуса-вектора ФЦА в ЗССК на момент времени t_0

$$R_{A0} = \left(\mathbf{M}_{g,0}\right)^T \cdot \mathbf{a}_g^{\,*} + \mathbf{R}_0 .$$

Считаем, что алгоритм микронавигации начинает свою работу в момент времени t_0. При этом оценивание координат и компонент вектора скорости осуществляется уже в КСК. Основное навигационное уравнение в проекциях на соответствующие оси запишется следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{x}_g^* = V_x^{g*} \\ \dot{y}_g^* = V_y^{g*} \\ \dot{z}_g^* = V_z^{g*} \\ \dot{V}_x^{g*} = U_z^{E*}V_y^{g*} - U_y^{E*}V_z^{g*} + N_x^{g*} + g_x^* \\ \dot{V}_y^{g*} = -U_z^{E*}V_x^{g*} + U_x^{E*}V_z^{g*} + N_y^{g*} + g_y^* \\ \dot{V}_z^{g*} = U_y^{E*}V_x^{g*} - U_x^{E*}V_y^{g*} + N_z^{g*} + g_z^*, \end{cases} \tag{2}$$

где x_g^*, y_g^*, z_g^* – оценки компонент вектора положения ЛА $\mathbf{R}_g^*$ в КСК; $V_x^{g*}, V_y^{g*}, V_z^{g*}$ – оценки компонент вектора скорости ЛА $\mathbf{V}_g^*$ в КСК.

Компоненты вектора угловой скорости вращения Земли $U^{E*} = \left(U_x^{E*} \mid U_y^{E*} \mid U_z^{E*}\right)^T$ в проекции на оси КСК могут быть определены следующим образом:

$$U_x^{E*} = \Omega_E\cos\phi_k, \quad U_y^{E*} = \Omega_E\sin\phi_k, \quad U_z^{E*} = 0,$$

где Ω_E=7.292116·10^{-5}с$^{-1}$ – угловая скорость вращения Земли; $N_x^{g*}, N_y^{g*}, N_z^{g*}$ – компоненты вектора кажущегося ускорения ЛА $\mathbf{N}_g^*$ в вычисленной КСК; g_x^*, g_y^*, g_z^* – компоненты вектора ускорения силы тяжести $\mathbf{g}^*$ в КСК, рассчитываемого путем пересчета ускорения из ЗССК в КСК.

Для расчета вектора кажущегося ускорения ЛА в вычисленной КСК используется определяемая в алгоритме ориентации матрица перехода от КСК к ССК:

$$\mathbf{N}_g^* = \mathbf{M}_{,g}^{\,*T} \cdot \mathbf{N}^{\text{ФЦА}}, \tag{3}$$

где $\mathbf{N}^{\text{ФЦА}} = \left(N_x^{\text{ФЦА}} \mid N_y^{\text{ФЦА}} \mid N_z^{\text{ФЦА}} \right)^T$ – вектор кажущегося ускорения ЛА в ССК, измеряемый акселерометрами бесплатформенной ИНС (БИНС).

Определение матрицы $\mathbf{M}_{,g}^{\ *}$ основано на решении уравнения Пуассона, непосредственно определяющего элементы матрицы:

$$\frac{d\mathbf{M}_{,g}^{\ *}}{dt} = -\mathbf{M}_{,g}^{\ *}[\Upsilon], \tag{4}$$

где кососимметрическая матрица $[\Upsilon]$ (screw-matrix) построена на компонентах вектора $\Upsilon = \omega - U^{Earth}$

$$[\Upsilon] = \begin{bmatrix} 0 & -\Upsilon_3 & \Upsilon_2 \\ \Upsilon_3 & 0 & -\Upsilon_1 \\ -\Upsilon_2 & \Upsilon_1 & 0 \end{bmatrix}, \tag{5}$$

здесь ω – вектор абсолютной угловой скорости вращения ЛА в проекции на оси ССК, измеряемый датчиками угловой скорости БИНС.

Заметим, что в момент времени t_0, соответствующий началу сеанса картографирования, координаты ЦМ ЛА в КСК тождественно равны нулю, компоненты вектора скорости совпадают с вычисленными оценками, поступившими из «основного» алгоритма, матрица $\mathbf{M}_{,g*} = \mathbf{M}_{,g0}$.

После вычисления оценки положения ЦМ ЛА можно определить положение ФЦА в виде

$$R_A = \left(\mathbf{M}_{,g}^{\ *} \right)^T \cdot \mathbf{a} + \mathbf{R}_0 .$$

При этом смещение измерительного трехгранника, образованного осями чувствительных элементов ИНС, определяемое вектором ***l***, можно учесть при компенсации показаний датчиков, однако, поскольку используется один комплект ЧЭ, это не повлечет изменения в оценках положения антенны.

Как уже отмечалось в начале статьи, предварительные результаты проведенного авторами имитационного моделирования процесса высокоточной «привязки» ФЦА показывают, что указанные выше требования в свою очередь приводят к высоким требованиям точности оценок компонент вектора скорости на момент начала сеанса картографирования t_0 (не более 0.0016 м/с). При этом точности начального позиционирования и определения углов ориентации могут оставаться на относительно низком уровне – не более 20 м и не более 0.1 градуса (предельные значения) соответственно. Кроме того, моделирование показало, что точность позиционирования ФЦА по отношению к началу сеанса картографирования прежде всего определяется характеристиками акселерометров, а именно для достижения требуемой точности позиционирования необходимы акселерометры, обладающие следующими характеристиками:

смещение нуля…… $5{,}8\ 10^{-4}$ g;

СКО случайных аддитивных погрешностей…… 10^{-6} g;

погрешность масштабного коэффициента…… $\leq 1{,}5\ 10^{-3}$ %/g;

стабильность смещения нуля…….. $5{,}8\ 10^{-5}$ g.

Подчеркнем еще раз, что основной проблемой при формировании навигационного решения является необходимость обеспечения высокой точности оп-

ределения компонент вектора скорости на момент начала процесса картографирования. Предварительный анализ показывает, что указанная точность недостижима при использовании любого традиционного автономного или внешнего источника навигационной информации (ИНС, ГНСС-приемника, доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса и т.п.). В связи с этим в качестве дополнительного источника данных используются высокоточные измерения, осуществляемые самой МБРЛС. В частности, было показано [2], что использование дополнительного разностного канала по азимуту в режиме картографирования апертуры антенны и соответствующей обработки принятых сигналов позволяет оценить скорость ЛА в направлении центра картографируемого участка потенциально с очень высокой точностью (СКО порядка 0.001 м/с).

Алгоритм коррекции навигационных определений по данным МБРЛС

Пусть процесс картографирования происходит на интервале $[t_0, T]$ и начальные ошибки по скорости и параметрам ориентации ЛА на момент времени t_0 составляют $\Delta V_{x0}^{g*}, \Delta V_{y0}^{g*}, \Delta V_{z0}^{g*}$ и $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ соответственно.

Тогда, применяя метод вариаций к основным уравнениям БИНС [6], запишем уравнения погрешностей:

$$
\begin{cases}
\Delta\dot{x}_g^* = \Delta V_x^{g*} \\
\Delta\dot{y}_g^* = \Delta V_y^{g*} \\
\Delta\dot{z}_g^* = \Delta V_z^{g*} \\
\Delta\dot{V}_x^{g*} = U_z^{E*}\Delta V_y^{g*} - U_y^{E*}\Delta V_z^{g*} - N_z{}^*\beta + N_y{}^*\gamma + M_{,g}{}^*[1,1]\left(\Delta N_x^{sys} + \delta N_x\right) + M_{,g}{}^*[1,2]\left(\Delta N_y^{sys} + \delta N_y\right) + M_{,g}{}^*[1,3]\left(\Delta N_z^{sys} + \delta N_z\right), \\
\Delta\dot{V}_y^{g*} = -U_z^{E*}\Delta V_x^{g*} + U_x^{E*}\Delta V_z^{g*} + N_z{}^*\alpha - N_x{}^*\gamma + M_{,g}{}^*[2,1]\left(\Delta N_x^{sys} + \delta N_x\right) + M_{,g}{}^*[2,2]\left(\Delta N_y^{sys} + \delta N_y\right) + M_{,g}{}^*[2,3]\left(\Delta N_z^{sys} + \delta N_z\right), \\
\Delta\dot{V}_z^{g*} = U_y^{E*}\Delta V_x^{g*} - U_x^{E*}\Delta V_y^{g*} - N_y{}^*\alpha + N_x{}^*\beta + M_{,g}{}^*[3,1]\left(\Delta N_x^{sys} + \delta N_x\right) + M_{,g}{}^*[3,2]\left(\Delta N_y^{sys} + \delta N_y\right) + M_{,g}{}^*[3,3]\left(\Delta N_z^{sys} + \delta N_z\right), \\
\dot{\alpha} = U_z^{E*}\beta - U_y^{E*}\gamma + M_{,g}{}^*[1,1]\left(\Delta\omega_x^{sys} + \delta\omega_x\right) + M_{,g}{}^*[1,2]\left(\Delta\omega_y^{sys} + \delta\omega_y\right) + M_{,g}{}^*[1,3]\left(\Delta\omega_z^{sys} + \delta\omega_z\right), \\
\dot{\beta} = -U_z^{E*}\alpha + U_x^{E*}\gamma + M_{,g}{}^*[2,1]\left(\Delta\omega_x^{sys} + \delta\omega_x\right) + M_{,g}{}^*[2,2]\left(\Delta\omega_y^{sys} + \delta\omega_y\right) + M_{,g}{}^*[2,3]\left(\Delta\omega_z^{sys} + \delta\omega_z\right), \\
\dot{\gamma} = U_y^{E*}\alpha - U_x^{E*}\beta + M_{,g}{}^*[3,1]\left(\Delta\omega_x^{sys} + \delta\omega_x\right) + M_{,g}{}^*[3,2]\left(\Delta\omega_y^{sys} + \delta\omega_y\right) + M_{,g}{}^*[3,3]\left(\Delta\omega_z^{sys} + \delta\omega_z\right), \\
\Delta\dot{\omega}_x^{sys} = 0, \\
\Delta\dot{\omega}_y^{sys} = 0, \\
\Delta\dot{\omega}_z^{sys} = 0, \\
\Delta\dot{N}_x^{sys} = 0, \\
\Delta\dot{N}_y^{sys} = 0, \\
\Delta\dot{N}_z^{sys} = 0.
\end{cases}
\tag{6}
$$

В этих уравнениях для реализации в бортовом компьютере погрешности измерителей представлены в виде суммы систематических ($\Delta N_x^{sys}, \Delta N_y^{sys}, \Delta N_z^{sys}, \Delta\omega_x^{sys}, \Delta\omega_y^{sys}, \Delta\omega_z^{sys}$) и шумовых аддитивных ($\delta N_x, \delta N_y, \delta N_z$, $\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$) составляющих. Отметим при этом, что в состав систематических погрешностей для упрощения не включены отдельно погрешности масштабных коэффициентов, однако возникающая при этом методическая ошибка заведомо будет невелика вследствие практически нулевых значений ускорений и угловых скоростей при осуществлении процесса картографирования. Традиционно [5]

оценки систематических составляющих включаются в расширенный вектор погрешностей БИНС, состоящий из поправок к координатам ФЦА, компонент его вектора скорости и погрешностей ориентации измерительного трехгранника

$$\Delta\mathbf{X} = \left(\Delta x_g^* \quad \Delta y_g^* \quad \Delta z_g^* \quad \Delta V_x^{g*} \quad \Delta V_y^{g*} \quad \Delta V_z^{g*} \quad \alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta\omega_x^{sys} \quad \Delta\omega_y^{sys} \quad \Delta\omega_z^{sys} \quad \Delta N_x^{sys} \quad \Delta N_y^{sys} \quad \Delta N_z^{sys}\right)^T.$$

Уравнения (6) можно записать в матричном виде

$$\Delta\dot{\mathbf{X}}(t) = F^*(t)\cdot\Delta\mathbf{X}(t) + G(t)\cdot\xi(t), \tag{7}$$

при этом вектор шумов динамической системы включает случайные аддитивные ошибки измерительных элементов: $\xi = \left(\delta\omega_x \quad \delta\omega_y \quad \delta\omega_z \quad \delta N_x \quad \delta N_y \quad \delta N_z\right)^T$.

С учетом сказанного матрицы $F^*(t)$ и $G(t)$ могут быть определены следующим образом:

$$\mathbf{F}^*(t) = \left(\begin{array}{ccc|ccc|ccc|ccc|ccc}
0&0&0&1&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&1&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&1&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
\hline
0&0&0&0&U_z^{E*}&-U_y^{E*}&0&-N_z^*&N_y^*&0&0&0&M_{,g}^*[1,1]&M_{,g}^*[1,2]&M_{,g}^*[1,3]\\
0&0&0&-U_z^{E*}&0&U_x^{E*}&N_z^*&0&-N_x^*&0&0&0&M_{,g}^*[2,1]&M_{,g}^*[2,2]&M_{,g}^*[2,3]\\
0&0&0&U_y^{E*}&-U_x^{E*}&0&-N_y^*&N_x^*&0&0&0&0&M_{,g}^*[3,1]&M_{,g}^*[3,2]&M_{,g}^*[3,3]\\
\hline
0&0&0&0&0&0&0&U_z^{E*}&-U_y^{E*}&M_{,g}^*[1,1]&M_{,g}^*[1,2]&M_{,g}^*[1,3]&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0&-U_z^{E*}&0&U_x^{E*}&M_{,g}^*[2,1]&M_{,g}^*[2,2]&M_{,g}^*[2,3]&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0&U_y^{E*}&-U_x^{E*}&0&M_{,g}^*[3,1]&M_{,g}^*[3,2]&M_{,g}^*[3,3]&0&0&0\\
\hline
0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
\hline
0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0&0
\end{array}\right), \tag{8}$$

$$G(t) = \left(\begin{array}{ccc|ccc}
0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0\\
\hline
0&0&0&M_{,g}^*[1,1]&M_{,g}^*[1,2]&M_{,g}^*[1,3]\\
0&0&0&M_{,g}^*[2,1]&M_{,g}^*[2,2]&M_{,g}^*[2,3]\\
0&0&0&M_{,g}^*[3,1]&M_{,g}^*[3,2]&M_{,g}^*[3,3]\\
\hline
M_{,g}^*[1,1]&M_{,g}^*[1,2]&M_{,g}^*[1,3]&0&0&0\\
M_{,g}^*[2,1]&M_{,g}^*[2,2]&M_{,g}^*[2,3]&0&0&0\\
M_{,g}^*[3,1]&M_{,g}^*[3,2]&M_{,g}^*[3,3]&0&0&0\\
\hline
0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0\\
\hline
0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0\\
0&0&0&0&0&0
\end{array}\right). \tag{9}$$

Так как уравнения (6) фактически описывают эволюцию погрешностей алгоритма микронавигации, то их можно рассматривать в дальнейшем как модель динамической системы, вектор состояния которой может быть оценен по результатам измерений скорости ЛА с использованием разностного канала МБРЛС, модель которых описывается с помощью (1). Отметим, что данное измерение $\mathbf{V}_{\text{РЛС}}$ может быть сформировано только в конце сеанса картографирования [2].

Матрица наблюдаемости H для данного измерения применительно к измерению скорости в направлении на центр картографируемого участка может быть записана:

$$\mathbf{H} = \begin{pmatrix} 0_{3\times 1} \\ \hline M_{,g}^{*}[1,1]\cos\alpha_k\cos\delta_k + M_{,g}^{*}[2,1]\sin\alpha_k\cos\delta_k + M_{,g}^{*}[3,1]\sin\delta_k \\ M_{,g}^{*}[1,2]\cos\alpha_k\cos\delta_k + M_{,g}^{*}[2,2]\sin\alpha_k\cos\delta_k + M_{,g}^{*}[3,2]\sin\delta_k \\ M_{,g}^{*}[1,3]\cos\alpha_k\cos\delta_k + M_{,g}^{*}[2,3]\sin\alpha_k\cos\delta_k + M_{,g}^{*}[3,3]\sin\delta_k \\ \hline 0_{3\times 1} \\ \hline 0_{3\times 1} \\ \hline 0_{3\times 1} \end{pmatrix}^{T}. \quad (10)$$

Тогда, имея на момент окончания сеанса картографирования T измерение (1) с матрицей наблюдаемости (10), можно оценить динамическую систему (6) на интервале $[t_0, T]$, т.е. получить оценки определения положения и скорости ФЦА в течение сеанса картографирования в целях коррекции имеющихся оценок положения ФЦА, вычисленных ранее. Эта задача может быть решена с использованием классического метода наименьших квадратов в рекуррентной форме [5].

Имеющийся у авторов положительный опыт формирования алгоритмов интеграции навигационных данных позволяет рекомендовать ряд дополнительных эмпирических процедур, обеспечивающих повышение точности позиционирования ФЦА.

1. Осуществлять подбор (увеличивать значения) диагональных элементов начальной априорной ковариационной матрицы расширенного вектора погрешностей БИНС $\Delta\mathbf{X}$ рекуррентного метода наименьших квадратов, с тем чтобы обеспечить мгновенную коррекцию начальных условий на момент начала сеанса картографирования по измерениям (1).

2. Выполнять первый шаг процедуры коррекции по данным МБРЛС, используя подобранную начальную ковариационную матрицу в целях формирования апостериорной оценки позиционирования ФЦА на момент начала сеанса картографирования.

3. Осуществлять прогнозирование оценок погрешностей позиционирования ФЦА в течение сеанса картографирования.

Использование перечисленных выше дополнительных процедур приводит к временной диаграмме процесса коррекции (рис. 3).

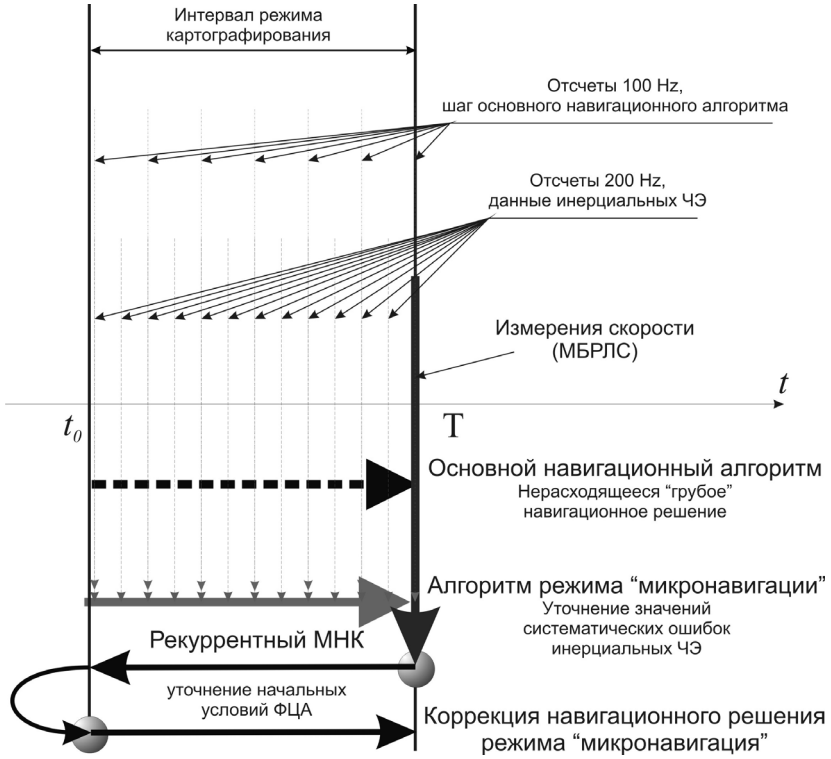

Рис. 3. Функциональная схема процесса коррекции

На рисунке показана работа предложенных алгоритмов в течение одного сеанса картографирования (интервал $[t_0, T]$). С частотой 100 Гц работает основной навигационный алгоритм, формирующий оценки координат, компонент вектора скорости и углового положения ЛА на основе глубокой интеграции данных ИНС, радиовысотомера и многоканального ГНСС-приемника. С частотой 200 Гц работает алгоритм микронавигации, формирующий оценки положения и скорости ФЦА. В процессе вычисления данных оценок учитываются оценки систематических погрешностей чувствительных элементов ИНС, сформированных основным алгоритмом в соответствии с [5]. По завершении работы алгоритма микронавигации с помощью метода наименьших квадратов по измерению МБРЛС (1) оценивается вектор состояния $\Delta\mathbf{X}$ на момент t_0. При этом связь входящих в измерение ошибок скорости на момент T с подлежащими оцениванию начальными ошибками и систематическими погрешностями ЧЭ определяется посредством (6). Далее снова с использованием (6) происходит выработка поправок для всего интервала $[t_0, T]$.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ФЦА

Методика моделирования

В соответствии с приведенной выше архитектурой бортовой интегрированной системы и предложенным способом решения задачи позиционирования

ФЦА была использована методика моделирования, иллюстрируемая функциональной схемой, представленной на рис. 4.

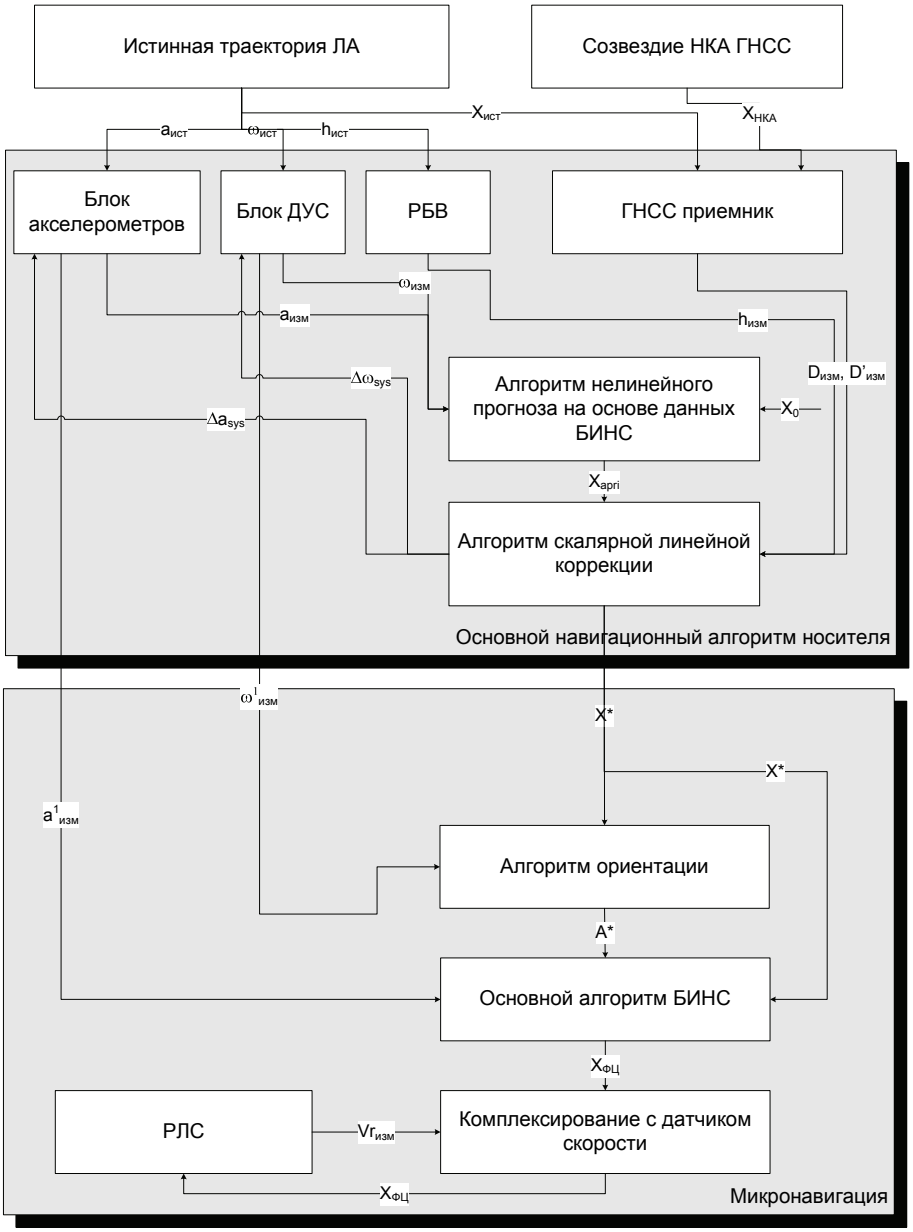

Рис. 4. Функциональная схема моделирования

Как видно из приведенной схемы, отдельно моделировался основной алгоритм навигации носителя, формирующий оценки вектора состояния носителя по данным инерциально-спутниковой системы для формирования начальных условий алгоритма позиционирования ФЦА. На основе полученных начальных условий моделировался алгоритм микронавигации, включая процедуру комплексирования с датчиком скорости.

Использованные допущения и исходные данные для моделирования

В процессе моделирования были использованы следующие допущения и исходные данные.

1. Предполагалось, что начальные условия для работы основного алгоритма навигации сформированы с использованием некоторой внешней системы на уровне точности ГНСС (конкретные характеристики погрешностей начальных условий приведены ниже).

2. Моделировался полет ЛА и процесс навигационных определений с помощью основной интегрированной системы на интервале 1 ч.

3. Алгоритм микронавигации (позиционирования ФЦА) моделировался на последовательных интервалах времени 11 с (сеансах картографирования). В качестве начальных условий выступали значения оценок навигационных параметров.

4. При моделировании работы основного навигационного алгоритма по п.2 ритма и алгоритма микронавигации использовались данные от ДУС со следующими характеристиками (соответствуют лазерным гироскопам ГЛ-3Д НПК «Электрооптика»):

стабильность нуля 0,0008 (1σ) град/ч;
случайная погрешность 0,0005 град/$\sqrt{}$ч;
время корреляции случайных аддитивных измерительных ошибок 300 с.
СКО удельных скоростей дрейфа гироскопов, пропорциональных перегрузкам, 10^{-8} рад/с;
погрешность масштабного коэффициента 10^{-6}.

5. Дополнительно при моделировании основного режима навигационных определений учитывались погрешности:

начальных условий, определяемых точностью ГНСС-привязки:

$$x^g(t_0) = x_{tr}(t_0) + \delta_x, \quad \delta_x \in N\{0, 10\text{м}\}$$
$$y^g(t_0) = y_{tr}(t_0) + \delta_y, \quad \delta_y \in N\{0, 10\text{м}\}$$
$$z^g(t_0) = z_{tr}(t_0) + \delta_z, \quad \delta_z \in N\{0, 10\text{м}\}$$
$$V_x^g(t_0) = V_{xtr}(t_0) + \delta_{V_x}, \quad \delta_{V_x} \in N\{0, 0.1\text{м/с}\}$$
$$V_y^g(t_0) = V_{ytr}(t_0) + \delta_{V_y}, \quad \delta_{V_y} \in N\{0, 0.1\text{м/с}\}$$
$$V_z^g(t_0) = V_{ztr}(t_0) + \delta_{V_z}, \quad \delta_{V_z} \in N\{0, 0.1\text{м/с}\},$$

где первые слагаемые представляют собой истинные значения соответствующих параметров;

начальной выставки, т.е. ошибки ориентации вычисленной НСК относительно «истинной» НСК, задаваемые при помощи углов малых отклонений α_0, β_0, γ_0:

$$\alpha_0 \in N\left\{0, 0.01^\circ\right\}, \beta_0 \in N\left\{0, 0.01^\circ\right\}, \gamma_0 \in N\left\{0, 0.01^\circ\right\}.$$

6. При моделировании измерений ГНСС-приемника учитывались погрешности измерений в зависимости от режимов работы приемника [2].

7. Моделирование проводилось в условиях максимальных значений систематических погрешностей, соответствующих $\pm 3\sigma$.

Результаты моделирования и их анализ

Ниже представлены результаты моделирования процесса позиционирования ФЦА относительно начала сеанса картографирования при описанных выше (п. 3.2) исходных данных и допущениях.

Прежде всего продемонстрируем потенциальную точность определения координат и компонент вектора скорости ФЦА в режиме микронавигации без коррекции оценок навигационных определений по измерениям МБРЛС. Так, на рис. 5 приведены графики погрешностей оценок позиционирования ФЦА по осям КСК для погрешности начального позиционирования по скорости, равной 0.001 м/с, (при СКО начальной выставки, равной 0.01°) для наихудшей комбинации систематических погрешностей измерителей и начальных условий. Как видно из представленных зависимостей, погрешности позиционирования ФЦА без коррекции по измерениям МБРЛС фактически зависят от точности начального позиционирования по скорости.

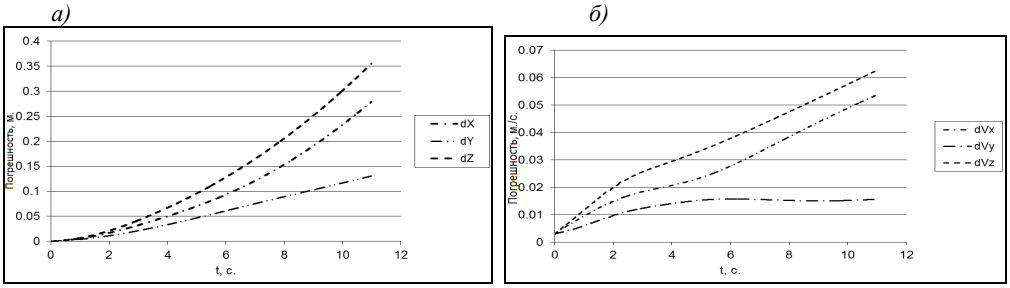

Рис. 5. Погрешности оценок позиционирования ФЦА по координатам (*а*), по компонентам скорости (*б*)

На рис. 6 представлены уточненные в соответствии с описанными процедурами коррекции оценок по измерениям скорости в МБРЛС погрешности оценок позиционирования ФЦА по координатам (м) и компонентам скорости (м/с) для случая, когда погрешности начального позиционирования по скорости равны 0.1 м/с (СКО) и погрешности начальной выставки равны 0.01° (СКО) для наихудшей комбинации систематических погрешностей измерителей и начальных условий.

Как видно из приведенных зависимостей, использование предложенного способа позволяет добиться ошибок позиционирования ФЦА не хуже 12…15 см по положению и не хуже 1…3 см/с по компонентам вектора скорости для предельных значений начальных погрешностей позиционирования, выставки и систематических погрешностей высокоточных инерциальных ЧЭ на всем интервале картографирования, что значительно увеличивает потенциальную точность исходного алгоритма информационного обеспечения МБРЛС.

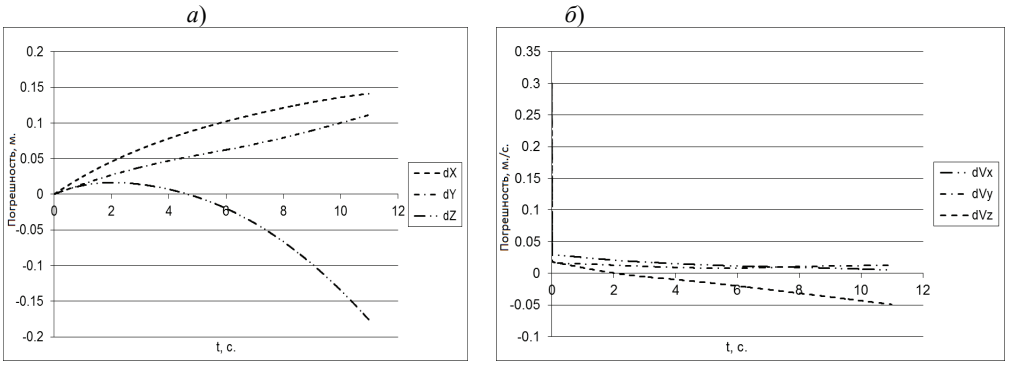

Рис. 6. Погрешности оценок позиционирования ФЦА по координатам (*а*) и по компонентам скорости (*б*) с привлечением измерений МБРЛС

Выводы

Предложенный алгоритм высокоточного позиционирования ФЦА позволяет на основе коррекции начальных условий по данным разностного канала МБРЛС с последующим прогнозированием положения ФЦА достичь точности «привязки» ФЦА к КСК на уровне предельных отклонений менее 12…15 см на всем интервале картографирования при использовании высокоточных чувствительных элементов БИНС, систематические погрешности которых предварительно калибруются путём глубокой интеграции данных ГНСС-приемника и радиовысотомера.

Достижимая в результате применения указанных мер точность привязки фазового центра антенны недостаточна для эффективной работы МБРЛС в режиме картографирования. Дальнейшее улучшение характеристик чувствительных элементов ИНС, видимо, не приведет к существенному повышению точности, поскольку основным фактором, препятствующим дальнейшему повышению точности «привязки», является неприемлемо высокий уровень априорной неопределенности относительно начальных условий на момент начала картографирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Радиовидение.** Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли / Под. ред. Г.С.Кондратенкова. – М.: Радиотехника, 2005. – 368 с.
2. **Савостьянов, В.Ю**. Измерение скорости движения носителя в моноимпульсном радиолокаторе с синтезированной апертурой антенны / В.Ю.Савостьянов, М.В.Степанов // Радиотехника и электроника.- 2007.- № 8.- Т. 52. – С. 944-948.
3. **Булгаков, С.Л**. Инерциально-спутниковая навигационная система для РЛС с синтезированной апертурой / С.Л.Булгаков С.Л. [и др.] //XIX Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор».- 2012.- С. 163-168.
4. **ГОСТ 20058-80**. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Изд-во стандартов, 1981.
5. **Современные** информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / Под ред. М.Н.Красильщикова и Г.Г.Себрякова – М.: Физматлит, 2009.

6. **Ориентация** и навигация подвижных объектов / Под ред. Б.С.Алешина, К.К.Веремеенко, А.И.Черноморского. – М.: Физматлит, 2006.- 424 с.
7. **Красильщиков, М.Н**. Анализ условий обеспечения функционирования инерциально-спутниковой навигационной системы беспилотного летательного аппарата в условиях помех / М.Н.Красильщиков, К.И.Сыпало, Д.А.Козорез // Автоматика и телемеханика.- 2010.- № 3. - с. 72-86
8. **Глобальная** спутниковая навигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В.Н.Харисова, А.И.Перова, В.А.Болдина. – М.: ИПРЖР, 1998.
9. **Красильщиков М.Н.** Интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система подвижного объекта, предназначенная для функционирования в условиях помех / М.Н.Красильщиков, К.И.Сыпало, Д.А.Козорез // Материалы XXV конференции памяти Н.Н. Острякова, ЦНИИ Электроприбор, 2006. – С. 125-128.

Abstract. The article discusses an aircraft integrated navigation system providing high accuracy positioning of phase center of multifunction airborne radar antenna. High accuracy positioning method is based on correction of estimates of integrated INS/GNSS navigation system. The simulation results prove the perspectives of this research direction.

Key words: antenna phase center, INS/GNSS navigation system, simulation results

Материал поступил 31.01.13