

# Облик бортовой интегрированной навигационной системы летательного аппарата, обеспечивающей высокоточное позиционирование фазового центра антенны бортовой РЛС

Е. М. Ильин, Д. А. Козорез, М. Н. Красильщиков, А. И. Полубехин,  
В. Ю. Савостьянов, К. И. Сыпало

В статье рассматривается задача формирования облика бортовой интегрированной навигационной системы летательного аппарата, обеспечивающей высокоточное позиционирование фазового центра антенны многофункциональной бортовой радиолокационной станции. Подобная задача возникает при реализации так называемого режима картографирования, предназначенного для формирования радиолокационных изображений с высоким разрешением. В рамках данной статьи понятие «облик» включает архитектуру системы и алгоритм высокоточного позиционирования фазового центра, основанный на улучшении оценок, формируемых интегрированной инерциально-спутниковой подсистемой за счет использования измерений скорости носителя, генерируемых РЛС одновременно с формированием изображений. Приведены результаты моделирования процесса функционирования предлагаемого алгоритма, подтверждающие перспективность данного направления исследований.

*Ключевые слова:* фазовый центр антенны, высокоточное позиционирование, картографирование, интеграция данных.

## 1. 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 обуславливают необходимость использования на борту летательного аппарата (ЛА) многофункциональной РЛС, обеспечивающей в режимах картографирования с синтезированием апертуры антенны формирование радиолокационных изображений подстилающей поверхности 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 синтеза, для чего, в свою очередь, необходимо располагать высокоточными данными относительно текущих координат фазового центра антенны (ФЦА) РЛС (ошибка позиционирования ФЦА должна быть не больше  $\frac{1}{2}$  длины волны в радиальном направлении). В связи с изложенным возникает задача, являющаяся предметом настоящей статьи.

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, в частности, к многофункциональной бортовой РЛС (МБРЛС) X-диапазона следующие характеристики точности позиционирования:

- среднеквадратическая ошибка (СКО) вычисления составляющих линейной скорости ЛА в течение интервала синтеза длительностью 11 с должна быть не больше  $7.3 \cdot 10^{-4}$  м/с, а СКО вычисления ускорения для ФЦА – не больше  $1.3 \cdot 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>;

- СКО вычисления углов ориентации ЛА в течение сеанса картографирования должна быть не больше  $0.1^\circ$ ;
- СКО вычисления координат фазового центра антенны в течение сеанса картографирования должна быть не больше 16 мм;
- полоса пропускания измерителей должна быть 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 картографирование. В качестве типового значения можно принять длительность такого участка равной 1 часу.

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 ошибку привязки ФЦА на уровне 1...3 метра [3].

В настоящей статье описан предлагаемый авторами алгоритм высокоточного позиционирования ФЦА, основанный на улучшении оценок, формируемых интегрированной инерциально-спутниковой навигационной подсистемой, входящей в бортовую интегрированную систему ЛА, за счет использования измерений скорости носителя, формируемых МБРЛС одновременно с радиолокационными измерениями.

## 2. Формализация задачи позиционирования ФЦА МБРЛС

Пусть точка  $O$ , расположенная в ЦМ ЛА, соответствует началу земной связанной системы координат (ЗССК)  $ONHE$  (где ось  $N$  направлена вверх по геодезической вертикали, например, ПЗ-90, а оси  $N$  и  $E$  направлены на север и на восток соответственно) и связанной с ЛА системы координат (ССК)  $OXYZ$  (где  $X$ ,  $Y$  и  $Z$  – соответственно продольная, вертикальная и боковая оси ЛА). Примем, что в момент времени  $t_0$ , соответствующий началу процесса картографирования, с некоторой известной точностью заданы геодезические координаты точки  $O$   $\varphi_0$   $\lambda_0$   $h_0$ , компоненты вектора скорости ЦМ ЛА в ССК  $(V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0})$  и параметры ориентации ЛА (углы Эйлера / направляющие косинусы / параметры Родрига–Гамильтона) [4, 5]. При этом точность определения указанных параметров характеризуется либо значением СКО оценок  $(\sigma_p)$ , либо интервалом неопределенности  $[p_{\min}, p_{\max}]$ .

Будем полагать, что на борту ЛА установлена антенна таким образом, что некоторый вектор  $a$  соединяет ЦМ ЛА и ФЦА. Кроме того, на борту ЛА установлен блок инерциальных чувствительных элементов, так что некоторый вектор  $l$  соединяет ЦМ ЛА и начало системы координат измерительного трехгранника, образованного осями чувствительности инерциальных элементов.

Считаем, что в момент времени начала процесса картографирования фиксируется система координат  $O_a N_a H_a E_a$ , т.е. формируется базис картографирования в т.н. горизонтированной земной системе координат (ГЗСК), начало которой расположено в ФЦА РЛС и зафиксировано в момент начала картографирования по отношению к какой-либо земной СК, например, гринвичской [5], на весь период картографирования.

Задача состоит в формировании оценок текущего положения ФЦА в проекции на оси ГЗСК  $O_a N_a H_a E_a$  на интервале картографирования в соответствии с определенными выше требованиями.

### 3. Решение сформулированной задачи

#### 3.1. 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, обеспечивающей решение перечисленных выше задач, в виде функциональной схемы, представленной на рис. 1.

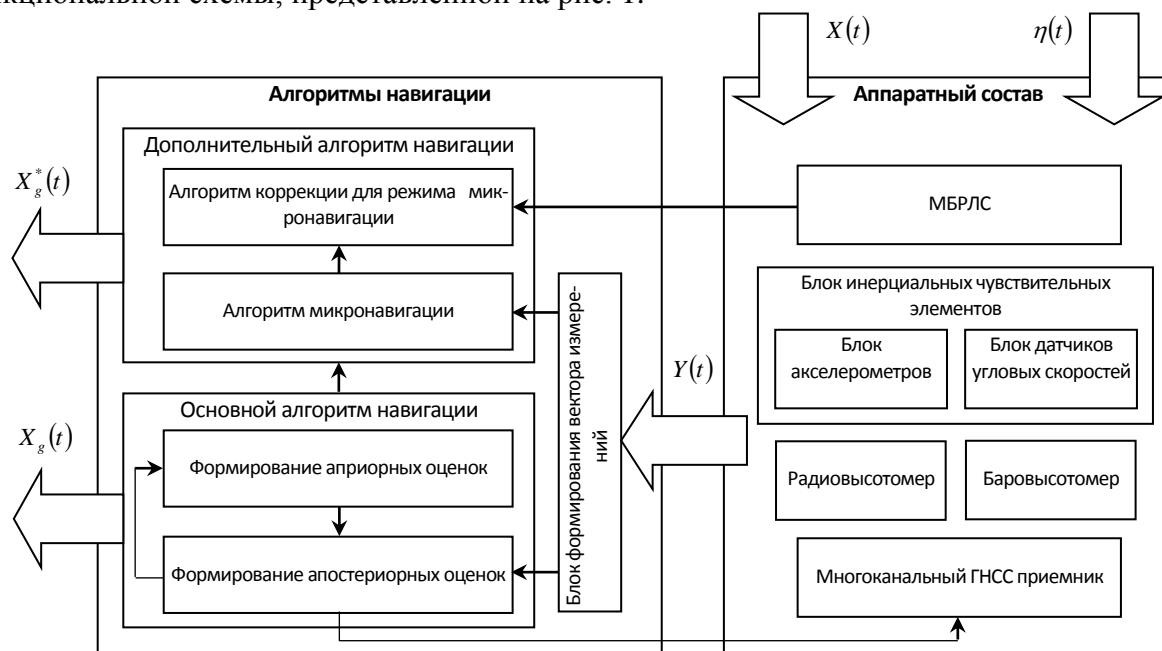


Рис. 1. Функциональная схема бортовой интегрированной системы навигации

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 чувствительных элементов, многоканального ГНСС-приемника, радиовысотомера и баровысотомера (в дальнейшем – основной алгоритм), а второй, использующий традиционный алгоритм инерциальной навигации в проекции на оси ГЗСК, непосредственно обеспечивает реализацию так называемого режима микронавигации (высокоточного позиционирования ФЦА).

Как видно из приведенной функциональной схемы, аппаратная часть навигационной системы включает инерциальные чувствительные элементы (акселерометры и датчики угловых скоростей), многоканальный ГНСС-приёмник, радиовысотомер, баровысотомер и МБРЛС. Вектор измерений  $Y(t)$ , сформированный аппаратной частью системы, является входом алгоритма навигации. Алгоритмическую часть системы, как уже указывалось выше, образуют два алгоритма: «основной» алгоритм навигации, поставляющий вектор навигационных оценок ЛА в ЗССК  $X_g(t)$  и алгоритм навигации, непосредственно реализующий режим микронавигации. Остановимся подробнее на описании указанных моделей и алгоритмов.

#### *Модели чувствительных элементов ИНС*

В работе использовались так называемые обобщённые 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 систематические составляющие, моделируемые нормально распределенными случайными величинами:

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

а также аддитивные измерительные шумы, моделируемые стационарными случайными процессами с априори заданными статистическими характеристиками [5, 6].

Аналогично модели погрешности каждого из трёх датчиков угловой скорости (ДУС) включают следующие систематические 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 измерительные шумы, моделируемые стационарными случайными процессами с априори заданными статистическими характеристиками [5, 6].

### ***Радиовысотомер***

В данной работе рассматривается упрощённая стохастическая модель радиовысотомера [5, 6], включающая следующие составляющие ошибок:

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

### ***ГНСС-приёмник***

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. В то же время ГНСС подвержены помехам и обычно имеют низкую скорость обновления информации (1...10 Гц).

Анализ проблемы помехозащищённости ГНСС-приёмников как по данным отечественных [5, 7] и зарубежных источников, так и по результатам собственных исследований авторов [8, 9] позволяет утверждать, что для обеспечения возможности приёма сигналов ГНСС на борту высокоскоростного ЛА в условиях помех предполагается использование пеленгатора источника помех, антенны с управляемой диаграммой направленности (фазированной антенной решёткой), а также других дополнительных программно-аппаратных мер (адаптивного порогового и полосового фильтров) [8, 9].

В качестве измерений ГНСС-приёмника рассматривались кодовые и фазовые измерения псевдодалности и псевдорадальной скорости, формируемые в соответствии с [8, 9].

### ***Модель измерений скорости в МБРЛС***

Будем исходить из того [2], что на момент окончания интервала синтезирования МБРЛС формирует оценку скорости ЛА (при этом известны ошибки определения скорости ЛА относительно априори поступивших инерциальных данных) в направлении на центр картографируемого участка в ГЗСК:

$$V_{rls}^g(T) = (V_n^g + \delta V_n^g) \cos \alpha_k \cos \beta_k + (V_e^g + \delta V_e^g) \sin \alpha_k \cos \beta_k + (V_h^g + \delta V_h^g) \sin \beta_k, \quad (1)$$

где  $T$  – момент окончания процесса картографирования;  $V^g(T) = (V_n^g \ V_e^g \ V_h^g)^T$  – вектор скорости ЛА на момент времени  $T$  в проекциях на оси ГЗСК;  $\alpha_k, \beta_k$  – углы линии визирования

центра картографируемого участка в ГЗСК;  $\delta V^g(T) = (\delta V_n^g \ \delta V_e^g \ \delta V_h^g)^T$  – вектор случайных ошибок измерения скорости в проекциях на оси ГЗСК.

### 3.2. Основной алгоритм навигационной системы

Как уже отмечалось выше, в целях повышения точности и надёжности 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» [8]) интегрального фильтра Калмана. При этом в качестве источников измерительных данных выступают инерциальные чувствительные элементы, радиовысотомер, баровысотомер и многоканальный ГНСС-приёмник. Используемые здесь модели и соотношения детально описаны авторами в [8, 9] и в связи со сказанным приводятся в данной статье кратко с целью сохранения связности изложения. Традиционно алгоритм калмановской фильтрации удобно представить в виде двух процедур: прогноза состояния ЛА и коррекции прогноза за счет поступивших измерений. Прогноз состояния ЛА осуществляется путём численного интегрирования системы нелинейных дифференциальных уравнений модели его движения. Алгоритм коррекции формирует поправки к априорным оценкам, используя данные ГНСС-приёмника и высотомера. Процедура коррекции включает  $m+1$  итераций, где  $m$  – общее число обрабатываемых измерений спутниковой навигационной системы.

### 3.3. 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  $\phi_0 \ \lambda_0 \ h_0$ ;
- компоненты вектора скорости ЦМ ЛА в ССК:  $(V_{x_0} \ V_{y_0} \ V_{z_0})^T$ ;
- параметры Родрига–Гамильтона  $Q_0$  или матрицу  $M_{,g_0}$ , или углы Эйлера  $(\psi_0 \ \vartheta_0 \ \gamma_0)$ .

На момент времени  $t_0$  фиксируется ЗССК, формируя базис картографирования (ГЗСК). При этом вычисляются оценки:

- матрицы перехода от ГЗСК к ССК на момент времени  $t_0$   
 $M_{,g}^* = M_{,g_0} = R_x(\gamma_0) \times R_z(\vartheta_0) \times R_y(\psi_0)$ .
- матрицы перехода от ЗССК к ГЗСК:  $M_{g,0}^* = M_{g,0} = R_x(-\pi/2) \times R_y(-\pi/2 - \phi_0) \times R_z(\lambda_0)$ ;
- радиус вектора ЦМ ЛА в ЗССК на момент времени  $t_0$ :

$$R_0 = \begin{pmatrix} x_0 = (N_0 + h_0) \cos \phi_0 \cos \lambda_0 \\ y_0 = (N_0 + h_0) \cos \phi_0 \sin \lambda_0 \\ z_0 = [N_0(1 - e_E^2) + h_0] \sin \phi_0 \end{pmatrix},$$

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

- вектора исходного положения ФЦА в ГЗСК на момент начала процесса картографирования:

$$a_g^* = (M_{,g}^*)^T \cdot a;$$

- радиус-вектора ФЦА в ЗССК на момент времени  $t_0$ :

$$\mathbf{R}_{A_0} = (\mathbf{M}_{g,0})^T \cdot \mathbf{a}_g^* + \mathbf{R}_0.$$

Считаем, что алгоритм микронавигации начинает свою работу в момент времени  $t_0$ . При этом оценивание координат и компонент вектора скорости осуществляется уже в ГЗСК.

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

$$\mathbf{N}_g^* = \mathbf{M}_{*,*}^T \cdot \mathbf{N}^{\text{acs}}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{N}^{\text{acs}} = \begin{pmatrix} N_x^{\text{acs}} \\ N_y^{\text{acs}} \\ N_z^{\text{acs}} \end{pmatrix}^T$  – вектор кажущегося ускорения ЛА в ССК, измеряемый акселерометрами БИНС.

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

$$\frac{d\mathbf{M}_{*,*}}{dt} = -\mathbf{M}_{*,*}[\Upsilon], \quad (3)$$

где кососимметрическая матрица  $[\Upsilon]$  (screw-matrix), построенная на компонентах вектора  $\Upsilon = \omega - \mathbf{U}^{\text{Earth}}$ :

$$[\Upsilon] = \begin{bmatrix} 0 & -\Upsilon_3 & \Upsilon_2 \\ \Upsilon_3 & 0 & -\Upsilon_1 \\ -\Upsilon_2 & \Upsilon_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где  $\omega$  – вектор абсолютной угловой скорости вращения ЛА в проекции на оси ССК, измеряемый датчиками угловой скорости БИНС.

Заметим, что в начальный момент времени координаты ЦМ ЛА в ГЗСК тождественно равны нулю, компоненты вектора скорости совпадают с вычисленными оценками, поступившими из «основного» алгоритма, матрица  $\mathbf{M}_{*,*} = \mathbf{M}_{*,g_0}$ .

После вычисления оценки положения ЦМ ЛА можно вычислить положение ФЦА в виде:

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

При этом необходимо подчеркнуть следующее.

1. «Вынос» чувствительных элементов (ЧЭ) ИНС, определяемый вектором  $\mathbf{l}$ , можно учесть при компенсации показаний датчиков, однако поскольку используется один комплект ЧЭ, это не повлечет изменения в оценках положения антенны.
2. Собственное движение ФЦА в ССК в процессе картографирования можно учесть, заново вычислив его текущее положение в ССК с последующей обработкой вышеописанными алгоритмами.

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 начальных условий по компонентам вектора скорости (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 0.3 градуса (предельные значения) соответственно.

Кроме того, моделирование показало, что точность позиционирования ФЦА прежде всего определяется характеристиками акселерометров, а именно: для достижения требуемой точности позиционирования необходимы акселерометры, обладающие следующими характеристиками:

- СКО постоянных смещений нуля:  $10^{-6} g$ ;
- СКО случайных аддитивных ошибок:  $10^{-6} g$ ;
- интервал корреляции случайных аддитивных ошибок: 60 с;
- СКО погрешностей масштабных коэффициентов:  $10^{-6} g$ ;
- СКО погрешностей из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности:  $10^{-6} g$ .

Подчеркнем ещё раз, что основной проблемой при формировании навигационного решения является необходимость обеспечения высокой точности определения компонент вектора скорости на момент начала процесса картографирования (не более 0.0016 м/с). Предварительный анализ показывает, что указанная точность недостижима при использовании любого традиционного автономного или внешнего источника навигационной информации (БИНС, ГНСС-приёмник, ДИСС 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 синтезирования 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).

### 3.4. 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:  $\Delta V_0^g, \Delta\alpha, \Delta\beta, \Delta\gamma$  соответственно.

Применяя метод вариаций к основным уравнениям БИНС [6], запишем уравнения ошибок в матричном виде:

$$\Delta \dot{X}(t) = F^*(t) \cdot \Delta X(t), \quad (5)$$

где расширенный вектор ошибок БИНС  $\Delta X$  включает, помимо поправок к координатам ФЦА и компонент его вектора скорости, систематические ошибки акселерометров  $(\Delta N_x, \Delta N_y, \Delta N_z)$  и систематические ошибки ДУС  $(\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z)$ :

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

Так как уравнения (5) фактически описывают эволюцию ошибок основного навигационного алгоритма, приведённого в п. 2.3, 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  $Y(t)$  может быть сформировано только в конце интервала картографирования [2].

Предварительный анализ показывает, что для оценивания состояния динамической системы (5) по измерениям (1) целесообразно применить метод наименьших квадратов в рекуррентной форме, также определяемый процедурами прогноза и коррекции.

### 3.5. Дополнительные процедуры, обеспечивающие повышения точности позиционирования ФЦА

Имеющийся у авторов положительный опыт формирования алгоритмов интеграции навигационных данных позволяет рекомендовать использование ряда дополнительных эмпирических процедур, обеспечивающих, как будет показано ниже путём имитационного моделирования, повышение точности позиционирования ФЦА:

1. Осуществлять подбор диагональных элементов начальной априорной ковариационной матрицы в фильтре таким образом, чтобы увеличить коэффициент усиления фильтра в интересах мгновенной коррекции начальных условий по измерениям (1) на момент начала процесса картографирования.
2. Выполнять первый шаг процедуры коррекции по данным МБРЛС, используя подобранный по п. 1 коэффициент усиления фильтра с целью формирования апостериорной оценки позиционирования ФЦА на момент начала картографирования.
3. Осуществлять прогнозирование оценок позиционирования ФЦА на интервале картографирования, используя уточненные по п. 2 начальные условия.

## 4. Моделирование процесса позиционирования ФЦА

### 4.1. Методика моделирования

В соответствии с приведённой выше архитектурой бортовой интегрированной системы и предложенным способом решения задачи позиционирования ФЦА была использована методика моделирования, иллюстрируемая функциональной схемой, представленной на рис. 2.

### 4.2. Используемые допущения и исходные данные для моделирования

В процессе моделирования были использованы нижеизложенные 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 ошибки начальных условий приведены ниже).
2. Моделировался полет ЛА и процесс навигационных определений с помощью основной интегрированной системы в соответствии с п. 2.2 на интервале времени 1 час.
3. Алгоритм микронавигации (позиционирования ФЦА) моделировался на последовательных интервалах времени 11 с. В качестве начальных условий выступали значения оценок навигационных параметров, определённых в п. 2.
4. При моделировании использовались высокоточные инерциальные чувствительные элементы, погрешности которых приведены ниже.

Акселерометры: характеристики приведены в п. 2.3.

ДУС:

- СКО температурных дрейфов гироскопов и случайных измерительных шумов:  $10^{-8}$  рад/с;
- время корреляции случайных аддитивных измерительных ошибок: 300 с.
- СКО удельных скоростей дрейфа гироскопов, пропорциональных перегрузкам:  $10^{-8}$  рад/с;
- СКО погрешностей масштабных коэффициентов гироскопов:  $10^{-8}$  рад/с;
- СКО дрейфа из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности гироскопов:  $10^{-8}$  рад/с.



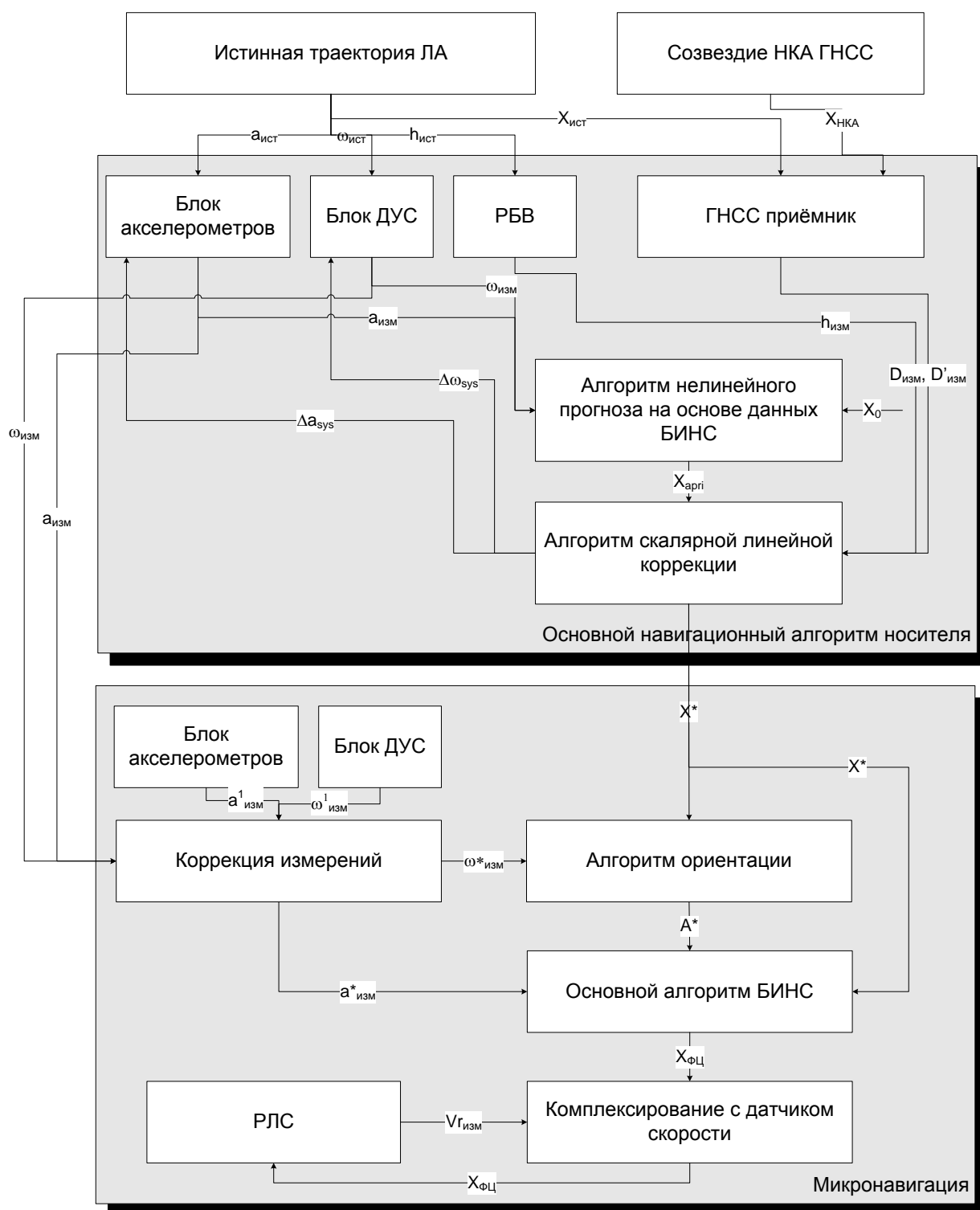


Рис. 2. Функциональная схема моделирования

5. Дополнительно при моделировании основного режима навигационных определений учитывались следующие ошибки:
- ошибки начальных условий определяются точностью ГНСС-привязки, т.е.:

$$x^g_{t_0} = x_{tr} t_0 + \delta_x, \quad \delta_x \in N \ 0, 10m ;$$

$$y^g_{t_0} = y_{tr} t_0 + \delta_y, \quad \delta_y \in N \ 0, 10m ;$$

$$z^g_{t_0} = z_{tr} t_0 + \delta_z, \quad \delta_z \in N \ 0, 10m ;$$

$$V_x^g_{t_0} = V_{x_{tr}} t_0 + \delta_{V_x}, \quad \delta_{V_x} \in N \ 0, 0.1m/s ;$$

$$V_y^g_{t_0} = V_{y_{tr}} t_0 + \delta_{V_y}, \quad \delta_{V_y} \in N \ 0, 0.1m/s ;$$

$$V_z^g_{t_0} = V_{z_{tr}} t_0 + \delta_{V_z}, \quad \delta_{V_z} \in N \ 0, 0.1m/s .$$

б) ошибки начальной выставки, т.е. ошибки ориентации вычисленной ГЗСК относительно «истинной» ГЗСК, задаваемые при помощи углов малых отклонений  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\beta$ ,  $\Delta\gamma$ :

$$\Delta\alpha \in N \ 0, 0.01^\circ, \Delta\beta \in N \ 0, 0.01^\circ, \Delta\gamma \in N \ 0, 0.01^\circ .$$

6. При моделировании измерений ГНСС-приёмника учитывались ошибки измерений в зависимости от режимов работы приемника [2].
7. Моделирование проводилось в условиях максимальных значений систематических ошибок, соответствующих  $\pm 3\sigma$ .

#### 4.3. Результаты моделирования и их анализ

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

Прежде всего, продемонстрируем потенциальную точность определения координат и компонент вектора скорости ФЦА в режиме обычной коррекции оценок навигационных определений по данным МБРЛС. Так, на рис. 3а, б и 4а, б приведены графики ошибок позиционирования ФЦА по осям ГЗСК для ошибки начального позиционирования по скорости равной 0.001 м/с (при СКО начальной выставки равной  $0.01^\circ$ ), причём рис. 3а и 4а соответствуют сценарию для алгоритма позиционирования без коррекции, рис. 3б и 4б – сценарию с коррекцией по измерению скорости в МБРЛС.

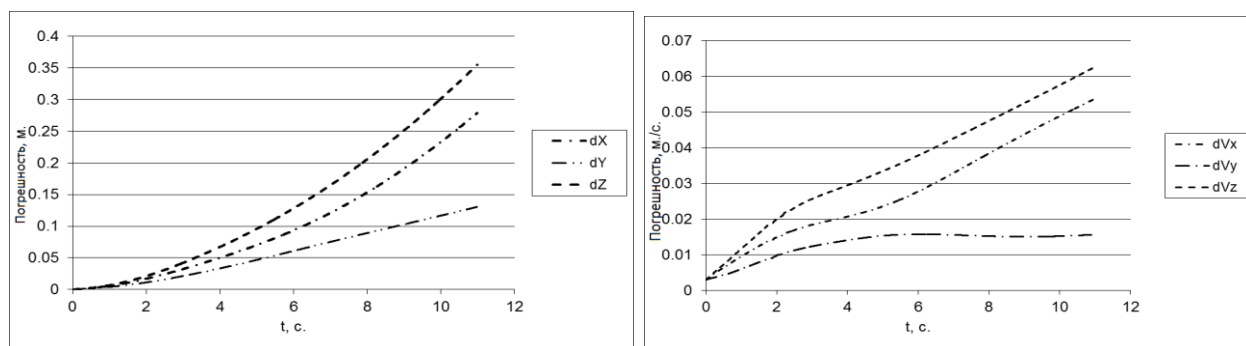


Рис. 3. Погрешности оценок позиционирования ФЦА по координатам (а, слева), по компонентам скорости (б, справа)

Как видно из представленных зависимостей, ошибки позиционирования ФЦА без коррекции по измерениям МБРЛС фактически экспоненциально зависят от точности начального позиционирования по скорости, при этом коррекция с помощью измерений скорости в МБРЛС позволяет снизить это влияние. Ниже (на рис. 4) представлены результаты, соответствующие сценарию с использованием дополнительных эмпирических процедур, описанных в п. 2.5.

На рис. 4а, б приведены уточненные в соответствии с этим сценарием оценки позиционирования ФЦА по координатам (м) и компонентам скорости (м/с) соответственно для слу-

чая, когда ошибки начального позиционирования по скорости равны 0.1 м/с (СКО) и ошибки начальной выставки равны 0.01° (СКО).

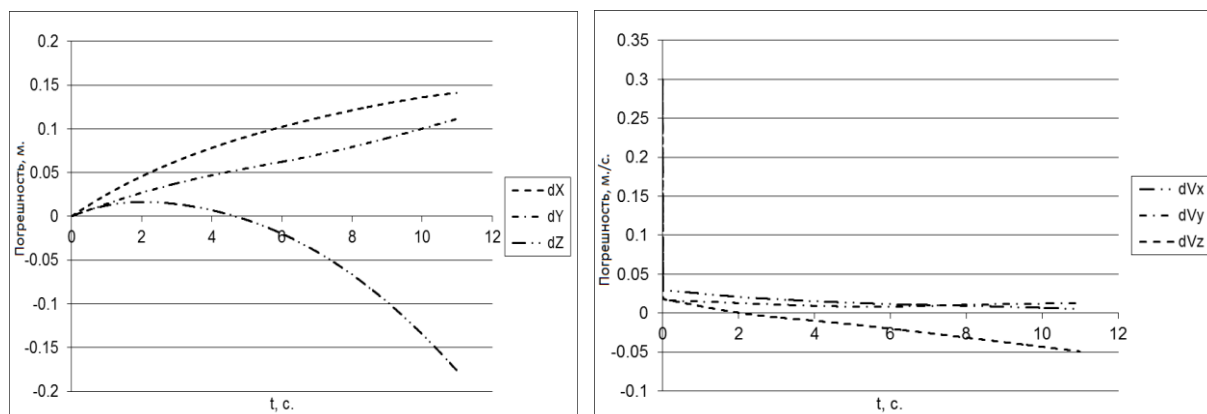


Рис. 4. Погрешности оценок позиционирования ФЦА по координатам (а, слева) и по компонентам скорости (б, справа) с привлечением измерений МБРЛС

Как видно из приведенных зависимостей, использование предложенных поправок алгоритма 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 отклонений начальных ошибок позиционирования, выставки и систематических ошибок высокоточных инерциальных чувствительных элементов на всем интервале картографирования, что значительно увеличивает потенциальную точность исходного алгоритма информационного обеспечения МБРЛС.

## 5. Заключение

В результате проведенного моделирования можно сделать следующие выводы:

1. Предложенный алгоритм высокоточного позиционирования ФЦА позволяет на основе коррекции начальных условий по данным МБРЛС с последующим прогнозированием положения ФЦА достичь точности «привязки» ФЦА к ГЗСК на уровне предельных отклонений менее 12...15 см на всем интервале картографирования при использовании высокоточных чувствительных элементов БИНС, систематические ошибки которых предварительно калибруются путём глубокой интеграции данных ГНСС-приёмника и радиовысотомера.
2. Применение коррекции по данным МБРЛС для режимов наблюдения земной поверхности наиболее эффективно при наблюдении под большими углами азимута (перпендикулярно вектору скорости). Угол наклона центра картографируемого участка оказывает существенно меньшее влияние на процесс коррекции, что позволяет говорить об оптимизации манёвров ЛА в процессе картографирования.
3. Достижимая в результате применения указанных мер точность привязки ФЦА, в принципе, удовлетворяет требованиям картографирования в X-диапазоне (см. требования к точности «привязки» в начале статьи). Тем не менее, она может оказаться недостаточной для эффективной работы МБРЛС в диапазонах с меньшей длиной волны (Ku-, Ka-). Дальнейшее улучшение характеристик чувствительных элементов БИНС не приведёт, очевидно, 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. В этой связи перспективным направлением исследований, на наш взгляд, является повышение точности измерения ошибки скорости в МБРЛС.

## Литература

1. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли / под. ред. Г. С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
2. Савостьянов В. Ю., Степанов М. В. Измерение скорости движения носителя в моноимпульсном радиолокаторе с синтезированной апертурой антенны // Радиотехника и электроника. 2007. Т. 52, № 8. С. 944–948.
3. Булгаков С. Л., Михеенков Ю. П. и др. Инерциально-спутниковая навигационная система для РЛС с синтезированной апертурой // XIX Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электронприбор». 2012. С. 163–168.
4. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981.
5. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / под ред. Красильщикова М. Н. и Себрякова Г. Г. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 556 с.
6. Ориентация и навигация подвижных объектов / под ред. Алешина Б. С., Веремеенко К. К., Черноморского А. И. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 424 с.
7. Красильщиков М. Н., Козорез Д. А., Сыпало К. И. Анализ условий обеспечения функционирования инерциально-спутниковой навигационной системы беспилотного летательного аппарата в условиях помех // Автоматика и телемеханика. 2010. № 3. С. 72–76.
8. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС / под ред. Харисова В. Н., Перова А. И., Болдина В. А. М.: ИПРЖР, 1998.
9. Бартенев В. А., Гречкосеев А. К., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Пасынков В. В., Себряков Г. Г., Сыпало К. И. Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.

Статья поступила в редакцию 15.06.2016

### Ильин Евгений Михайлович

д.ф.-м.н., профессор, ведущий аналитик инновационного технологического центра МГТУ им. Н. Э. Баумана (105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1), тел. (499) 263-68-46, e-mail: evgil45@mail.ru.

### Козорез Дмитрий Александрович

к.т.н., доцент кафедры информационно-управляющих комплексов ЛА ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4), тел. (499) 158-45-15, email: kozorez\_da@mail.ru.

### Красильщиков Михаил Наумович

д.т.н., профессор, зав. кафедрой информационно-управляющих комплексов ЛА ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4), тел. (499) 158-47-82, email: mnkr@mail.ru.

### Полубехин Александр Иванович

к.т.н., руководитель инновационного технологического центра МГТУ им. Н. Э. Баумана (105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1), тел. (499) 263-68-46, e-mail: polub1980@mail.ru.

**Савостьянов Владимир Юрьевич**

к.т.н., начальник лаборатории ОАО «Корпорация «Фазотрон-НИИР» (123557, Москва, Электрический переулок, 1), тел. (910) 6435584, email: v-savostyanov@ya.ru.

**Сыпало Кирилл Иванович**

д.т.н., профессор РАН, профессор кафедры информационно-управляющих комплексов ЛА ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4), тел. (499) 158-47-82, email: ksyalo@gmail.com.

**Integrated navigation system of unmanned flying vehicle providing high accuracy positioning of on-board radar antenna's phase center**

**Evgene M. Il'yin, Dmitry A. Kozorez, Mikhail N. Krasilshchikov, Alexander I. Polubekhin, Vladimir Yu. Savostyanov, Kirill I. Sypalo**

The subjects of this paper are both architecture and algorithms of on-board unmanned flying vehicle of integrated navigation system. The main task of the system mentioned is high accuracy positioning of on-board multipurpose radar antenna's phase center in order to implement the so called cartography mode of radar operation. It is necessary for producing high resolution radar images. The high accurate positioning of on-board antenna's phase center is provided due to refinement of on-board integrated GNSS-aided inertial navigation system output data via usage of vehicle velocity measurements, generated by on-board radar simultaneously with radar images. The simulation results presented in this paper confirm the prospects of this approach for flying vehicle.

*Keywords:* antenna phase center, high accuracy positioning, cartography mode of operation, data fusion algorithm.