

# ПРОСТРАНСТВЕННО-РАСПРЕДЕЛЕННАЯ СИСТЕМА МИКРОНАВИГАЦИИ ДЛЯ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

А.В. Чернодаров<sup>1</sup>, А.П. Патрикеев<sup>2</sup>

НПО «Мобильные информационные системы»  
125319, Россия, Москва, Авиационный переулок, 5, e-mail: chernod@mail.ru

В.В. Билик<sup>3</sup>, В.Н. Коврегин<sup>4</sup>

НИИ радиоэлектронных комплексов  
Россия, Санкт Петербург, Московский проспект, 212  
Тел. (+7-812) 159-63-09, e-mail: kovreg@mail.ru

## Аннотация

**Ключевые слова:** радиолокационная система, синтезирование апертуры, траекторные неустойчивости, микронавигация

*Рассматриваются особенности функционирования радиолокационных систем с синтезированной апертурой (РСА). Предлагается технология оценки и компенсации траекторных неустойчивостей РСА с помощью комплексной системы микронавигации (КСМН) на волоконно-оптических гироскопах. Реализация такой технологии опирается на взаимную поддержку инерциальной, спутниковой и радиолокационной систем. Дана характеристика аппарата и алгоритмического обеспечения КСМН. Приводятся результаты полунатурных испытаний КСМН, подтверждающие возможность и целесообразность применения предлагаемой технологии для повышения разрешающей способности РСА.*

## Введение

В настоящее время актуальной остается задача [1–4] повышения разрешающей способности радиолокационных систем (РЛС) при обзоре больших участков земной поверхности с борта летательного аппарата (ЛА). Известно [2], что угловое  $\delta\Theta$  и линейное  $\delta l$  разрешение на дальности до объекта  $D$  определяются соотношениями  $\delta\Theta = \lambda/d$ ;  $\delta l = D\delta\Theta = \lambda D/d$ , где  $\lambda$  – длина волны электромагнитного излучения РЛС;  $d$  – размер антенны.

Решение данной задачи путем аппаратного увеличения размера антенны не всегда представляется возможным из-за ограничений на массу и габариты бортового оборудования ЛА. Поэтому реализуют аналитическое расширение диаграммы направленности путем «склейки» изображений, получаемых бортовой РЛС на траектории движения ЛА. При таком синтезе апертуры РЛС возникает необходимость компенсации искажений комбинированного изображения из-за траекторных неустойчивостей, связанных с отклонением ЛА от прямолинейного движения. Траекторные неустойчивости на интервале обзора могут быть определены с помощью бесплатформенной инерциально-спутниковой системы микронавигации, размещенной вблизи фазового центра антенны (ФЦА). Для компенсации указанных неустойчивостей их оценки преобразуются в поправки к сигналам РЛС.

Потенциальные возможности радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) достигаются при совмещении системы микронавигации с ФЦА. Однако из-за конструктивных ограничений такие условия построения РСА трудно реализуемы. Поэтому на практике для решения задачи микронавигации возникает необходимость объединения информации о движении ФЦА от систем, разнесенных относительно ФЦА.

**Цель работы** – теоретическое обоснование и практическая реализация процедур компенсации траекторных неустойчивостей в сигналах РСА с помощью пространственно - распределенной инерциально-спутниковой системы микронавигации.

Достижение поставленной в работе цели базируется на решении следующих задач:

- формирование кинематических уравнений, отражающих динамику изменения траекторных неустойчивостей на интервале синтеза апертуры, по информации от пространственно-распределенных навигационных измерителей;

<sup>1</sup> Кандидат технических наук, доцент, главный специалист.

<sup>2</sup> Кандидат технических наук, начальник отдела.

<sup>3</sup> Начальник отделения.

<sup>4</sup> Кандидат технических наук, старший научный сотрудник.

- формирование кинематических уравнений, отражающих динамику изменения поправок к сигналам РЛС, связанных с траекторными неустойчивостями на интервале синтезирования апертуры. Указанные уравнения являются избыточными относительно базовых инерциальных;
- формирование уравнений ошибок инерциально-радиолокационной системы до уровня датчиков первичной информации. В этом случае представляется возможным реализовать тесно связанную схему демпфирования динамических ошибок РЛС с синтезированной апертурой;
- формирование наблюдений и их моделей для применения математического аппарата калмановской фильтрации в контуре оценивания ошибок инерциально-радиолокационной системы.

## 1. Аппаратное обеспечение распределенной системы микронавигации РСА

Рассматриваемая в работе структура распределенной системы микронавигации (РСМН) для радиолокатора с синтезированной апертурой представлена на рис. 1, где введены следующие обозначения: КСМН – комплексная система микронавигации; БИСМН – бесплатформенная инерциальная система микронавигации; ССМН – спутниковая система микронавигации.

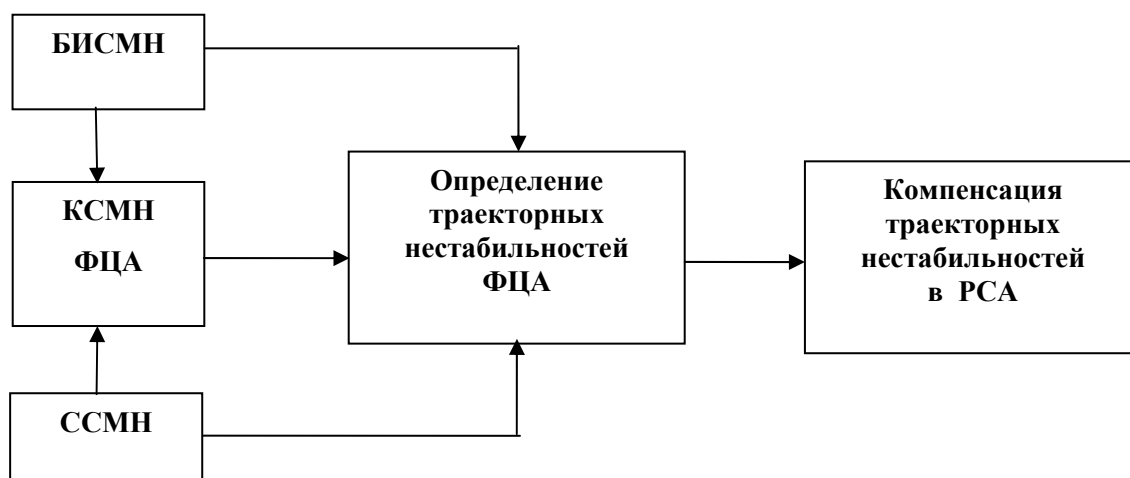


Рис. 1. Структурная схема распределенной системы микронавигации РСА

В работе рассматривается спутниковая система микронавигации, имеющая не менее двух антенн. Это позволяет дискретно определять и корректировать численные траекторные параметры относительного движения БИСМН и ФЦА. БИСМН рассматривается в качестве ядра распределенной системы микронавигации. Это связано с её возможностью непрерывно, с частотой до 1кГц, определять как траекторные, так и угловые параметры движения «носителя» РСА.

Распределенная система микронавигации построена по модульному принципу. Это позволило разнести вычислитель и блок инерциальных чувствительных элементов (БИЧЭ) БИСМН, который размещается в непосредственной близости от РСА. Учитывая массу – габаритные ограничения, в качестве БИЧЭ выбран блок БЧЭ – 500 на базе триады волоконно – оптических гироскопов (ВОГ) и акселерометров разработки НПК “ОПТОЛИНК” (г. Зеленоград).

Кроме того, РСМН включает: 3 спутниковых приемника К-161 разработки РИРВ (г.С.-Петербург), вычислительный модуль в стандарте РС-104, блоки питания, входного и выходного интерфейсов, мультиплексный канал информационного обмена (МКИО). Основные модули макетного образца РСМН в технологическом исполнении показаны на рис. 2.

На рис. 3 представлена структурная схема аппаратного обеспечения РСМН.

## 2. Алгоритмическое обеспечение распределенной системы микронавигации РСА

При синтезе апертуры РЛС необходимо обеспечивать полет по заданной (опорной), как правило, прямолинейной траектории. Решение такой задачи возлагается на пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) летательного аппарата (ЛА), включающий системы навигации и автоматического управления полетом. Однако, из-за ошибок ПНК, а также внешних возмущений, связанных с турбулентностью атмосферы и упругими колебаниями конструкции ЛА [3], возникают отклонения фазового центра и диаграммы направленности (ДН) антенны от их опорных положений. С учетом этого на систему компенсации траекторных неустойчивостей возлагается решение следующих задач [1,2]:

- измерение траекторных нестабильностей;
- коррекция фазы опорного или отраженного сигнала;
- коррекция изменения задержки отраженного сигнала;
- привязка получаемого изображения к системе координат индикатора;
- управление диаграммой направленности реальной антенны для поддержания заданного углового положения и удаления зоны обзора на местности.

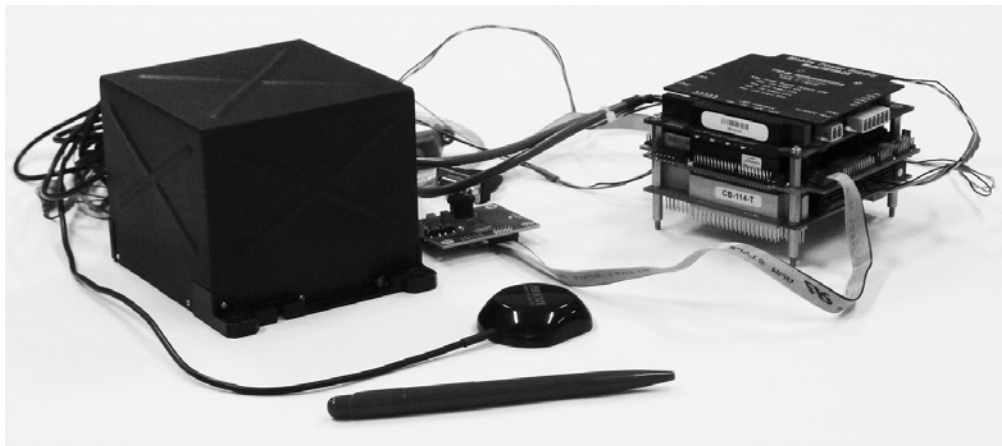


Рис. 2. Макетный образец распределенной системы микронавигации PCA

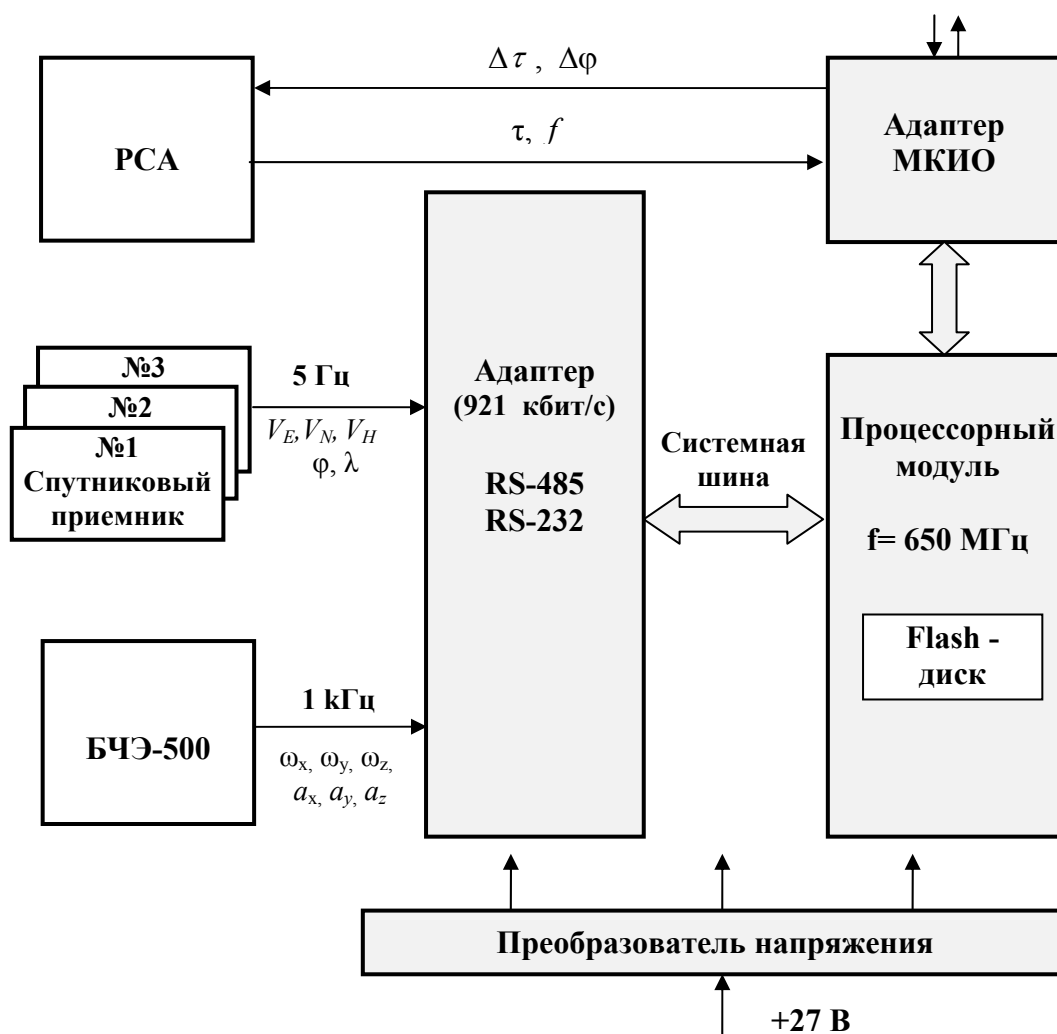


Рис. 3. Структурная схема аппаратного обеспечения распределенной системы микронавигации

Положение зоны обзора РЛС определяется азимутом  $\alpha$  и углом места  $\beta$  диаграммы направленности, а удаление задержкой сигнала  $\tau = 2D / c$  (см. рис. 4), где  $c$  – скорость распространения радиоволн.;  $D$  – расстояние от ФЦА до земной поверхности (дальность «ФЦА-объект»).

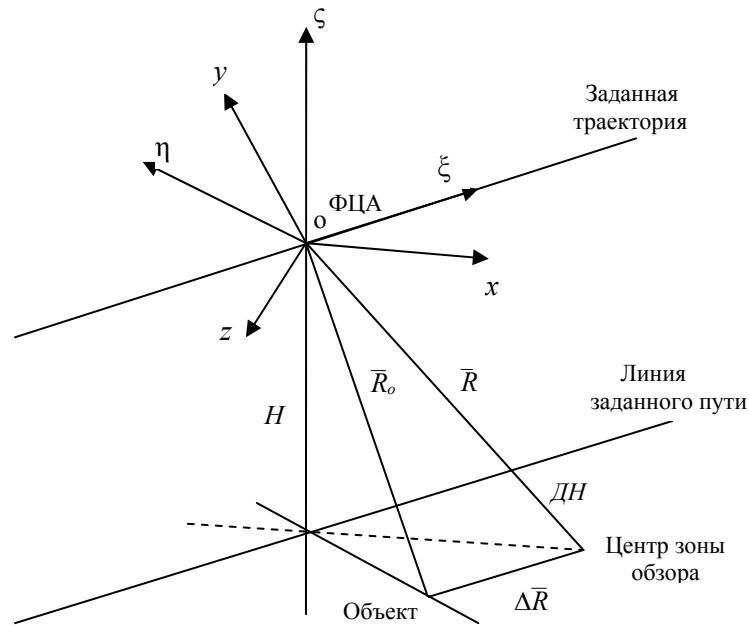


Рис. 4. Схема движения фазового центра антенны РСА

Указанные параметры диаграммы направленности определяются в связанной с ЛА системе координат  $oxuz$  [5], в которой оси  $ox$ ,  $oy$ ,  $oz$  направлены, соответственно, вдоль продольной, вертикальной (вверх) и боковой (вправо) осей ЛА. В работе рассматривается РЛС бокового обзора, в которой углы  $\alpha$ ,  $\beta$  постоянны на интервале синтеза. При отклонении ЛА от опорной траектории возникает необходимость определения приращений дальности  $\Delta D$  относительно ее базового значения.

При инерциальном счислении параметров движения ФЦА траекторные нестабильности можно определять сначала в нормальной системе координат (СК) [5], а затем преобразовывать их в связанную СК. В качестве нормальной СК можно использовать геодезический сопровождающий трехгранник (СТ)  $O_A ENH$  [6]. Сопровождающий трехгранник  $O_A ENH$  представляет собой прямоугольную декартову систему координат, вершина которой совпадает с ФЦА, а оси  $O_A N$ ,  $O_A E$ ,  $O_A H$  направлены соответственно по касательной к географическому меридиану, параллели и геодезической вертикали. В штатном режиме вершина СТ ФЦА должна перемещаться по опорной траектории с фиксированными углами ориентации. В реальных условиях при синтезе апертуры фиксируется начальное положение вершины СТ на опорной траектории и ориентация ЛА относительно СТ, а также начальное значение дальности  $D_0$  до земной поверхности. В дальнейшем на интервале синтеза изображения определяется и компенсируется в сигналах РСА приращение дальности  $\Delta D = D - D_0$ , обусловленное эволюциями ЛА относительно опорной траектории. Следует отметить, что в РЛС бокового обзора, в отличие от РЛС сопровождения, при определении траекторных нестабильностей перемещение ФЦА вдоль опорной траектории не должно учитываться. Поэтому можно записать  $\Delta D = \Delta D(\Delta S, \Delta H, \Delta \psi, \Delta \vartheta, \Delta \gamma)$ , где  $\Delta S, \Delta H$  – соответственно боковое отклонение и приращение высоты относительно опорной траектории;  $\Delta \psi, \Delta \vartheta, \Delta \gamma$  – приращения углов курса, тангажа и крена относительно их опорных значений. В этом случае в качестве нормальной системы координат целесообразно применить опорный трехгранник  $O_A \xi \eta \zeta$ , у которого ось  $O_A \xi$  параллельна линии заданного пути (в начальный момент синтезирования апертуры параллельна проекции продольной оси ЛА на горизонтальную плоскость), ось  $O_A \zeta$  направлена вверх перпендикулярно горизонтальной плоскости, а ось  $O_A \eta$  составляет с осями  $O_A \xi$  и  $O_A \zeta$  правый трехгранник. Взаимная ориентация трехгранников  $O_A \xi \eta \zeta$  и  $O_A ENH$  определяется углом азимута  $A$  (путевым углом).

В начальной точке синтезирования апертуры фиксируется положение трехгранника  $O_{A(0)}\xi\eta\zeta$ . Относительно данного положения опорного трехгранника выполняется счисление траекторных нестабильностей  $\Delta\xi, \Delta\eta, \Delta\zeta$  путем решения основного уравнения бесплатформенной инерциальной навигации

$$\dot{\bar{V}} = C_5^T \bar{a} + \bar{g} - 2\bar{\Omega} \times \bar{V} - \bar{\omega} \times \bar{V} - \bar{\Omega} \times (\bar{\Omega} \times \bar{R}), \quad (1)$$

где  $\bar{V} = [V_\xi \quad V_\eta \quad V_\zeta]^T$  – вектор относительной скорости движения ФЦА в проекциях на оси опорного навигационного трехгранника;  $\bar{a} = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T$  – вектор выходных сигналов акселерометров;  $\bar{g} = [g_\xi \quad g_\eta \quad g_\zeta]^T$  – вектор гравитационного ускорения;  $\bar{\Omega} = [\Omega_\xi \quad \Omega_\eta \quad \Omega_\zeta]^T$  – вектор угловой скорости вращения Земли;  $\bar{R} = [0 \quad 0 \quad R]^T$  – радиус-вектор местоположения ФЦА;  $(\times)$  – оператор векторного произведения;  $C_5^T = C_0 C_2^T C_1^T P_3^T$  – матрица направляющих косинусов (МНК), характеризующая угловую ориентацию БИЧЭ относительно опорного трехгранника  $O_A \xi \eta \zeta$ ;  $C_0(\bar{\psi}, \bar{\vartheta}, \bar{\gamma})$  – МНК, характеризующая угловую ориентацию БИЧЭ относительно инерциальной системы координат  $Ox''_и Y''_и Z''_и$  [5]. При формировании МНК полагается, что повороты выполняются следующим образом [6]: первый – на угол  $\bar{\psi}$  вокруг третьей оси  $OZ_и$ , второй – на угол  $\bar{\vartheta}$  вокруг нового положения первой оси  $Ox'_и$ ; третий – на угол  $\bar{\gamma}$  вокруг нового положения второй оси  $OY'_и$ ;  $C_1$  – МНК, характеризующая угловую ориентацию опорного трехгранника  $O_A \xi \eta \zeta$  относительно земной геоцентрической системы координат [5]. Начальное значение данной МНК имеет вид:  $C_1(t_0) = C_4(t_0) P_3 \tilde{C}_1(t_0)$ ;  $C_4(t_0) = C_4(A, 0, 0)$ ;  $\tilde{C}_1(t_0) = \tilde{C}_1(\lambda, 0, -\varphi)$ ;  $\varphi; \lambda$  – геодезические широта и долгота ФЦА. Расположение аргументов МНК отражает последовательность угловых поворотов;

$C_2(\Omega \Delta t, 0, 0)$  – МНК, учитывающая угол поворота Земли за время функционирования РЛС  $\Delta t = t - t_0$ ;

$$P_3 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ – перестановочная матрица [7], учитывающая заданную последовательность чередования осей при поворотах на соответствующие углы. Например, для связанной системы координат (ССК) ЛА повороты выполняются следующим образом: первый поворот на угол } \psi \text{ вокруг оси } ou, \text{ второй – на угол } \vartheta \text{ вокруг нового положения оси } oz', \text{ третий – на угол } \gamma \text{ вокруг нового положения оси } ox'.$$

Уравнения для счисления МНК  $C_0, C_1$  и их кватернионных аналогов приведены соответственно в работах [7, 8].

С учетом указанных особенностей навигационного обеспечения РСА может быть сформирован следующий алгоритм определения траекторных нестабильностей ФЦА, включающий этапы начальной выставки и микронавигации.

На этапе начальной выставки выполняются следующие процедуры.

1. В начальный момент синтезирования апертуры определяются проекции  $x_0, y_0, z_0$  опорного радиус-вектора  $\bar{R}_0$  «ФЦА-объект» на оси системы координат, связанной с БИЧЭ

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = C_{A(0)}^T \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{A(0)} \\ y_{A(0)} \\ z_{A(0)} \end{bmatrix},$$

где  $x_A = R_0 \cos \beta \cos \alpha$ ;  $y_A = R_0 a \sin \beta$ ;  $z_A = -R_0 \cos \beta \sin \alpha$ ;  $x_{A(0)}, y_{A(0)}, z_{A(0)}$  – координаты ФЦА в связанной с БИЧЭ системе координат;  $C_{A(0)}$  – МНК, характеризующая взаимную угловую ориентацию БИЧЭ и ФЦА.

2. Запоминаются начальные углы ориентации ЛА относительно опорного трехгранника  $\Psi_0, \vartheta_0, \gamma_0$ , а также соответствующие матрицы направляющих косинусов  $C_0 \div C_5$ . Полагается, что оси систем координат, связанных с БИЧЭ и РСА коллинеарны.
3. Определяются начальные проекции опорного радиус-вектора «ФЦА-объект» на оси трехгранника  $O_A \xi \eta \zeta$

$$[\xi_0 \quad \eta_0 \quad \zeta_0]^T = C_{5(0)}^T [x_0 \quad y_0 \quad z_0]^T.$$

На этапе микронавигации РСА выполняются следующие процедуры.

1. Счисляются текущие траекторные нестабильности ФЦА путем интегрирования уравнения (1) в проекциях на оси опорного трехгранника  $O_A \xi \eta \zeta$

$$\Delta \eta_t = \int_{t_0}^t V_\eta(\tau) d\tau \quad - \text{ боковое отклонение от линии заданного пути;}$$

$$\Delta \zeta_t = \int_{t_0}^t V_\zeta(\tau) d\tau \quad - \text{ вертикальное отклонение от линии заданного пути.}$$

2. Определяются проекции вектора траекторных нестабильностей ФЦА на оси системы координат, связанной с ФЦА

$$\begin{bmatrix} \Delta x_t \\ \Delta y_t \\ \Delta z_t \end{bmatrix} = C_{A(0)} C_5 \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \eta_t \\ \Delta \zeta_t \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_{A(0)} \\ y_{A(0)} \\ z_{A(0)} \end{bmatrix}.$$

3. Определяются текущие проекции опорного радиуса-вектора «ФЦА-объект» на оси связанной системы координат

$$x_t = x_0 + \Delta x_t \quad y_t = y_0 + \Delta y_t \quad z_t = z_0 + \Delta z_t.$$

4. Определяется текущая дальность «ФЦА-объект», учитывающая траекторные нестабильности,

$$D = \sqrt{x_t^2 + y_t^2 + z_t^2}.$$

5. Определяется приращение опорной дальности и задержки из-за траекторных нестабильностей ФЦА

$$\Delta D = D - D_0; \quad \Delta \tau = \tau - \tau_0.$$

Известно [1,2], что наибольшую точность измерения изменения (приращения) дальности обеспечивает фазовый метод. При наличии радиальной скорости до объекта  $V_D = \dot{D}$  фаза принимаемого сигнала имеет вид [2]

$$\varphi = \omega_0 [t - \tau(t)] = 2\pi f_0 \left( t - \frac{2D_0}{c} \pm \frac{2V_D t}{c} \right) = 2\pi (f_0 + f) t - \varphi_0,$$

где  $\omega_0 = 2\pi f_0$  - несущая частота;  $t$  - время формирования кадра РСА;  $\varphi_0 = \frac{4\pi f_0}{c} D_0 = \frac{4\pi}{\lambda} D_0$  -

опорная фаза излучения с длиной волны  $\lambda$ ;  $f = \pm 2V_D / \lambda$  - доплеровское смещение частоты. Знак смещения частоты определяется направлением движения ФЦА.

Таким образом, в процессе синтезирования апертуры возникает необходимость определения поправок к фазе  $\Delta \varphi = 2\pi f t$ , обусловленных эволюциями ЛА относительно опорной траектории. Для этого можно использовать численные значения проекций вектора траекторной скорости на оси связанной с ФЦА системы координат

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta x}_t & \dot{\Delta y}_t & \dot{z}_t \end{bmatrix}^T = C_{A(0)} C_5 \begin{bmatrix} 0 & V_\eta & V_\zeta \end{bmatrix}^T. \quad (2)$$

С учетом проекций (2) может быть вычислена скорость изменения дальности «ФЦА-объект», обусловленная траекторными нестабильностями

$$V_D = (\tilde{x}\Delta \dot{x}_t + \tilde{y}\Delta \dot{y}_t + \tilde{z}\Delta \dot{z}_t)\tilde{D}^{-1},$$

$$\text{где } \tilde{x} = x_t - \Delta x_t; \quad \tilde{y} = y_t - \Delta y_t; \quad \tilde{z} = z_t - \Delta z_t; \quad \tilde{D} = \sqrt{\tilde{x}^2 + \tilde{y}^2 + \tilde{z}^2}.$$

Изменения задержки на интервале синтезирования учитываются соответствующим сдвигом отсчетов сигнала, а изменения фазы – сдвигом фазы опорной функции с помощью фазовращателя.

### 3. Алгоритмическое обеспечение комплексной системы микронавигации РСА

Повышение точности и помехозащищенности определения поправок к фазе и задержке на интервале синтезирования апертуры РСА опирается на комплексную первичную и вторичную обработку сигналов.

Возможны следующие подходы к комплексированию на уровне вторичной обработки сигналов:

- реализация инерциально-спутникового режима счисления траекторных нестабильностей;
- коррекция БИСМН по информации от РЛС, функционирующей в режиме автофокусировки [1,2] или в режиме доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС).

Реализация инерциально-спутникового режима основана на оценке и компенсации ошибок БИСМН путем обработки с помощью робастного фильтра Калмана (РФК) [9] позиционных и скоростных наблюдений

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i H_i]_{\text{БИСМН}}^T - [\varphi_i \lambda_i H_i]_{\text{ССМН}}^T; \quad (3)$$

$$z_{v(i)} = C_{3(i)}^T [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{(i)\text{БИСМН}}^T - [V_E V_N V_H]_{(i)\text{ССМН}}^T, \quad (4)$$

где  $C_3(A,0,0)$  – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию опорного  $O_A \xi \eta \zeta$  и геодезического  $O_A ENH$  трехгранников.

Инерциально-доплеровский режим может быть реализован на основе обработки наблюдений вида

$$\tilde{z}_{v(i)} = [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{(i)\text{БИСМН}}^T - C_5^T C_{A(0)}^T [V_{x_A} V_{y_A} V_{z_A}]_{(i)\text{РЛС}}^T. \quad (5)$$

Инерциально-радиолокационные наблюдения в режиме автофокусировки могут быть сформированы, например, на основе сравнения вычисленных БИСМН и измеренных РЛС дальностей до заданных наземных ориентиров.

Повышение точности микронавигации на уровне первичной обработки сигналов РСА может быть основано на сравнении прогнозируемых  $\hat{\Delta \tau}_{i/i-1}$  и измеренных  $\Delta \tau_i$  значений поправок к задержке. Прогнозирование может быть выполнено с помощью полиномиальной чебышевской экстраполяции [10] по скользящей выборке отсчетов сигнала. Процедура коррекции прогнозного сигнала имеет вид

$$\hat{\Delta \tau}_{i/i} = \hat{\Delta \tau}_{i/i-1} + K_i (\Delta \tau_i - \hat{\Delta \tau}_{i/i-1}), \quad (6)$$

где  $K_i$  - коэффициент усиления, формируемый по технологии РФК для скалярных наблюдений.

Структура процедуры (6) позволяет реализовать контроль поправок  $\Delta \tau_i$  по комбинированному критерию согласия  $\chi^2 / 9^2$  [9], обеспечивающему распознавание и парирование аномальных сигналов.

### 4. Анализ результатов исследований

Требования к точностным характеристикам комплексной системы микронавигации РСА вытекают из взаимосвязи ошибок определения дальности  $D$  и разности фаз  $\Delta \varphi$  излучаемого и принимаемого сигналов. Разность фаз определяется задержкой сигнала  $\tau$

$$\Delta \varphi = \omega_0 \tau = 2\pi f_0 \tau = 2\pi \frac{c}{\lambda} \tau,$$

которая связана с измеренной дальностью соотношением

$$D = \frac{c\tau}{2} = \frac{\lambda}{4\pi} \Delta\varphi. \quad (7)$$

Из соотношения (7) видно, что для сантиметрового диапазона длин волн и миллиметровых изменений дальности из-за траекторных нестабильностей изменения разности фаз могут достигать десятков градусов. Таким образом, для сантиметрового диапазона длин волн позиционные ошибки определения траекторных нестабильностей на интервале синтезирования апертуры должны быть на уровне миллиметров-единиц сантиметров. Для оценки возможностей получения таких точностных характеристик были выполнены полунатурные эксперименты с представленной в п. 1 комплексной инерциально-спутниковой системой микронавигации. Использовалась технология полунатурной обработки программно-математического обеспечения [11] по зарегистрированным сигналам БИЧЭ и спутниковой системы микронавигации.

Эксперименты проводились в наземных условиях с размещением оборудования в подвижной лаборатории на базе автомобиля. Некоторые результаты эксперимента представлены на рисунках 5 – 8.

На рис. 5, 6 показаны соответственно углы тангажа и крена БИСМН при постоянном курсе на интервалах микронавигации. На рис. 7 показаны ошибки счисления БИСМН полярной составляющей траекторной скорости объекта  $\Delta V_D$  на интервалах синтезирования апертуры  $\Delta t_{CA} = 5$  с

$$\Delta V_D = \sqrt{\Delta V_\eta^2 + \Delta V_\zeta^2}, \quad \text{где} \quad \Delta V_\eta = V_{\eta(\text{БИСМН})} - V_{\eta(\text{ССМН})}; \quad \Delta V_\zeta = V_{\zeta(\text{БИСМН})} - V_{\zeta(\text{ССМН})};$$

$$V_{\eta(\text{ССМН})} = V_{N(\text{ССМН})} \cos A - V_{E(\text{ССМН})} \sin A; \quad V_{\zeta(\text{ССМН})} = V_{H(\text{ССМН})}.$$

Ошибки вычислялись с шагом приема спутниковых сигналов.

Динамика изменения указанных параметров имитирует полет вертолета по прямолинейной траектории на интервалах синтезирования апертуры. БИСМН функционировала в режиме автономной инерциальной навигации с компенсацией прогнозируемых оценок ошибок, а также остаточных дрейфов ВОГ и смещений акселерометров. Оценивание выполнялось по инерциально-спутниковым наблюдениям (3), (4) перед формированием кадра изображения, т.е. с частотой 0,2 Гц.

На рис. 8 показана ошибка оценки  $\Delta \hat{D}$  изменения полярной координаты ФЦА, определяемой БИСМН на интервалах синтезирования апертуры  $\Delta t_{CA} = 5$  с

$$\Delta \hat{D}(t) = \int_{t_i}^{t_i + \Delta t_{CA}} \Delta V_D(\tau) d\tau \quad \text{при} \quad V_{\eta(\text{БИСМН})}(t_i) := V_{\eta(\text{ССМН})}(t_i); \quad V_{\zeta(\text{БИСМН})}(t_i) := V_{\zeta(\text{ССМН})}(t_i).$$

Проведенные исследования и полученные результаты подтверждают возможность определения с помощью рассматриваемой системы микронавигации относительных траекторных нестабильностей на интервалах синтезирования апертуры до 5 с на уровне миллиметров-единиц сантиметров.

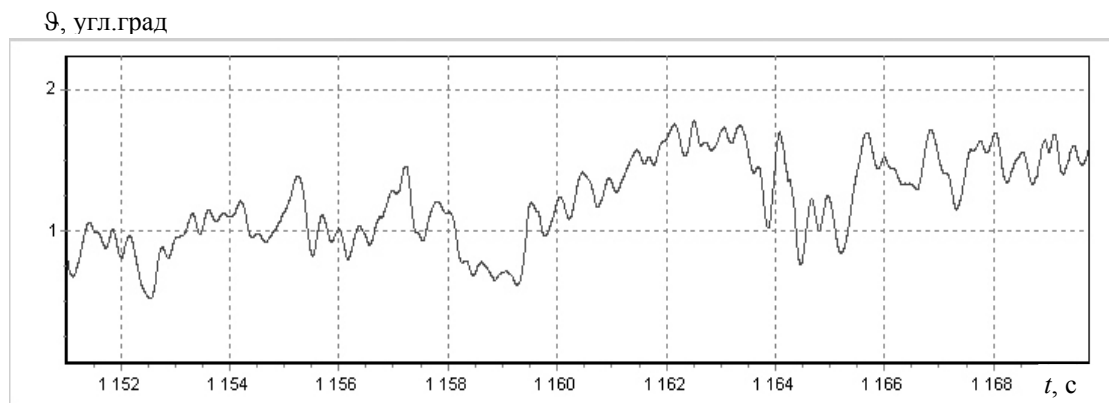


Рис.5. Динамика изменения угла тангажа на интервале микронавигации



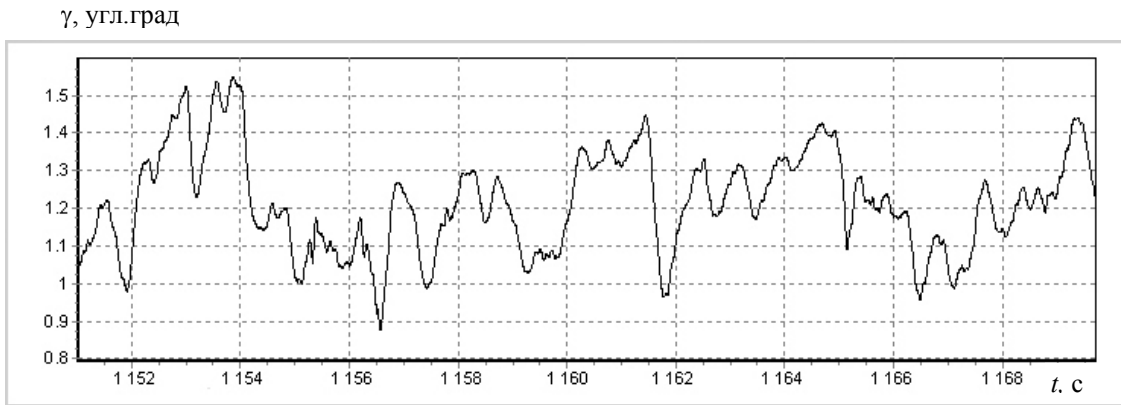


Рис.6. Динамика изменения угла крена на интервале микронавигации

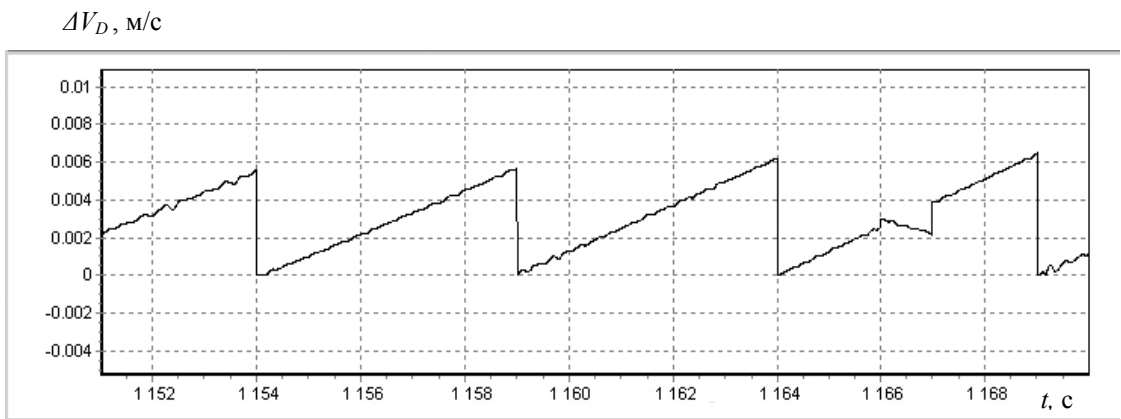


Рис.8. Динамика изменения ошибки инерциального счисления полярной составляющей траекторной скорости фазового центра антенны на интервалах синтезирования апертуры

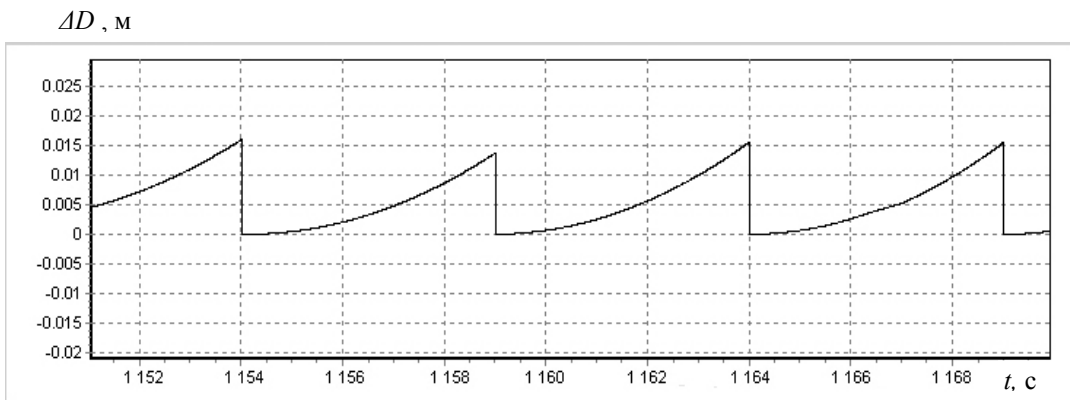


Рис.9. Динамика изменения ошибки инерциального счисления полярной координаты фазового центра антенны на интервалах синтезирования апертуры

## Заключение

Синтезирование апертуры антенны является одним из перспективных направлений развития радиолокации. Основным преимуществом этого направления является многократное увеличение угловой разрешающей способности РЛС. При этом обеспечивается возможность обнаружения и радиовидения малоразмерных объектов, повышения точности и помехозащищенности РЛС. Компенсация траекторных

нестабильностей в сигналах РЛС отражает тесно связанное взаимодействие РЛС с инерциально-спутниковой системой микронавигации. При таком взаимодействии бортовых систем взаимная поддержка реализуется на уровне как первичной, так и вторичной обработки сигналов. Кроме того, параметры распределенной системы микронавигации представляется возможным корректировать по сигналам РЛС в режиме ДИСС и автофокусировки.

*Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 11-08-01174-а.*

## Литература

1. **Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю.** Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. - М.: Радиотехника, 2005. - 368 с.
2. **Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю.** Теоретические основы построения радиолокационных систем дистанционного зондирования Земли. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2009. - 360 с.
3. **Морозов В.И., Пономарев А.Е., Рысев О.В.** Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. - М.: Физматлит, 1995. - 736 с.
4. **Fellerhoff J.R., Kohler S.M.** Development of a GPS-Aided Motion Measurement, Pointing and Stabilization System for a Synthetic Aperture Radar // Proc. of the 48-th Annual Meeting of the Institute of Navigation, June 1992.
5. **ГОСТ 20058-80.** Динамика летательных аппаратов в атмосфере. - М.: Издательство стандартов, 1981. - 52 с.
6. **Бромберг П.В.** Теория инерциальных систем навигации. - М.: Наука, ГРФМЛ, 1979. - 296 с.
7. **Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Гладкин С.М., Булгаков С.Л., Михеенков Ю.П., Голяев Ю.Д., Колбас Ю.Ю.** Улучшение эксплуатационных характеристик интегрированных навигационных систем на основе сильносвязанных схем демпфирования ошибок чувствительных элементов // XIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб: ЦНИИ «Электроприбор», 2006. - С. 111 - 120.
8. **Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Патрикеев А.П., Чернодаров А.В., Матюшин В.А., Переляев С.Е.** Объектно-ориентированная технология интеграции навигационных измерителей и ее реализация в бесплатформенной инерциальной системе БИНС-1000 на волоконно-оптических гироскопах // Материалы 16 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. - СПб: ГНЦ ЦНИИ «Электроприбор», 2008, - С. 21 -30.
9. **Колодежный Л.П., Чернодаров А.В.** Надежность и техническая диагностика. - М.: ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010. - 452 с.
10. **Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Чернодаров А.В., Патрикеев, Переляев С.Е.** Многоуровневая обработка сигналов волоконно-оптических гироскопов в бесплатформенных инерциальных навигационных системах // Материалы 15 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. - СПб: ЦНИИ «Электроприбор», 2008. - С.54 -56.
11. **Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Переляев С.Е.** Полунатурная отработка программно-математического обеспечения инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах // Гироскопия и навигация. – 2010. - № 4(71). - С. 19-31.