

В. И. КУЛАКОВА, С. А. НОЗДРИН, А. Ю. СОХАРЕВ, Д. В. ЦАРИК

## СИСТЕМА МИКРОНАВИГАЦИИ ДЛЯ ПОДДЕРЖКИ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ НА БОРТУ МАЛОГАБАРИТНОГО БПЛА

*Рассматривается задача построения интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы для поддержки радиолокатора с синтезированной апертурой бокового обзора, размещенного на борту малогабаритного беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Проанализированы основные особенности и факторы, которые необходимо учесть при разработке навигационной системы, эксплуатируемой в сложных условиях. Приводятся результаты летных испытаний и даны оценки точности системы микронавигации на базе микромеханических датчиков. При анализе использованы радиосигналы, отраженные от уголкового отражателя, а также радиолокационные изображения, полученные путем построения согласованного фильтра по данным системы микронавигации.*

**Ключевые слова:** синтез апертуры, микронавигация, сопровождение фазового центра антенны, микромеханические датчики.

### Введение

Принцип работы радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) основан на когерентном накоплении принятого радиосигнала в процессе перемещения приемной антенны [1–3]. Подобная когерентная обработка радиосигнала возможна только при наличии высокоточных данных относительно текущих координат фазового центра антенны (ФЦА). Координаты ФЦА могут быть определены с помощью бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), интегрированной со спутниковой навигационной системой (СНС). Подобные навигационные системы получили название систем микронавигации [4–11], поскольку они направлены на определение малых перемещений объекта (флуктуаций траектории).

Флуктуации траектории ФЦА в реальных условиях летной эксплуатации вызываются воздействием вибраций, порывов ветра, угловых колебаний самолета, случайных изменений модуля и направления вектора скорости и пр., которым в наибольшей степени подвержены малогабаритные носители. Это значительно усложняет задачу сопровождения ФЦА и, следовательно, выполнение условий когерентности радиосигнала в апертуре [12–14].

**Кулакова** Вероника Игоревна. Кандидат технических наук, начальник отдела – главный конструктор, ООО «Специальный технологический центр» (С.-Петербург).

**Ноздрин** Сергей Анатольевич. Инженер-программист, ООО «СТЦ».

**Сохарев** Артем Юрьевич. Ведущий научный сотрудник, ООО «СТЦ».

**Царик** Дмитрий Владимирович. Кандидат технических наук, начальник отдела, ООО «СТЦ».

В данной работе описывается синтезирование апертуры антенны, проводившееся на борту небольшого БПЛА «Орлан-10» производства ООО «СТЦ» [15] со следующими характеристиками:

- взлетная масса – 14 кг;
- масса полезной нагрузки – до 3 кг;
- воздушная скорость – 25-40 м/с;
- способ старта – с катапульты.

К факторам, оказывающим наибольшее влияние на сопровождение траектории ФЦА на борту подобного БПЛА, можно отнести [16]:

- воздействие сильных вибраций (до нескольких  $g$  по ускорениям и нескольких десятков  $^{\circ}/с$  по угловым скоростям вращения в диапазоне частот 50–150 Гц);
- резкое изменение спектра вибраций (амплитуды и частоты) при смене траектории движения БПЛА;
- непрерывные угловые колебания БПЛА с секундными периодами и амплитудой до  $5^{\circ}$ ;
- присутствие траекторных нестабильностей больших амплитуд, которые в зависимости от силы ветра могут достигать десятков сантиметров.

В работе делается акцент на основные способы обеспечения функционирования РСА бокового обзора в подобных сложных условиях. Приводятся результаты летных испытаний и даны оценки точности позиционирования ФЦА на борту БПЛА «Орлан-10» с помощью БИНС на базе микромеханических датчиков. Для анализа использованы радиосигналы, отраженные от уголкового отражателя, и радиолокационные изображения (РЛИ), полученные путем построения согласованного фильтра во временной области по данным системы микронавигации.

### Требования к системе микронавигации

При разработке системы микронавигации важно понимать, каким образом навигационная информация учитывается при синтезе апертуры, а также как погрешности позиционирования ФЦА сказываются на качестве РЛИ.

Как правило, РЛИ формируется как совокупность точечных объектов определенной яркости. Каждому  $i$ -му точечному объекту соответствует траекторный сигнал  $S_i(t)$  вида [1]

$$S_i(t) = U_i \cdot G(t) \cdot e^{-j[k2r_i(t)+\varphi_{0i}]}, \quad (1)$$

где  $U_i$ ,  $\varphi_{0i}$  – случайные амплитуда и начальная фаза сигнала;  $k = 2\pi/\lambda$  – волновое число;  $\lambda$  – длина радиоволны;  $G(t)$  – нормированная функция, характеризующая модуляцию сигнала диаграммой направленности антенны;  $r_i(t)$  – расстояние от объекта до положения ФЦА в момент времени  $t$ :

$$r_i(t) = \sqrt{(x_{APC}^L(t) - x_i^L)^2 + (y_{APC}^L(t) - y_i^L)^2 + (z_{APC}^L(t) - z_i^L)^2}, \quad (2)$$

где  $R_{APC}^L(t) = (x_{APC}^L(t), y_{APC}^L(t), z_{APC}^L(t))^T$  – координаты ФЦА в локальной декартовой системе координат ЛСК ( $L$ )  $ox^L y^L z^L$ , фиксированной относительно Земли (т.е. на всем

протяжении синтеза апертуры центр ЛСК и направления ее осей не меняются относительно Земли);  $R_i^L = (x_i^L, y_i^L, z_i^L)^T$  – координаты объекта в ЛСК.

Полный принятый антенной сигнал представляет собой суперпозицию сигналов, отраженных от всех объектов в зоне обзора диаграммой направленности антенны, и шума  $v(t)$ :

$$s(t) = \sum_{i=1}^K S_i(t) + v(t).$$

При этом оптимальный приемник сигнала  $i$ -го точечного объекта на интервале синтетизирования  $[t_0, t_0 + T]$  длительностью  $T$  позволит определить

$$Q_i = \left| \int_{t_0}^{t_0+T} s(t + \tau_i(t)) \cdot h_i(t)^* dt \right|, \quad h_i(t) = W(t) \cdot e^{-jk2\tilde{r}_i(t)}, \quad (3)$$

где  $Q_i$  – РЛИ объекта (выходной сигнал согласованной системы обработки);  $\tau_i(t)$  – задержка принимаемого сигнала относительно момента излучения зондирующих импульсов, определяемая расстоянием до объекта;  $h_i(t)$  – опорная функция, осуществляющая при комплексном сопряжении компенсацию изменения фазы траекторного сигнала за время синтеза апертуры,  $()^*$  обозначает комплексное сопряжение;  $W(t)$  – весовая функция;  $\tilde{r}_i(t)$  – измеренное по данным системы микронавигации расстояние от объекта до ФЦА (см. (2)). Отметим, что задержка  $\tau_i(t)$  в выражении (3) определятся как  $\tau_i(t) = 2 \cdot \tilde{r}_i(t) / c$ , где  $c$  – скорость распространения радиоволн.

Двумерное РЛИ является матрицей размерностью  $M \times N$ , где  $M$  – число элементов по дальности (перпендикулярно линии пути носителя), а  $N$  – число элементов по азимуту (вдоль линии пути носителя). Каждый элемент РЛИ с индексом  $(m, n)$ ,  $m = \overline{1, M}$ ,  $n = \overline{1, N}$ , несет в себе усредненную информацию о яркости соответствующего  $(m, n)$ -го элемента разрешения в координатах «дальность–азимут». При этом разрешение РСА по наклонной дальности определяется как  $\delta r = c / (2\Delta f)$ , где  $\Delta f$  – ширина спектра зондирующего импульса, в то время как разрешение по азимуту при условии прямолинейного движения – как  $\delta l_{m,n} = D_{m,n} \cdot \lambda / (2d \cdot \sin(\theta_{m,n}))$ , где  $D_{m,n}$  – дальность от центра апертуры до  $(m, n)$ -го элемента,  $\theta_{m,n}$  – угол наблюдения объекта, а  $d$  – размер синтезированной апертуры (пройденное ФЦА расстояние за время  $T$ ) [1]. Минимальное значение  $\delta l_{m,n}$  достигается при боковом обзоре, т.е. при угле наблюдения  $\theta_{m,n} = 90^\circ$ .

Формирование РЛИ по выражению (3) предполагает использование  $M \cdot N$  согласованных фильтров. При этом решающее значение играет точность измерения  $r_i(t)$ , поскольку она определяет, насколько фаза опорной функции  $h_i(t)$  будет повторять фазу траекторного сигнала  $S_i(t)$ . Рассогласование по фазе между принятым траекторным сигналом от  $i$ -го объекта и опорной функцией запишем следующим образом:

$$d\varphi_i(t) = \varphi_{si}(t) - \varphi_{hi}(t) = -2k(r_i(t) - \tilde{r}_i(t)) + \varphi_{0i} = -2k \cdot dr_i(t) + \varphi_{0i}, \quad (4)$$

где  $\varphi_{si}(t)$  – фаза сигнала  $S_i(t)$ , а  $\varphi_{hi}(t)$  – фаза сигнала  $h_i(t)$ ,  $dr_i(t) = r_i(t) - \tilde{r}_i(t)$  – погрешность измерения расстояния от объекта до ФЦА.

В общем случае считается, что для сохранения корреляционных свойств сигналов  $S_i(t)$  и  $h_i(t)$  разность их фаз (без учета постоянного фазового сдвига) по модулю долж-

на быть меньше, чем  $\pi/4$ , т.е. для погрешности измерения радиального расстояния должно выполняться условие  $|dr_i| \leq \lambda/16$  [1]. На практике (при работе в С-диапазоне) это означает, что определение расстояния от объекта до ФЦА должно быть выполнено с миллиметровой погрешностью.

В системе обработки сигналов РСА важно, является ли погрешность фазы  $d\varphi_i(t)$  линейной или нелинейной функцией времени, а также медленно или быстро она изменяется в течение времени синтезирования. При линейной  $d\varphi_i(t)$  выходной сигнал идентичен неискаженному выходному сигналу, но максимальное значение сигнала наблюдается в канале РСА, настроенном на другой точечный объект. Подобное смещение положения максимума отметки на РЛИ приводит только к погрешностям измерения координат объекта на РЛИ. В связи с этим решающую роль при построении РЛИ играют составляющие  $d\varphi_i(t)$  второго порядка (квадратичная) и выше (высокочастотная), следствием которых являются:

- уменьшение уровня выходного сигнала, что равносильно снижению энергетического потенциала РСА;
- ухудшение разрешающей способности РСА;
- снижение контрастности РЛИ (особенно когда  $d\varphi_i(t)$  представляет собой быструю случайную функцию);
- появление ложных отметок на РЛИ (когда  $d\varphi_i(t)$  представляет собой быструю периодическую функцию);
- полная потеря информативности формируемого РЛИ при больших погрешностях  $d\varphi_i(t)$ .

Необходимо отметить, что в радиолокации зачастую применяется специальная обработка радиолокационных данных (автофокусировка), которая позволяет компенсировать погрешности  $d\varphi_i(t)$  [1, 3]. При совместном использовании системы микронавигации и алгоритмов автофокусировки обычно сначала строится РЛИ по данным навигации, которое затем улучшается (повышается резкость) с помощью алгоритмов автофокусировки. Как правило, алгоритмы автофокусировки направлены на компенсацию медленной (как минимум квадратичной) составляющей погрешности  $d\varphi_i(t)$ . При этом часто используется параметрическая модель для  $d\varphi_i(t)$  (например, в виде полинома  $n$ -го порядка). Чем меньше число параметров в модели  $d\varphi_i(t)$ , тем лучше и быстрее сходимость алгоритмов автофокусировки. В этом случае основной задачей системы микронавигации становится устранение высокочастотной составляющей  $d\varphi_i(t)$ .

В данной работе автофокусировка при построении РЛИ не используется, однако отдельно будет анализироваться низкочастотная (квадратичная) и высокочастотная составляющие  $d\varphi_i(t)$ , чтобы сделать прогноз о достижимых длительностях синтезирования апертуры, если алгоритмы автофокусировки применяются для компенсации медленной составляющей  $d\varphi_i(t)$ .

Представленный выше анализ показывает, что для синтезирования апертуры необходима высокоточная информация о движении антенны относительно ее местоположения в момент старта накопления принятого ею радиосигнала. Погрешности определения начального положения ФЦА или линейный набег его координат не влияют на качество РЛИ, но приводят к погрешностям определения географических координат объектов на РЛИ. Основной задачей системы микронавигации является сопровождение малых (высокочастотных) перемещений ФЦА. Это означает,

что по сравнению со стандартными системами навигации микронавигация должна обладать большой полосой пропускания, передавать данные с высокой скоростью и минимальной задержкой, а также обеспечивать точную привязку навигационных решений к единому времени. Кроме того, для достижения заданных точностей необходимо выполнять пересчет навигационных решений в местоположение ФЦА, а для уменьшения погрешностей пересчета желательно устанавливать инерциальные датчики в непосредственной близости от антенны РСА.

### Общее описание системы микронавигации

Структурная схема системы микронавигации представлена на рис. 1 [8].

Ключевым элементом БИНС является инерциальный измерительный модуль (ИИМ), содержащий трехосные акселерометр и гироскоп. При размещении БИНС на малогабаритном БПЛА выбор ИИМ ограничивается классом микромеханических (MEMS) датчиков, так как его вес не должен превышать 100 г.

В состав микронавигационной системы входит приемник СНС, данные с которого являются источником временной привязки навигационных данных и позволяют реализовать оценку и коррекцию погрешностей БИНС. Как следует из рис. 1, инерциально-спутниковая система строится по схеме комплексирования компенсационного типа, центральной частью которой является фильтр Калмана (ФК) [17, 18]. ФК решает задачу оценивания погрешностей БИНС на фоне погрешностей СНС с использованием моделей погрешностей БИНС и СНС. Чтобы обеспечить большую численную устойчивость к погрешностям машинного округления и избежать операции обращения матриц, была выбрана UD-реализация расширенного фильтра Калмана [19].

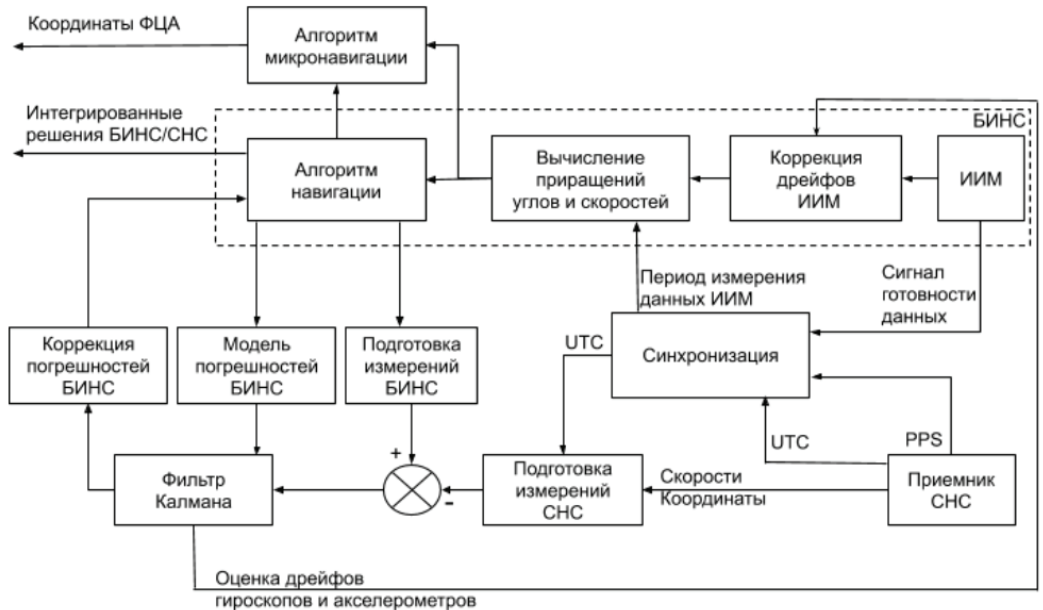


Рис. 1. Структурная схема системы микронавигации

Система микронавигации предоставляет как интегрированные навигационные решения БИНС/СНС, содержащие координаты, скорости и ориентацию ИИМ, так

и координаты ФЦА  $R_{APC}^L(t)$ , которые формируются специальным алгоритмом микронавигации. Его особенность заключается в том, что счисление траектории ФЦА на интервале синтезирования выполняется в автономном режиме работы БИНС при одновременном нивелировании медленных составляющих погрешности с использованием данных БИНС/СНС. Подробное описание алгоритма микронавигации представлено ниже.

Принципы построения БИНС/СНС широко описаны в литературе [17, 18], поэтому далее рассмотрены только задачи обеспечения высокоточного позиционирования ФЦА в заданных условиях эксплуатации.

### *Инерциальный измерительный модуль*

Выбор ИИМ является сложной задачей, так как его параметры в значительной степени определяют характеристики БИНС. Для поставленной задачи был выбран ИИМ на базе MEMS-технологии со следующими характеристиками:

- частота обновления данных – 1000 Гц;
- полоса пропускания измерителей – 200 Гц;
- стабильность дрейфа нулевого сигнала гироскопов –  $1^\circ/\text{ч}$ ;
- спектральная плотность мощности шума гироскопов –  $0,2^\circ/\sqrt{\text{ч}}$ ;
- стабильность дрейфа нулевого сигнала акселерометров –  $0,1 \text{ mg}$ ;
- спектральная плотность мощности шума акселерометров –  $0,1 \text{ м/с}/\sqrt{\text{ч}}$ .

При работе системы микронавигации выполняется непрерывная коррекция дрейфов акселерометров и гироскопов по их оценкам в ФК.

### *Блок вычисления приращений углов и скоростей*

В данном блоке выполняется интегрирование показаний гироскопов и акселерометров методом Симпсона с коррекцией вибрационной погрешности интегрирования [17]. Вибрации вызывают целый ряд погрешностей БИНС, в частности обусловленных такими явлениями, как «coning», «sculling» и «scrolling» [17]. «Coning» – коническое или близкое к нему движение в инерциальном пространстве одной из гироскопических осей, «sculling», «scrolling» – комбинации линейного движения и вращения, при которых возникают погрешности численного интегрирования. На выходе блока вырабатываются приращения углов и скоростей, которые поступают в алгоритмы навигации и микронавигации.

### *Блок синхронизации*

Блок синхронизации позволяет привязать навигационные решения ко всемирному координированному времени (UTC), а также оценить уход частоты выдачи данных ИИМ от номинального значения. При этом проведенные исследования показали, что для целей синтезирования апертуры на борту маневренного носителя точность привязки навигационных решений к единому времени должна быть не хуже 1 мс. Необходимость оценки частоты выдачи данных ИИМ связана с тем, что начальная погрешность частоты выдачи для MEMS-датчиков лежит в широком диапазоне зна-



чений (до 0,05% от номинального значения), а также может медленно меняться со временем, например при изменении температуры. Период выдачи данных входит в уравнения счисления координат, скоростей и ориентации объекта как шаг дискретизации, и неточности в его знании могут привести к накоплению существенных погрешностей в их определении при вибрациях или маневре носителя. Для оценки действительной частоты выдачи данных используется импульс секундной метки времени (PPS), который поступает 1 раз в секунду от СНС с погрешностью 50 нс. Высокая точность и стабильность выдачи сигнала PPS позволяют отсчитать некоторый отрезок времени и сопоставить его с количеством данных, поступивших от ИИМ, получив в результате более точное значение частоты выдачи данных ИИМ.

### Блок подготовки измерений

Корректная подготовка измерений перед их обработкой оказывает существенное влияние на работу интегрированной системы. Задача блока подготовки измерений – исключить все отличия, которые могут быть вызваны, кроме самих погрешностей БИНС, такими факторами как временное рассогласование, сбои в работе измерителей, неучтенная фильтрация в приемнике СНС, взаимное расположение ИИМ и приемной антенны СНС в пространстве. Надо отметить, что учет этих факторов более важен при определении скоростей, чем при определении координат. Погрешность определения скоростей приемником СНС составляет единицы см/с, что, как будет показано ниже, соизмеримо с погрешностью, которая может возникнуть при измерении скоростей на борту маневренного носителя под влиянием указанных факторов.

Приемник СНС измеряет скорости фазового центра своей приемной антенны, пересчитать которые в центр масс (ЦМ) ИИМ можно по следующей формуле [17]:

$$\hat{V}_{GNSS}^N = V_{GNSS}^N + dV = V_{GNSS}^N + C_B^N (\omega_{NB}^B \times) I_{GNSS}^B,$$

где  $V_{GNSS}^N$  – вектор скорости по данным СНС в навигационной системе координат (НСК) ( $N$ );  $dV$  – поправка к вектору скорости;  $I_{GNSS}^B$  – вектор, соединяющий ЦМ ИИМ и ФЦА приемной антенны СНС, заданный в связанной с осями ИИМ системе координат (ССК) ( $B$ );  $C_B^N$  – матрица направляющих косинусов для перехода из ССК в НСК;  $\omega_{NB}^B$  – вектор измерений угловой скорости объекта относительно НСК в осях ССК;  $(\omega_{NB}^B \times)$  – косоугольная матрица, соответствующая вектору  $\omega_{NB}^B$ .

На рис. 2 представлен пример величины поправки к вектору скорости для одной из горизонтальных составляющих скорости СНС, вычисленной в полете на борту «Орлан-10», при размещении приемной антенны СНС относительно ИИМ на 83 см ближе к хвосту, на 15 см ближе к левому крылу и на 4 см ниже. Видно, что поправка значительна по сравнению с погрешностью измерения скорости приёмником СНС, которая равна 0,05 м/с, поэтому важно ее учитывать при формировании разностных измерений.

Как правило, приемник СНС выдает навигационные параметры с некоторой задержкой, которая складывается из двух основных составляющих: время, необходимое на вычисления в приемнике, и время на передачу данных. В общем случае задержка поступления данных СНС может достигать нескольких сотен миллисекунд,

что приводит к большим погрешностям при формировании разностного измерения, особенно для маневренного объекта. В данном случае был применен субоптимальный алгоритм учета задержки измерений, который использует привязку измерений к PPS. Соответствующая ему диаграмма состояний ФК показана на рис. 3. Алгоритм является субоптимальным, поскольку оценки погрешностей БИНС вырабатываются и применяются для коррекции с запаздыванием (в момент времени  $t_m$ ) относительно времени, которому они соответствуют (момент  $t_p$ ). Это допустимо, так как спектр погрешностей БИНС лежит в области низких частот. Кроме того, алгоритм не увеличивает вычислительную нагрузку, позволяет учитывать любые задержки, не превышающие периода измерений (одна секунда при работе с СНС), а также нечувствителен к колебанию задержки (джиттеру).

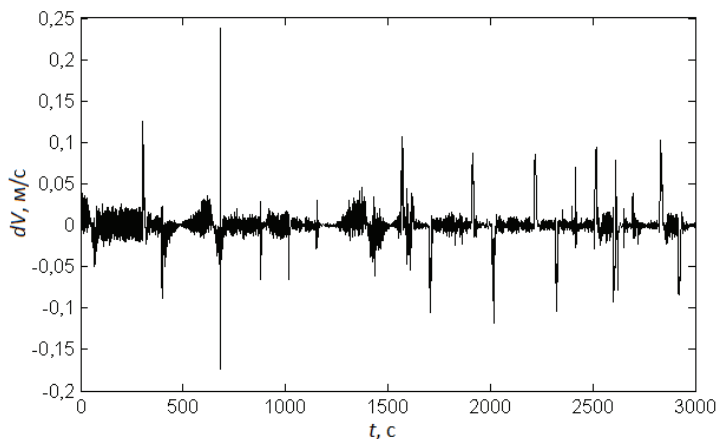


Рис. 2. Поправка к горизонтальной составляющей скорости СНС за счет пересчета данных в ЦМ ИИМ



Рис. 3. Диаграмма состояний ФК

Помимо привязки измерений к моменту PPS для полной компенсации временно-го рассогласования измерений необходимо также учитывать, что приемники СНС



обладают узкой полосой пропускания и, следовательно, измеряют скорости, усредненные за некоторый промежуток времени. Для того чтобы оценить влияние фильтрации на задержку между скоростями, полученными от приемника СНС, и выработанными БИНС, необходимо ввести оценку задержки в вектор состояния ФК. На рис. 4. показан пример оценки задержки получения скорости от СНС с помощью ФК относительно момента прихода PPS. Видно, что данные СНС имеют дополнительную задержку порядка 50 мс в измерениях скоростей.

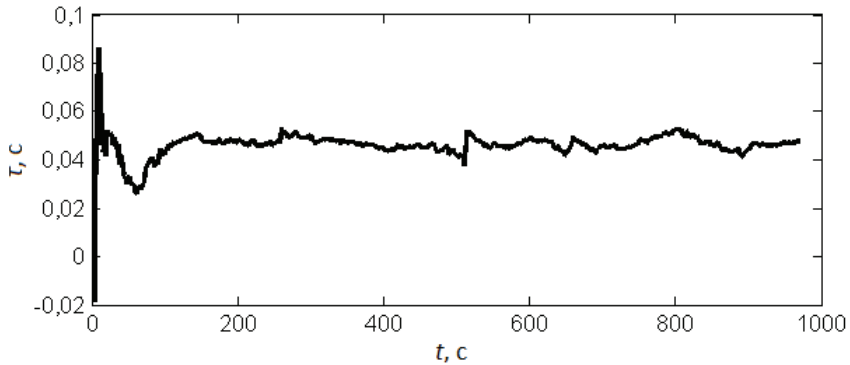


Рис. 4. Оценка задержки скорости СНС в ФК

Данные меры позволяют достичь высокой точности временного согласования измерений.

При воздействии внешних помех или затенении антенны СНС возможны сбои в работе приемника СНС. Необходимо отбрасывать заведомо некорректные данные на входе ФК. Для определения некорректных измерений используется статистика невязки наблюдаемого параметра по данным БИНС и СНС [19].

#### Алгоритм микронавигации

Алгоритм микронавигации работает на частоте 500 Гц. Его особенность заключается в том, что относительное движение антенны считается в ЛСК  $ox^L-y^L-z^L$ . Кроме того, оно осуществляется в автономном режиме работы БИНС (т.е. без списаний накопленных погрешностей в выработке скоростей, координат и ориентации), чтобы избежать разрывов (скачков) в фазе опорной функции  $h_i(t)$  (см. (3)) и ее первой производной (частоте) [10]. В [10] предлагается с заданным периодом, превышающим интервал синтезирования  $T$ , проводить переинициализацию состояния автономной БИНС по данным БИНС/СНС, т.е. списывать накопленные погрешности. Подобный подход применим, если набег погрешностей автономной БИНС за время  $T$  незначителен, что не может быть реализовано с использованием MEMS ИИМ или на длительных интервалах  $T$ . По этой причине авторы [11] добавили в алгоритм микронавигации упрощенный ФК без обратной связи для оценки погрешности в автономных измерениях координат на интервале  $T$ . Алгоритм микронавигации инициализируется в момент начала синтеза апертуры по данным БИНС/СНС, затем дополнительный ФК корректируется раз в секунду по данным СНС. Полученная оценка погрешности

измерения координат сглаживаются и используется для коррекции измерений автономной БИНС на выходе алгоритма микронавигации. В настоящей работе предлагается более простой подход: с помощью данных БИНС/СНС выполняется компенсация дрейфа в измерениях автономной БИНС через аппроксимацию невязки двух измерений полиномом второго порядка. Отметим, что согласно рис. 1 на вход алгоритма микронавигации поступают измерения акселерометров и гироскопов после коррекции их дрейфов по оценкам, полученным в ФК интегрированной системы БИНС/СНС.

Алгоритм счисления  $R_{APC}^L(t)$  сводится к следующим шагам.

1. В момент начала синтеза апертуры  $t_0$  инициализируется ЛСК по данным интегрированной системы БИНС/СНС, а именно:
  - фиксируются геодезические координаты центра ЛСК в ЦМ ИИМ: широта  $B_L = B_{SINS/GNSS}(t_0)$ , долгота  $L_L = L_{SINS/GNSS}(t_0)$  и высота  $H_L = H_{SINS/GNSS}(t_0)$ ;
  - вычисляется матрица направляющих косинусов  $C_E^L$  для перехода из прямоугольной гринвичской земной системы координат ЗСК ( $E$ ) в ЛСК;
  - инициализируется вектор координат ЦМ ИИМ в ЛСК:  $R_{IMU}^L(t_0) = (0, 0, 0)^T$ .
2. На интервале  $[t_0, t_0 + T]$  выполняется счисление траектории движения ЦМ ИИМ в ЛСК по данным БИНС, работающей в автономном режиме:

$$R_{a\ IMU}^L(t) = R_{IMU}^L(t_0) + \int_{t_0}^t C_E^L \cdot V_{SINS}^E(\tau) \cdot d\tau, \quad t \in [t_0, t_0 + T],$$

где  $V_{SINS}^E(t)$  – вектор скорости по данным БИНС в ЗСК.

3. С помощью данных БИНС/СНС выполняется компенсация медленного дрейфа в измерениях  $R_{a\ IMU}^L(t)$ , возникающего за счет накопления погрешностей при автономной работе БИНС. Для этого выполняется счисление траектории ФЦА по измерениям скоростей в интегрированном режиме:  $R_{i\ IMU}^L(t) = R_{i\ IMU}^L(t_0) + \int_{t_0}^t C_E^L \cdot V_{SINS/GNSS}^E(\tau) \cdot d\tau$ ,  $t \in [t_0, t_0 + T]$ . Затем определяется расхождение между автономным и интегрированным измерениями  $\Delta R_{IMU}^L(t) = R_{a\ IMU}^L(t) - R_{i\ IMU}^L(t)$  и вносится коррекция  $R_{IMU}^L(t) = R_{a\ IMU}^L(t) - p(t)$ , где  $p(t)$  – аппроксимация  $\Delta R_{IMU}^L(t)$  полиномом второго порядка. Второй порядок полинома выбран исходя из того, что погрешности автономной БИНС на коротких интервалах времени имеют в основном квадратичный характер [17].
4. Выполняется расчет координат перемещения ФЦА:

$$R_{APC}^L(t) = R_{IMU}^L(t) + I_{APC}^L(t) = R_{IMU}^L(t) + C_E^L \cdot C_B^E(t) \cdot I_{APC}^B,$$

где  $I_{APC}^B$  – вектор, соединяющий ЦМ ИИМ и ФЦА, заданный в ССК;  $I_{APC}^L$  – вектор  $I_{APC}$ , заданный в ЛСК;  $C_B^E(t)$  – матрица направляющих косинусов для перехода из ССК в ЗСК.

## Результаты летных испытаний

Во время летных испытаний разработанная система микронавигации обеспечивала работу РСА бокового обзора, размещенного на борту БПЛА «Орлан-10». На рис. 5 отображено взаимное расположение ИИМ, приемной антенны СНС и приемно-передающей антенны РСА. ИИМ размещен в центроплане и жестко прикреплен к лонжерону, приемная антенна СНС закреплена сверху хвостовой балки, а рабочие антенны РСА расположены с двух сторон БПЛА вдоль фюзеляжа, что позволяет делать обзор со стороны как правого, так и левого борта. Основные параметры РСА представлены в таблице.

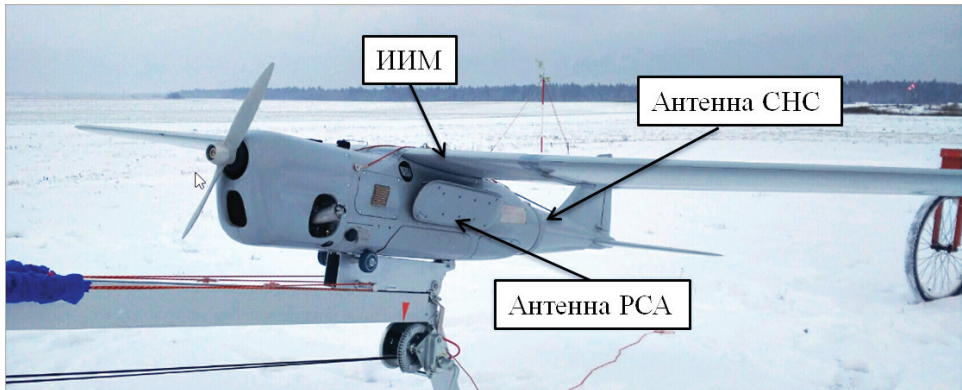


Рис. 5. Взаимное расположение элементов на борту БПЛА

Т а б л и ц а

### Основные параметры РСА

Характеристика	Значение
Несущая частота	5300 МГц
Ширина спектра зондирующего импульса	200 МГц
Частота повторения импульсов	15 кГц
Режим работы	Импульсный, бокового обзора
Ширина диаграммы направленности антенны в азимуте	10°
Импульсная мощность передатчика	30 Вт
Максимальная дальность обзора	7-9 км
Ширина полосы обзора земной поверхности	6 км
Масса	2,5 кг

Из представленных в таблице характеристик следует, что разрешение РСА по наклонной дальности составляет  $\delta r = 0,75$  м в полосе обзора земной поверхности от 3 до 9 км. Для обеспечения такого же разрешения по азимуту на дальности 9 км требуется синтезировать апертуру длиной 340 м, что при скорости БПЛА 30 м/с соответствует  $T \approx 11$  с. Поскольку длина радиоволны  $\lambda = 5,6$  см, необходимо, чтобы система микронавигации обеспечила погрешность позиционирования ФЦА в радиальном направлении не более 3,5 мм за это время.

Частота повторения зондирующих импульсов определяет максимальную частоту дискретизации траекторного сигнала по каждому  $i$ -му элементу дальности (частоту измерений вдоль линии пути носителя). В целях повышения помехоустойчивости, а также уменьшения вычислительной нагрузки осуществлялось накопление шести-

десяти последовательных отсчетов траекторного сигнала, соответствующих одному элементу дальности. Таким образом, частота дискретизации траекторного сигнала при построении РЛИ составляла  $15000 \text{ Гц}/60 = 250 \text{ Гц}$ . Во время экспериментов велась запись усредненных отсчетов траекторного сигнала на частоте 250 Гц для каждого канала дальности. В дальнейшем данные обрабатывались в пакете MATLAB в режиме постобработки.

### Эксперимент с уголковым отражателем

Оценить погрешности микронавигации можно по радиосигналу, отраженному от объекта с высоким коэффициентом отражения, например уголкового отражателя (УО), который установлен на отдалении от других подобных объектов. Это приводит к появлению «светящихся» точек на РЛИ. В данном случае принятый сигнал  $s(t + \tau_b(t))$ , где  $\tau_b(t)$  рассчитывается для известных координат УО, будет содержать зашумленный траекторный сигнал, отраженный от УО  $S_b(t)$  (см. выражение (1)):

$$s(t + \tau_b(t)) \approx S_b(t) + v(t).$$

Таким образом, эталонное расстояние от ФЦА до УО  $r_b(t)$  можно рассчитать по фазе сигнала  $s(t + \tau_b(t))$ . Тогда погрешность позиционирования ФЦА в направлении на УО запишем следующим образом:

$$d r_b(t) = r_b(t) - \tilde{r}_b(t),$$

где  $\tilde{r}_b(t)$  – радиальное расстояние, измеренное по данным микронавигации о координатах ФЦА  $R_{APC}^L(t)$  и известных координатах УО.

Определим высокочастотную составляющую эталонного расстояния ФЦА относительно УО (траекторные нестабильности) как  $r_b'(t) = r_b(t) - a(t)$ , где  $a(t)$  – аппроксимация  $r_b(t)$  полиномом второго порядка, и высокочастотную составляющую погрешности позиционирования ФЦА в радиальном направлении по данным системы микронавигации –  $d r_b'(t) = d r_b(t) - b(t)$ , где  $b(t) - d r_b(t)$  аппроксимация полиномом второго порядка. По аналогии введем  $\tilde{r}_b'(t)$  как высокочастотную составляющую  $\tilde{r}_b(t)$ .

На рис. 6 представлен траекторный анализ движения ФЦА на интервале длительностью 13 с. На рис. 6, а показан отрезок траектории БПЛА в ЛСК, на котором была синтезирована апертура. Здесь ось  $y^L$  направлена по линии пути, ось  $z^L$  – по геодезической вертикали вверх, а ось  $x^L$  дополняет систему до правой. Средняя путевая скорость БПЛА составляла 25 м/с, высота полета – 1000 м. На рассматриваемом отрезке БПЛА пролетел 334 м вдоль линии пути, отклоняясь от прямолинейного движения на 25 см. Дальность до УО составляет 3980 м. На рис. 6, б представлены траекторные нестабильности  $r_b'(t)$ ,  $\tilde{r}_b'(t)$  за время синтеза апертуры, которые достигают по амплитуде 8 см, что значительно превышает длину радиоволны. При этом измеренные системой микронавигации траекторные нестабильности  $\tilde{r}_b'(t)$  (красная линия) точно повторяют эталонные значения  $r_b'(t)$  (черная линия). На рис. 6, в черной линией обозначена погрешность позиционирования ФЦА в радиальном направлении  $d r_b(t)$ . Погрешность  $d r_b(t)$  имеет значительную квадратичную составляющую,

величина которой на начальном и конечном участках формирования апертуры относительно ее центра достигает 1 см, что говорит о невыполнении условий когерентности сигнала в апертуре при  $T = 13$  с. При этом высокочастотная составляющая погрешности позиционирования ФЦА  $dr_b'(t)$  (красная линия на рис. 6, в) не выходит за заданные пределы 3,5 мм. Таким образом, при использовании квадратичной автофокусировки будет возможен синтез апертуры при  $T = 13$  с. Это означает, что система микронавигации успешно решает основную свою задачу – определение высокочастотных флюктуаций траектории ФЦА. Если не использовать автофокусировку при построении РЛИ, то можно говорить об интервале когерентности длительностью 6 с, поскольку требование  $dr_b(t) \leq 3,5$  мм выполняется лишь при  $T \leq 6$  с. Примеры реализаций  $dr_b(t)$  для этих случаев представлены на рис. 6, з. При этом достижимое разрешение по азимуту на дальности 9 км  $\delta l \approx 1,4$  м.

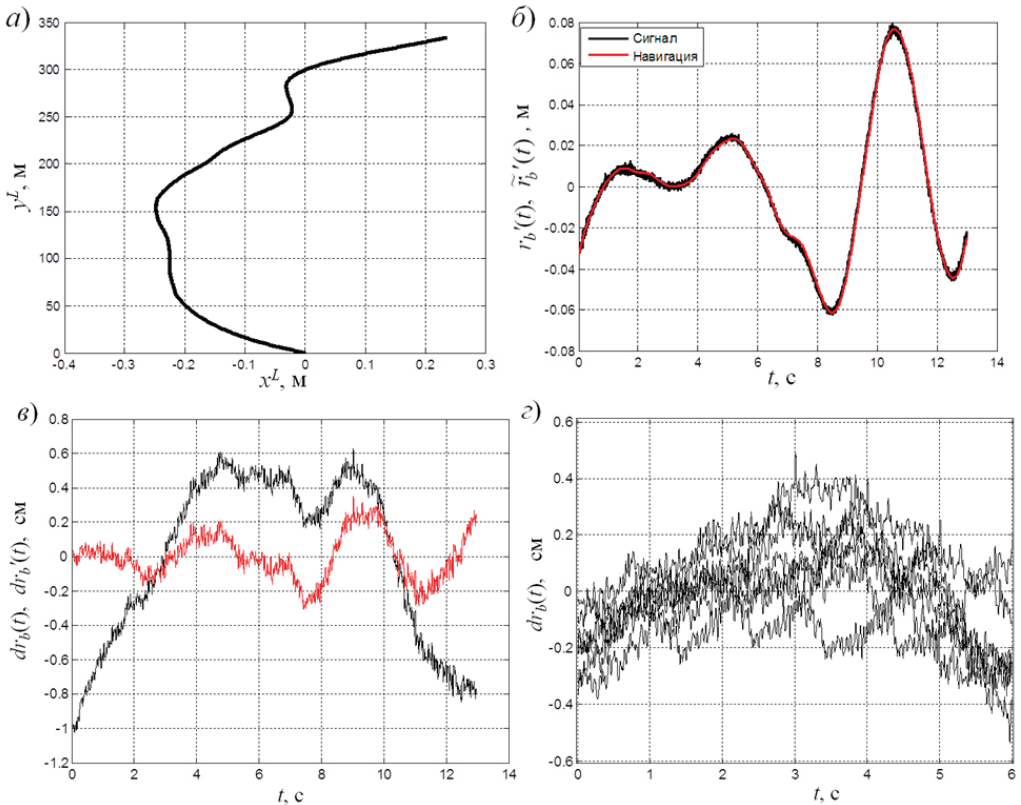


Рис. 6. Результаты синтезирования апертуры: отрезок траектории БПЛА в ЛСК (а), траекторные нестабильности ФЦА  $r_b(t)$ ,  $\tilde{r}_b'(t)$  (б), погрешность позиционирования ФЦА  $dr_b(t)$  и ее высокочастотная составляющая  $dr_b'(t)$  (в), пример реализаций  $dr_b(t)$  при  $T = 6$  с (з)

На рис. 7. показано РЛИ вблизи УО, построенное по выражению (3) при  $T = 6$  с, что при скорости 25 м/с соответствует длине апертуры  $d = 150$  м и разрешению по азимуту вблизи УО  $\delta l = 0,7$  м. Высокое качество полученного изображения говорит о выполнении условий когерентности сигнала в апертуре.





Рис. 7. РЛИ в области УО при  $T = 6$  с (длина апертуры 150 м). Шаг по дальности и азимуту – 0,6 м. Дальность до УО – 3980 м

### Эксперимент с четырьмя уголковыми отражателями

Чтобы оценить достижимое разрешение РСА с опорой на систему микронавигации был поставлен эксперимент с четырьмя небольшими УО (с длиной стороны 20 см), расположенными по треугольнику с шагом 4 м. Схема расположения четырех УО показана на рис. 8, а. Полет проходил на высоте 1000 м со средней путевой скоростью 41 м/с. В момент синтеза апертуры дальность до группы УО составляла 4470 м. При длительности синтезирования  $T = 6$  с длина апертуры  $d = 246$  м, что соответствует разрешению по азимуту вблизи группы УО  $\delta l = 0,5$  м.

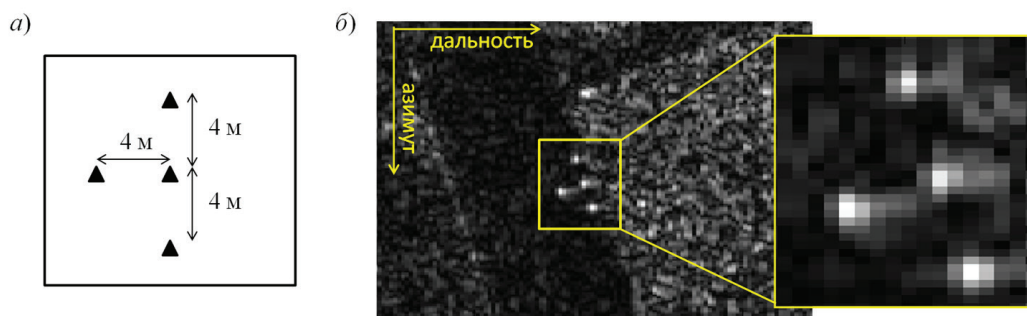


Рис. 8. Схема расположения четырех уголковых отражателей (а) и их РЛИ при  $T = 6$  с (б). Шаг по дальности – 0,6 м, шаг по азимуту – 0,3 м

На рис. 8, б показано полученное РЛИ группы УО (шаг по дальности – 0,6 м, шаг по азимуту – 0,3 м). Видно, что четыре уголка хорошо определяются на РЛИ, при этом полученное разрешение по азимуту соответствует расчетному значению  $\delta l = 0,5$  м. На рис. 9 представлено РЛИ большего размера (шаг по дальности и азимуту – 0,6 м). Как и в предыдущем эксперименте, получено высокое качество изображения.



На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы о результатах эксперимента.

1. Длительность синтезирования апертуры антенны по данным системы микронавигации составляет 6 с. При этом размер синтезированной апертуры и угловое разрешение РСА будут определяться скоростью БПЛА.
2. Определение высокочастотных флуктуаций траектории ФЦА обеспечивается на интервалах до 13 с. Это означает, что при использовании квадратичной автофокусировки появляется возможность обеспечения когерентности сигнала в апертуре на этих длительностях.
3. Без использования данных БИНС даже при полном исключении квадратичной составляющей погрешности позиционирования ФЦА (например, при работе квадратичной автофокусировки) невозможно выполнить условия для синтезирования апертуры, так как высокочастотные траекторные нестабильности ФЦА достигают по амплитуде 8 см.

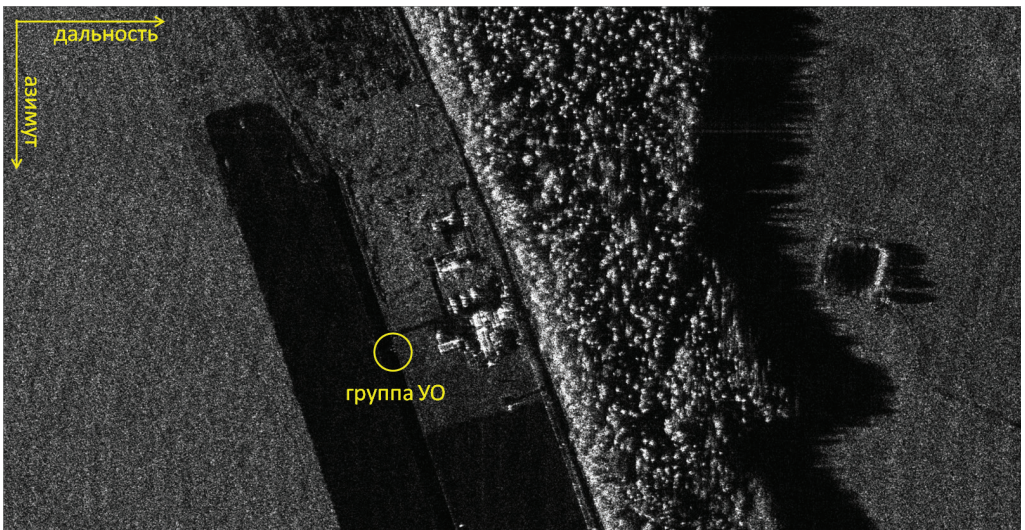


Рис. 9. РЛИ в области группы отражающих уголков при  $T = 6$  с  
Шаг по дальности и азимуту – 0,6 м. Дальность до центра РЛИ – 4600 м

## Выводы

Представлены результаты разработки системы микронавигации для обеспечения работы РСА бокового обзора при размещении на малогабаритном БПЛА. Приведены результаты летных испытаний и даны оценки точности позиционирования ФЦА на борту БПЛА «Орлан-10» с помощью разработанной интегрированной системы БИНС/СНС на базе микромеханических датчиков. Эксперименты подтвердили возможность высокоточного определения траектории ФЦА на длительностях до 6 с и ее высокочастотной флуктуации на длительностях до 13 с. Этим результатам удалось достичь за счет правильного выбора ИИМ, точной временной синхронизации данных, учета плеча между ИИМ и ФЦА, а также специального алгоритма численного траектории ФЦА, которое выполняется в автономном режиме работы БИНС при одновременном нивелировании медленных составляющих погрешности с использованием данных интегрированной системы БИНС/СНС.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю.** Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
2. **Антипов В.И., Горяинов В.Т., Кулин А.Н. и др.** Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны / Под ред. В.Т. Горяинова. М.: Радио и связь, 1988.
3. **Carrera, W.G., Goodman, R. S., and Majewski, R.M.,** Spotlight synthetic aperture radar: signal processing algorithms. Artech House, Boston, 1995.
4. **Kennedy, Th.A.,** Strapdown inertial measurement units for motion compensation for synthetic aperture radars, *IEEE AES Magazine*, 1988, vol. 3, no. 10, pp. 32–35.
5. **Билик В.В., Коврегин В.Н., Чернодаров А.В., Патрикеев А.П.** Пространственно-распределенная система микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой // XVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2011. С. 185–194.
6. **Красильщиков М.Н., Козорез Д.А., Сыпало К.И., Самарин О.Ф., Савостьянов В.Ю.** К проблеме высокоточного позиционирования фазового центра антенны многофункциональной бортовой РЛС авиационного базирования // Гироскопия и навигация. 2013. № 2. С. 14–30.
7. **Булгаков С.Л., Михеенков Ю.П., Крючков В.Н., Федоскин О.И., Хилевич Д.А.** Инерциально-спутниковая навигационная система для РЛС с синтезированной апертурой // XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2012. С. 163–168.
8. **Кулакова В. И., Сохарев А.Ю.** Навигационная система для сопровождения траектории движения антенны на малогабаритном БЛА // Успехи современной радиоэлектроники. 2017. № 10. С. 5–14.
9. **Cao Fuxiang and Bao Zheng,** Analysis and simulation of GPS/SINU integrated system for airborne SAR motion compensation, *Proceedings of the 2001 CIE International Conference on Radar*, Beijing, China, 2001, pp. 1173–1177.
10. **Tan, G.W.,** Motion compensation research based on motion sensors, *International Conference on Multimedia Technology*, Ningbo, China, 2010, pp. 1–4.
11. **Chen, L., Liu, Z., and Fang, J.,** An accurate motion compensation for SAR imagery based on INS/GPS with dual-filter correction, *Journal of Navigation*, 2019, pp. 1–18.
12. **Fan, B., Ding, Z., Gao, W., and Long, T.,** An improved motion compensation method for high resolution UAV SAR imaging, *Sci. China Inf. Sci.*, 2014, vol. 57, no. C, pp. 1–13.
13. **Aguasca, A., Acevo-Herrera, R., Broquetas, A., Mallorqui, J. J., and Fabregas, X.,** ARBRES: light-weight CW/FM SAR sensors for small UAVs, *MDPI*, 2013, vol. 13, no. 3, pp. 3204–3216.
14. **Zhang, L., Qiao, Z. J., Xing, M., Yang, L., and Bao, Z.A.,** Robust motion compensation approach for UAV SAR imagery, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2012, vol. 50, no. 8, pp. 3202–3218.
15. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Орлан-10>.
16. **Кулакова В.И.** Способ экспериментальной проверки точности определения навигационной системой параметров движения фазового центра антенны на борту БПЛА // Гироскопия и навигация. 2018. №4. С. 43–57.
17. **Savage, P.G.,** *Strapdown analytics*. Parts 1 and 2, Maple Plain, MN: Strapdown Associates, 2000.
18. **Емельянцева Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор». 2016.
19. **Колодежный Л.П., Чернодаров А.В.** Надежность и техническая диагностика. М.: ВВА имени проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010. 452 с.

**Kulakova, V.I., Nozdrin, S.A., Sokharev, A.Yu., and Tsarik, D.V.** (Special Technological Center (STC) LLC, St. Petersburg, Russia)

Micronavigation System to Support a Radar with Synthetic Aperture aboard a Small UAV, *Гироскопия и Навигация*, 2019, vol. 27, no. 4 (107), pp. 130–146.

**Abstract.** The paper describes the experience of constructing an integrated INS/GNSS navigation system for supporting a radar with a synthesized side-view aperture, located aboard a small-sized unmanned aerial vehicle (UAV). Key features and factors that should be taken into account when

developing a navigation system operated under severe conditions are studied. Flight test results are presented, including the estimates of MEMS-based micronavigation system accuracy. The analysis is based on the radio signals reflected from angle reflectors, as well as radar images obtained by constructing a matched filter based on the micronavigation system data.

**Key words:** aperture synthesis, micronavigation, antenna phase center track-ing, MEMS.

#### REFERENCES

1. **Kondratenkov, G.S. and Frolov, A.Yu.,** *Radiovidenie. Radiolokatsionnye sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* (Radiovision. Radar systems for remote probing of the Earth), Moscow: Radiotekhnika, 2005.
2. **Antipov, V.I., Goryainov, V.T., Kulin, A.N. et al.,** *Radiolokatsionnye stantsii s tsifrovym sintezirovaniem apertury anteny* (Radar stations with digital synthesis of antenna aperture), V.T. Goryainov ed., Moscow: Radio i svyaz', 1988.
3. **Carrera, W.G., Goodman, R.S., and Majewski, R.M.,** *Spotlight synthetic aperture radar: signal processing algorithms*, Boston: Artech House, 1995.
4. **Kennedy, Th.A.,** Strapdown inertial measurement units for motion compensation for synthetic aperture radars, *IEEE AES Magazine*, 1988, vol. 3, no. 10, pp. 32–35.
5. **Bilik, V.V., Kovregin, V.N., Chernodarov, A.V. and Patrikeev, A.P.,** A spatially distributed micronavigation system for a synthetic-aperture radar, *Proceedings of the 18th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2011, pp. 185–194.
6. **Krasilshchikov, M.N., Kozorez, D.A., Sypalo, K.I., Samarin, O.F. and Savost'yanov, V.Yu.,** High-accuracy positioning of phase center of multifunction airborne radar antenna, *Gyroskopy and Navigation*, 2013, no. 3, pp. 164–173.
7. **Bulgakov, S.L., Mikheenkov, Yu.P., Kryuchkov, V.N., Fedoskin, O.I. and Khilevich, D.A.,** Inertial-satellite navigation system for synthetic aperture radar, *Proceedings of the 19th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, 2012, pp. 163–168.
8. **Kulakova, V.I. and Sokharev, A.Yu.,** Navigation system for antenna tracking onboard a small UAV, *Uspekhi sovremennoi elektroniki*, 2017, no. 10, pp. 5–14.
9. **Cao Fuxiang and Bao Zheng,** Analysis and simulation of GPS/SINU integrated system for airborne SAR motion compensation, *Proceedings of the 2001 CIE International Conference on Radar*, Beijing, China, 2001, pp. 1173–1177.
10. **Tan, G.W.,** Motion compensation research based on motion sensors, *International Conference on Multimedia Technology*, Ningbo, China, 2010, pp. 1–4.
11. **Chen, L., Liu, Z., and Fang, J.,** An accurate motion compensation for SAR imagery based on INS/GPS with dual-filter correction, *Journal of Navigation*, 2019, vol. 72, no. 6, pp. 1399–1416.
12. **Fan, B., Ding, Z., Gao, W., and Long, T.,** An improved motion compensation method for high resolution UAV SAR imaging, *Science China Information Sciences*, 2014, vol. 57, no. 12, pp. 1–13.
13. **Aguasca, A., Acevo-Herrera, R., Broquetas, A., Mallorqui, J.J., and Fabregas, X.,** ARBRES: light-weight CW/FM SAR sensors for small UAVs, *Sensors*, 2013, vol. 13, no. 3, pp. 3204–3216.
14. **Zhang, L., Qiao, Z. J., Xing, M., Yang, L., and Bao, Z.A.,** A robust motion compensation approach for UAV SAR imagery, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2012, vol. 50, no. 8, pp. 3202–3218.
15. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Orlan-10>.
16. **Kulakova, V.I.,** Method of experimental verification of accuracy of UAV antenna phase center motion parameters determined by navigation system, *Gyroskopy and Navigation*, 2018, vol. 9, no. 4, pp. 334–343.
17. **Savage, P.G.,** *Strapdown Analytics. Parts 1 and 2*, Maple Plain, MN: Strapdown Associates, 2000.
18. **Emel'yantsev, G.I., and Stepanov, A.P.,** *Integrirovannyye inertsiyal'no-sputnikovyye sistemy orientatsii i navigatsii* (Integrated inertial satellite systems of orientation and navigation), V.G. Peshekhonov, Ed., Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2016.
19. **Kolodezhnyi, L.P. and Chernodarov, A.V.,** *Nadezhnost' i tekhnicheskaya diagnostika* (Reliability and technical diagnostics), Moscow: Zhukovskii and Gagarin Military Airforce Academy, 2010.

Материал поступил 24.06.2019