

В. И. КУЛАКОВА

СПОСОБ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ФАЗОВОГО ЦЕНТРА АНТЕННЫ НА БОРТУ БПЛА

Рассматривается задача проверки пригодности системы микронавигации для определения параметров движения фазового центра антенны в целях синтеза ее апертуры на борту беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Предлагается способ анализа точности позиционирования фазового центра антенны в реальных условиях летной эксплуатации. В качестве эталонных измерений используется траекторный сигнал от монохроматического неподвижного источника радиоизлучения. Оценивается точность измерения системой микронавигации дальности до источника, при этом акцент делается на анализе высокочастотной составляющей погрешности измерений. Описываются технические средства для реализации предложенного способа и приводятся результаты летных испытаний. Показано, что точности позиционирования фазового центра антенны в направлении на источник радиоизлучения определяются на уровне погрешностей, вносимых в измерения нестабильностями фаз опорных генераторов в составе приемных модулей.

Ключевые слова: синтезирование апертуры, сопровождение фазового центра антенны, траекторные нестабильности, микронавигация.

Введение

В радиотехнике актуальной является задача получения высокого углового разрешения при использовании сравнительно небольших антенн. Как известно, для ее решения применяется метод синтеза апертуры, когда в процессе перемещения антенны сигнал обрабатывается методом когерентного накопления. Этот метод получил широкое распространение при построении радиолокатора или пеленгатора с синтезированной апертурой [1–3]. Существенно, что когерентность обработки радиосигнала возможна только при наличии высокоточных данных относительно текущих координат фазового центра антенны (ФЦА), которые могут быть определены с помощью бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), интегрированной со спутниковой навигационной системой (СНС). Такие навигационные системы стали называться системами микронавигации, поскольку они фиксируют малые перемещения объекта [4].

Построению системы микронавигации посвящен целый ряд работ [4–8], однако открытым остается вопрос о ее возможностях, точностных характеристиках и, в целом, о пригодности для обеспечения синтеза апертуры антенны в реальных условиях летной эксплуатации. Актуальной остается и проблема выбора и размещения инерциальных датчиков [9]. При этом, поскольку главной задачей

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

системы микронавигации является обеспечение компенсации высокочастотных флуктуаций траектории ФЦА в условиях воздействия вибраций, угловых колебаний самолета, случайных изменений модуля и направления вектора скорости и т.д., в результате математического моделирования нельзя получить полную информацию о реально достигаемых точностных характеристиках. В то же время очевидно, что все необходимые данные содержатся в самом траекторном радиосигнале, в фазе которого содержится информация о траектории движения ФЦА относительно источника радиоволны. В этой связи актуальной является задача извлечения информации о точности позиционирования ФЦА непосредственно из траекторного сигнала.

В работе представлен технически несложный способ проверки точности позиционирования ФЦА в условиях реальной летной эксплуатации с использованием траекторного сигнала от монохроматического неподвижного источника радиоизлучения (ИРИ). Для формирования эталонного измерения траекторного сигнала применяется дополнительный неподвижный приемный модуль, который располагается на земле и служит для измерения исходного сигнала ИРИ (без траекторной информации). Наличие второго приемного модуля позволяет компенсировать в измерениях траекторного сигнала нестабильности фазы в сигнале ИРИ и повысить достоверность измерений. Таким образом, с помощью предлагаемого способа проверяется точность измерения системой микронавигации текущего расстояния от ИРИ до положения ФЦА. При этом акцент делается прежде всего на анализе высокочастотной составляющей погрешности позиционирования ФЦА в направлении на ИРИ.

Предлагаемый способ дает возможность проверить пригодность системы микронавигации без использования радиолокатора. В то же время способ позволяет исключить влияние самого радиолокатора на процесс синтеза апертуры, например получать данные для анализа при любых углах наблюдения цели и без присущей радиолокатору миграции дальности [1].

Цель работы – предложить способ достоверной проверки точностных характеристик системы микронавигации и исследовать влияние на них таких факторов, как:

- временное рассогласование навигационных данных и траекторного сигнала;
- способ установки инерциальных датчиков (использование амортизирующих устройств, расстояние до приемной антенны);
- полоса пропускания измерителей;
- частота обновления навигационных данных;
- траектория движения носителя и др.

В работе показано, что точность позиционирования ФЦА в направлении на ИРИ определяется на уровне погрешностей, вносимых в измерения нестабильностями фаз опорных генераторов в составе приемных модулей. При этом погрешность измерения высокочастотных флуктуаций траектории ФЦА при использовании высокостабильных малощумящих кварцевых опорных генераторов находится на уровне 1/36 от длины радиоволны.

В заключение представлены результаты летных испытаний предложенного способа на борту малогабаритного БПЛА. Проведена оценка точности позиционирования ФЦА с помощью БИНС на базе микромеханических датчиков при разных траекториях, оценены траекторные нестабильности БПЛА, показано влияние устаревания навигационных данных, а также важность учета расстояния до приемной антенны.

Формулирование требований к способу проверки системы микронавигации

При разработке способа учитывалось, какие именно требования предъявляются к системе микронавигации, а также как ее погрешности сказываются на синтезировании апертуры.

Синтезированная (искусственная) апертура формируется последовательно во времени: в каждый текущий момент прием электромагнитной волны ведется с использованием реальной апертуры, а синтезированная апертура является результатом приема сигнала при различном положении антенны относительно источника радиоволны. Принятые в процессе движения антенны комплексные отсчеты радиосигнала, формирующие траекторный сигнал, имеют фазовые набеги, вызванные изменением текущего расстояния от антенны до источника сигнала. Когерентное накопление принятых отсчетов заключается в их суммировании с предварительной компенсацией присутствующих в них этих фазовых набегов. В идеале после компенсации фазы отсчетов сигнала должны совпасть, в реальных условиях допустимым считается рассогласование по фазе не более чем на $\pi/4$. Как правило, подобная обработка реализуется с помощью согласованной линейной фильтрации, которая заключается в согласовании принятого траекторного сигнала $s_m(t)$ с опорной функцией, в качестве которой принимается комплексно сопряженный траекторный сигнал от точечного объекта с заданными координатами:

$$J(\bar{p}) = \left| \int_{t_0}^{t_0+T} s_m(t) \cdot s_p^*(t) dt \right|, \quad s_p(t) = e^{jk\alpha r_p(t)}, \quad (1)$$

где J – уровень выходного сигнала; T – длительность интервала синтеза; $s_p(t)$ – траекторный сигнал от неподвижного источника с координатой $\bar{p}$ и длиной волны λ ; $k = 2\pi/\lambda$ – волновое число; $\alpha = 2$ для случая приема отраженной радиоволны и $\alpha = 1$ для случая сигнала от ИРИ; $r_p(t)$ – расстояние от источника до приемной антенны.

Опорная функция в выражении (1) формируется с помощью данных системы микронавигации, в отношении которой можно сделать следующие заключения [1–9].

Для синтеза апертуры необходима высокоточная информация о движении антенны *относительно* ее местоположения в момент старта накопления принимаемого радиосигнала. В общем случае допустимой является погрешность позиционирования ФЦА в направлении на источник радиоволны на уровне $\lambda/8$, где λ – длина радиоволны.

Относительное движение антенны считается в локальной декартовой навигационной системе координат ЛСК (L) $ox_L y_L z_L$, *фиксированной* относительно Земли (то есть на всем протяжении синтеза апертуры центр ЛСК, а также направления ее осей, не меняются относительно Земли).

Относительное движение антенны считается в *автономном* режиме работы БИНС (без списаний накопленных погрешностей), чтобы избежать разрывов (скачков) в погрешности фазы траекторного сигнала и ее первой производной (частоте). Это связано с тем, что подобные неоднородности могут нарушить работу используемой в радиолокации специальной обработки радиолокацион-

ных данных (автофокусировки), которая служит для компенсации фазовой погрешности траекторного сигнала.

Погрешности в знании начального положения ФЦА или линейный набег его координат не влияют на когерентное накопление радиосигнала в апертуре, то есть линейный тренд погрешностей можно исключить из рассмотрения.

Поскольку алгоритмы автофокусировки позволяют, как минимум, компенсировать квадратичную составляющую фазовых погрешностей [1–2], в настоящей работе целесообразно анализировать только *высокочастотную* составляющую фазовой погрешности, которая получается после исключения из нее полинома второго порядка.

Таким образом, данный способ должен прежде всего обеспечить проведение анализа высокочастотной погрешности позиционирования ФЦА и точность ее оценки более высокую, чем одна восьмая от длины волны.

Описание способа

Способ проверки системы микронавигации заключается в следующем. На земле устанавливается источник монохроматического непрерывного радиоизлучения, а на борту БПЛА осуществляются прием и регистрация (измерение) его сигнала (рис. 1). В мгновенной фазе принятого сигнала содержится составляющая, вызванная изменением расстояния от ИРИ до приемной антенны. Это же расстояние можно определить с помощью системы микронавигации, данные которой также регистрируются на борту БПЛА. Синхронизация измеренного радиосигнала и данных, полученных от системы микронавигации, осуществляется с помощью импульса секундной метки времени (pulse-per-second, или PPS), который поступает от приемника СНС, входящего в состав бортовой навигационной системы. Таким образом, и навигационные параметры, и отсчеты измеренного радиосигнала сопровождаются информацией о времени их формирования.

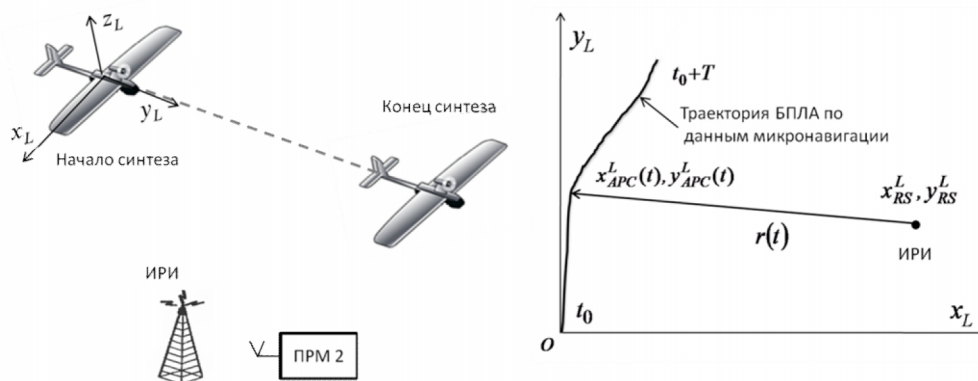


Рис. 1. Иллюстрация к способу проверки системы микронавигации

В целях компенсации влияния нестабильности фазы в сигнале ИРИ используется дополнительный неподвижный приемник (ПРМ) для измерения переданного (исходного) сигнала ИРИ. Синхронизация приемников по времени выполняется с помощью сигнала PPS, то есть требуется задействовать еще один приемник СНС. Отметим, что неподвижный пост располагается в месте, где он может осуществлять качественный прием сигналов ИРИ и СНС. При этом не требуется

знать координаты его расположения. Обработка результатов ведется в режиме постобработки после сбора данных, зарегистрированных на БПЛА и на неподвижном приемнике и занесенных в накопители памяти.

На рис. 2 приведена схема сбора исходных данных для алгоритма проверки системы микронавигации. Здесь СНС 1, ПРМ 1 и БИНС находятся на борту БПЛА, а СНС 2, ПРМ 2 – в составе неподвижного поста. Исходными данными для алгоритма являются измеренные радиосигналы $s_1(t)$ и $s_2(t)$, а также координаты движения ФЦА в ЛСК $R_{APC}^L(t)$. Алгоритм счисления $R_{APC}^L(t)$, используемый в работе, приведен ниже.

При постобработке данных решаются три основные задачи: формируется траекторный сигнал $s_m(t)$, формируется опорный траекторный сигнал $s_o(t)$ по данным системы микронавигации и извлекаются погрешности позиционирования ФЦА $dr_2(t)$ с оценкой их влияния на качество синтезированной апертуры Q .

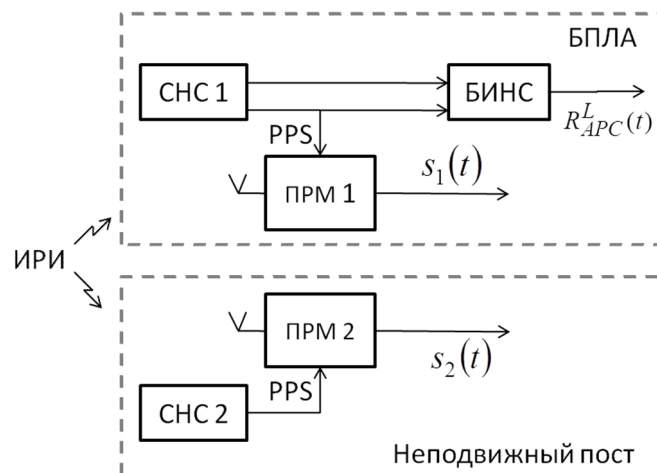


Рис. 2. Схема сбора исходных данных

Измерение эталонного траекторного сигнала

Для выделения траекторного сигнала радиосигнал, принятый на борту БПЛА, умножается на комплексно сопряженный радиосигнал, принятый на Земле. Для полученного в результате сигнала можно записать:

$$s_{\Delta}(t) = s_1(t) \cdot s_2^*(t) = U_m e^{j\{kr_m(t) + 2 \cdot \pi \cdot \Delta f_{12} \cdot t + \delta\varphi_{rec1}(t) - \delta\varphi_{rec2}(t) + \Delta\varphi\}}, \quad (2)$$

где $s_1(t)$ – сигнал, принятый первым приемником; $s_2(t)$ – сигнал, принятый вторым (неподвижным) приемником; U_m – амплитуда результирующего сигнала; $r_m(t)$ – расстояние от ИРИ до траектории перемещения ФЦА на борту БПЛА; Δf_{12} – отстройка по частоте между двумя приемниками; $\delta\varphi_{rec1}(t)$, $\delta\varphi_{rec2}(t)$ – нестабильности фазы, вносимые в сигнал приемниками; $\Delta\varphi$ – постоянный фазовый сдвиг.

После пропускания сигнала $s_{\Delta}(t)$ через фильтр низких частот его частота дискретизации понижается до значения F_d , превышающего удвоенную максимальную доплеровскую частоту траекторного сигнала (например, при скорости носителя 50 м/с и длине волны 10 см частота дискретизации должна быть

больше 1000 Гц). В результате формируется траекторный сигнал $s_m(t)$, который предлагается использовать для оценки точности позиционирования ФЦА на борту БПЛА.

Важно обратить внимание на присутствие в фазе сигнала $s_m(t)$ мешающих составляющих $2\pi\Delta f_{12} \cdot t$, $\delta\varphi_{rec1}(t)$, $\delta\varphi_{rec2}(t)$. Заметим, что фиксированный сдвиг по частоте Δf_{12} приведет к линейному набегу в оценке погрешности позиционирования ФЦА и, как отмечалось выше, его можно исключить из рассмотрения.

Фазовые нестабильности $\delta\varphi_{rec1}(t)$, $\delta\varphi_{rec2}(t)$ вызываются главным образом случайными уходами частоты опорных генераторов в составе приемников. В работе в приемных трактах предлагается использовать прецизионные малошумящие кварцевые опорные генераторы, которые обладают высокой кратковременной стабильностью [10–11]. При этом нестабильность частоты кварцевого генератора за секундные интервалы времени проявляется главным образом в виде линейного ухода частоты, вызывая квадратичный набег фазы траекторного сигнала, который, как это будет показано дальше, исключается при анализе высокочастотной составляющей фазовой погрешности.

Для подтверждения этого заключения проводилось исследование фазы сигнала $s_m(t)$, полученного в условиях, когда оба приемника неподвижны, то есть при отсутствии в его фазе составляющей $kr_m(t)$. На рис. 3, а представлены примеры полученных реализаций фазы сигнала для несущей частоты 3 ГГц на интервале 10 с. Отметим, что линейный набег фазы был предварительно скомпенсирован. На рис. 3, б показана высокочастотная фазовая нестабильность, которая получена после исключения из фазы ее компоненты, описываемой полиномом второго порядка. Из рисунка следует, что высокочастотная составляющая фазовой нестабильности $\delta\varphi_{rec1}(t) - \delta\varphi_{rec2}(t)$ находится в пределах $\pm 8^\circ$, то есть меньше $1/36$ от длины радиоволны, что позволяет решать задачи с помощью предлагаемого способа.

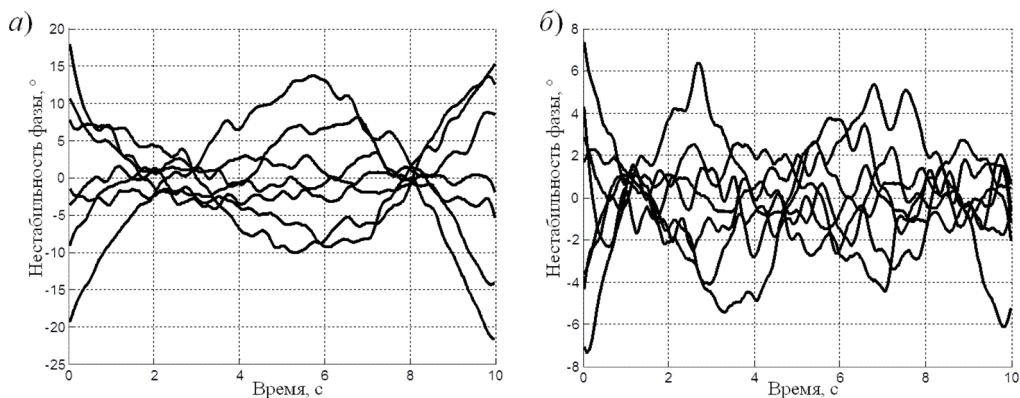


Рис. 3. Нестабильность фазы, вносимая в траекторный сигнал приемными трактами

Таким образом, в фазе сигнала $s_m(t)$ можно пренебречь мешающими составляющими и считать траекторный сигнал $s_m(t)$ эталонным для оценки высокочастотной погрешности позиционирования ФЦА.

Формирование опорного траекторного сигнала

Для формирования опорного сигнала используются координаты движения ФЦА в ЛСК $R_{APC}^L(t)$. В связи с этим приведем сначала алгоритм счисления траектории ФЦА, который используется в предлагаемой работе.

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 центре масс (ЦМ) инерциального измерительного модуля (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 (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:

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

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

3. Выполняется расчет координат перемещения ФЦА:

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

где l^B – вектор, соединяющий ЦМ ИИМ и ФЦА, заданный в связанной с осями ИИМ системе координат ССК (B); $C_B^E(t)$ – матрица направляющих косинусов для перехода из ССК в ЗСК.

Координаты движения ФЦА $R_{APC}^L(t)$ используются для расчета расстояния от ИРИ до траектории перемещения ФЦА за время синтеза апертуры:

$$r_o(t) = \sqrt{(x_{APC}^L(t) - x_{RS}^L)^2 + (y_{APC}^L(t) - y_{RS}^L)^2 + (z_{APC}^L(t) - z_{RS}^L)^2}, \quad (3)$$

где $R_{RS}^L = (x_{RS}^L, y_{RS}^L, z_{RS}^L)^T$ – координаты ИРИ в ЛСК.

На следующем шаге формируется опорный траекторный сигнал от ИРИ

$$s_o(t) = U_o e^{jkr_o(t)}, \quad (4)$$

где U_o – амплитуда сигнала. При этом $s_o^*(t)$ является опорной функцией при согласованной фильтрации сигнала $s_m(t)$.

Определение погрешности позиционирования ФЦА

Для определения погрешности позиционирования ФЦА вычисляется сигнал рассогласования

$$e(t) = s_m(t) \cdot s_o^*(t) = U_m(t) \cdot U_o \cdot e^{j[\varphi_m(t) - \varphi_o(t)]} = U_m(t) \cdot U_o \cdot e^{jk[r_m(t) - r_o(t)]}. \quad (5)$$

Тогда погрешность фазы траекторного сигнала в радианах равна

$$d\varphi(t) = \text{unwrap}\{\text{angle}(e(t))\}, \quad (6)$$

где функция $\text{unwrap}()$ корректирует фазу на $\pm 2\pi$, если возникают разрывы фазы по модулю, превышающие значение π ; погрешность позиционирования ФЦА в радиальном направлении в метрах –

$$dr(t) = d\varphi(t) / k, \quad (7)$$

а ее высокочастотная составляющая –

$$dr_2(t) = dr(t) - a(t), \quad (8)$$

где $a(t)$ – аппроксимация $dr(t)$ полиномом второго порядка. Скорректированный сигнал $e(t)$ можно записать как

$$e_2(t) = e(t) \cdot e^{-jka(t)}. \quad (9)$$

Для оценки качества синтеза апертуры можно использовать уровень сигнала на выходе системы согласованной обработки:

$$Q = \frac{1}{\sqrt{E_m \cdot E_o}} \left| \int_{t_0}^{t_0+T} e_2(t) dt \right|, E_m = \int_{t_0}^{t_0+T} s_m(t) \cdot s_m^*(t) dt, E_o = U_o^2 \cdot T, \quad (10)$$

где E_m , E_o – энергии сигналов $s_m(t)$ и $s_o(t)$. Чем лучше согласованы опорный и принятый траекторные сигналы, то есть чем больше совпадают их фазы, тем выше значение Q . Максимальное значение Q равно единице. Значение $Q = 0,9$ соответствует снижению амплитуды выходного сигнала на 1 дБ, что в большинстве задач является допустимым [1]. Иногда предъявляется более жесткое требование к снижению амплитуды выходного сигнала – 0,5 дБ ($Q = 0,94$). Помимо снижения уровня выходного сигнала, погрешности микронавигации приводят к расширению главного лепестка синтезированной апертуры, а также к увеличению уровня ее боковых лепестков [1]. Подобные искажения также возможно исследовать с помощью сигналов $s_m(t)$ и $s_o(t)$.

Результаты летных испытаний

С помощью предложенного способа была произведена оценка возможности синтеза апертуры антенны на борту малогабаритного БПЛА «Орлан-10» производства ООО «СТЦ» [12] с использованием БИНС на базе микромеханических датчиков [13]. В состав бортовой навигационной системы входил также приемник СНС ГеоС-3 производства ООО КБ «ГеоСтар Навигация» для реализации интегрированного режима БИНС/СНС.

Основные летно-технические характеристики БПЛА:

- 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 траекторию ФЦА на борту подобного БПЛА, можно отнести:

- воздействие сильных вибраций (до нескольких g по ускорениям и нескольких десятков град/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° ;
- присутствие траекторных нестабильностей больших амплитуд, которые в зависимости от силы ветра достигают десятков сантиметров.

Характеристики используемой БИНС:

- частота обновления навигационных 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 – $0,1 \text{ mg}$;
- привязка навигационных данных к единому времени с точностью 1 мс;

Функции этой БИНС:

- численное интегрирование кинематических уравнений БИНС для случая сложного пространственного движения [14];
- пересчет навигационных данных из ЦМ ИИМ в место расположения ФЦА;
- оценка ухода частоты дискретизации данных ИИМ с последующим использованием уточненного периода дискретизации в процедурах численного интегрирования;
- непрерывная коррекция погрешностей акселерометров и гироскопов по их оценкам в фильтре Калмана, полученным в интегрированном режиме БИНС/СНС [13].

Во время эксперимента рабочая частота составляла 2600 МГц ($\lambda = 11 \text{ см}$), частота дискретизации радиосигнала – 1000 Гц. При регистрации радиосигнала использовалась всенаправленная штыревая антенна и прецизионный кварцевый генератор как опорный генератор приемного тракта. В качестве источника радиосигнала использовался недорогой генератор высоких частот. Данные обрабатывались в пакете MATLAB. Полет длился около 1 ч (рис. 4), в течение этого времени БПЛА летал вокруг ИРИ, расположенного в центре координат, чередуя участки прямолинейного движения и маневрирования. Путевая скорость, представленная на рис. 4, *б*, менялась в пределах от 15 до 40 м/с в зависимости от движения БПЛА относительно направления ветра.

Первоначально планировалось достигнуть времени синтезирования $T = 10 \text{ с}$, однако эксперимент показал, что при исключении квадратичной составляющей погрешности фазы траекторного сигнала можно говорить об уверенном синтезировании апертуры по данным БИНС только на интервале $T = 5 \text{ с}$. На рис. 5, *а* звездочкой отмечены участки траектории, на которых уровень сигнала Q на выходе системы согласованной обработки был выше 0,95, а на рис. 5, *б* – выше 0,9. Видно, что допустимое качество синтезирования обеспечивается практически на протяжении всего маршрута и не зависит от направления движения БПЛА относительно ветра или наличия плавного маневрирования. При этом экспери-

мент выявил, что без привлечения навигационной информации о малых перемещениях ФЦА даже при полном исключении квадратичной составляющей погрешности невозможно выполнить условия для синтеза в течение 5-секундного интервала (в том числе и на участках прямолинейного движения), поскольку траекторные нестабильности по амплитуде соизмеримы с длиной радиоволны. Чтобы проиллюстрировать сделанное заключение, рассмотрим подробно одну из синтезированных апертур.

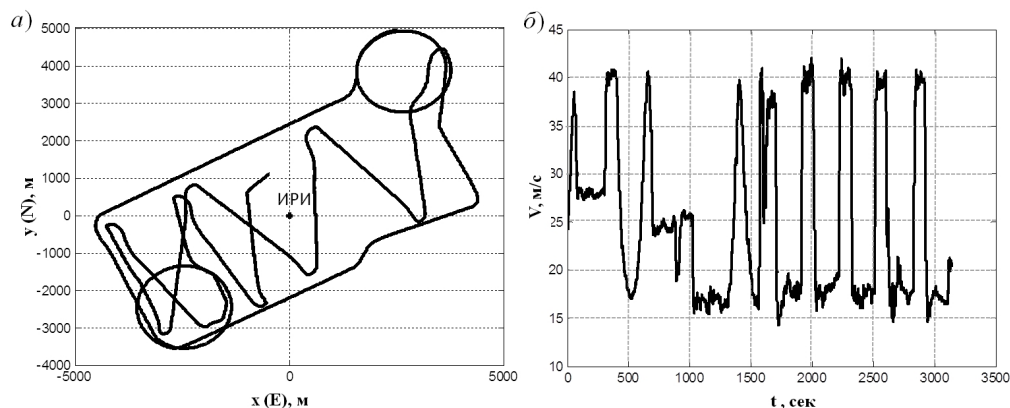


Рис. 4. Параметры траектории БПЛА относительно ИРИ

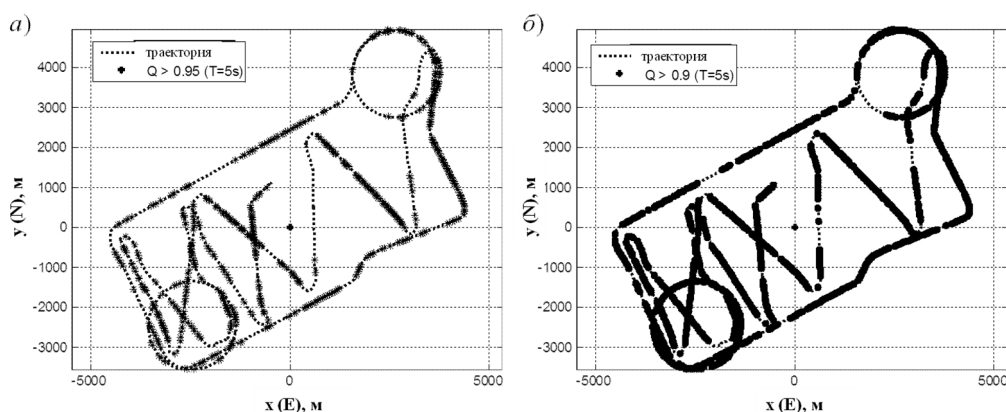


Рис. 5. Траектория движения БПЛА с отмеченными участками, на которых было достигнуто качество синтеза апертуры 0,95 (а) и 0,9 (б)

На рис. 6, а приведен пример отрезка траектории БПЛА относительно ИРИ, на котором была синтезирована апертура. На рис. 6, б показана траектория движения ФЦА в ЛСК, где ось y_L направлена по линии пути, ось z_L – по геодезической вертикали вверх, а ось x_L дополняет систему до правой. На рассматриваемом отрезке БПЛА пролетел 200 м вдоль линии пути, отклонившись на 3 м в сторону. На рис. 6, в и г отображены углы наблюдения ИРИ в вертикальной $\epsilon(t)$ и горизонтальной $\theta(t)$ плоскостях (углы места и азимута соответственно), которые характеризуют угловые колебания БПЛА за время синтеза апертуры. Размах угловых колебаний составляет 5° по углу места и 14° по углу азимута. Если не учитывать смещение ЦМ ИИМ относительно ФЦА, угловые колебания БПЛА приведут к дополнительным погрешностям позиционирования ФЦА, что будет продемонстрировано дальше.

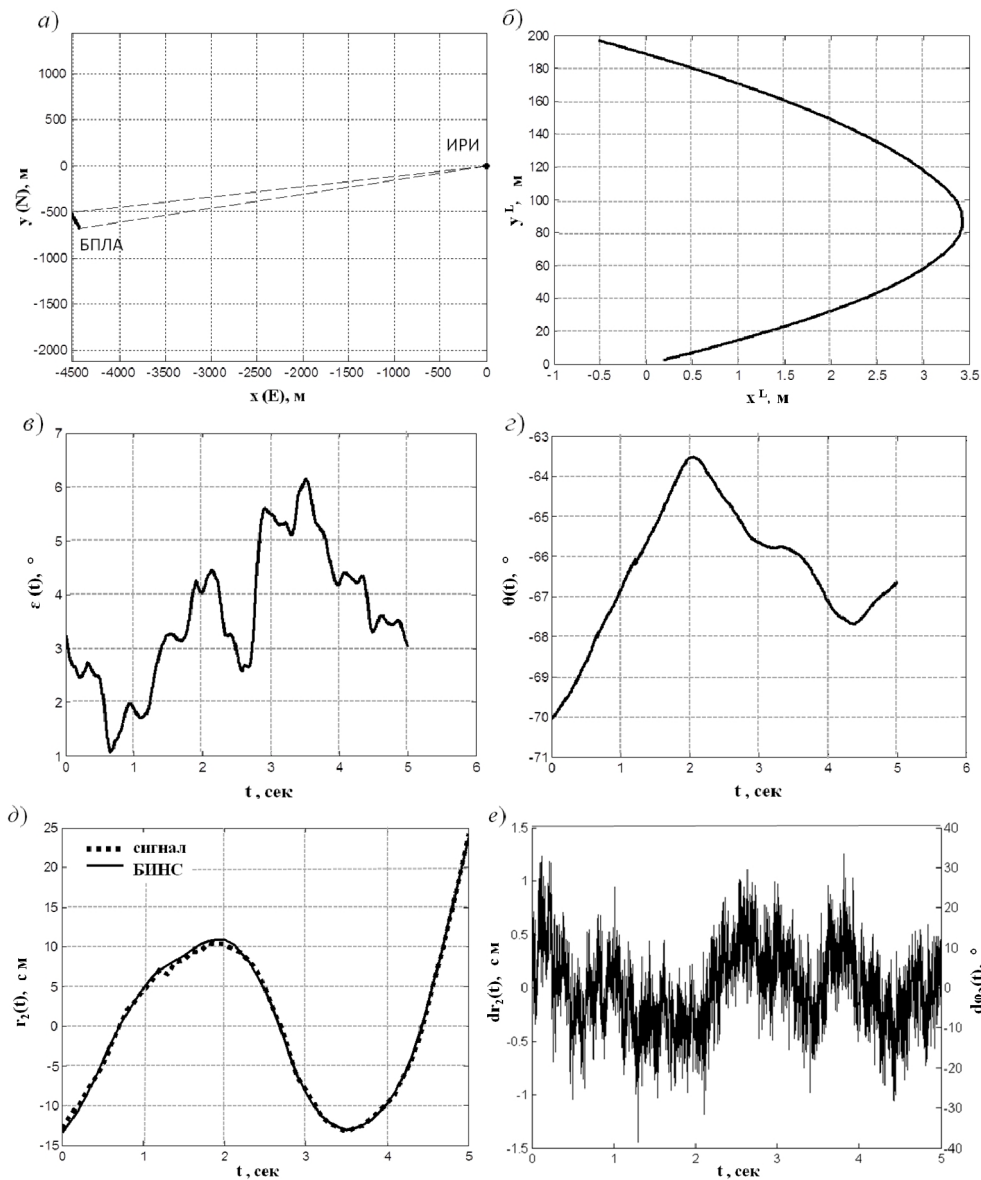


Рис. 6. Результаты синтезирования апертуры: отрезок траектории БПЛА относительно ИРИ (а), траектория движения ФЦА в ЛСК (б), углы наблюдения ИРИ в вертикальной (в) и горизонтальной (г) плоскостях, высокочастотная флуктуация траектории ФЦА (д) и высокочастотная погрешность позиционирования ФЦА в радиальном направлении (е)

Высокочастотная флуктуация траектории ФЦА, вычисленная по фазам сигналов $s_m(t)$ и $s_o(t)$ после исключения в фазах квадратичных составляющих, представлена на рис. 6, д, а соответствующая высокочастотная погрешность позиционирования ФЦА в радиальном направлении $dr_2(t)$ – на рис. 6, е. Несмотря на большую флуктуацию траектории за время синтеза (отклонение достигает 10 см), использование навигационных данных позволяет выполнить условия когерентности сигнала в апертуре, поскольку погрешность фазы находится пределах 30° , а $Q = 0,96$. При этом видно, что без информации о движении ФЦА, даже при полном исключении квадратичной составляющей погрешности, невозможно выполнить условия для синтезирования апертуры.

Учет расстояния между ЦМ ИИМ и ФЦА, а также погрешности синхронизации данных по времени сказываются в гораздо большей степени при маневрировании БПЛА. Однако даже на данном участке траектории (рис. 6, а) при размещении приемной антенны относительно ИИМ на 30 см ближе к хвосту, на 11 см ближе к левому крылу и на 17 см ниже пренебрежение пересчетом координат заметно ухудшает качество синтезирования, что связано с наличием угловых колебаний БПЛА. На рис. 7, а показаны три составляющие $l^L(t)$, а также рассчитанная коррекция движения ФЦА в радиальном направлении $l_r(t)$. Увеличение погрешности позиционирования ФЦА без учета плеча видно на рис. 7, б.

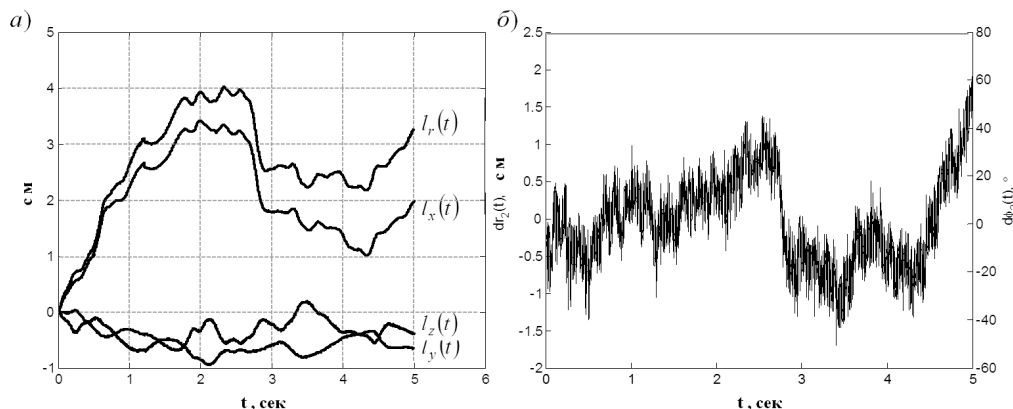


Рис. 7. Три составляющие вектора $l^L(t)$ и соответствующая ему коррекция движения ФЦА в радиальном направлении $l_r(t)$ (а), высокочастотная погрешность позиционирования ФЦА в радиальном направлении без учета плеча (б)

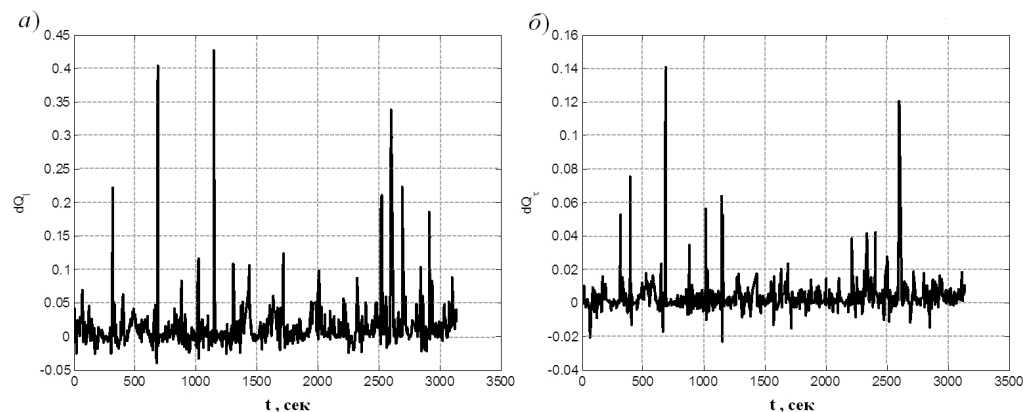


Рис. 8. Разница в качестве синтезирования без учета плеча (а) и при наличии 10 мс задержки навигационных данных (б)

На рис. 8, а отображено ухудшение качества синтезирования без пересчета координат в точку ФЦА Q_l по сравнению с первоначально достигнутым качеством Q ($dQ_l = Q - Q_l$), при этом рассматривались только апертуры с исходным качеством $Q > 0,9$. На рисунке хорошо прослеживается общее снижение уровня качества синтезирования на протяжении всего маршрута, при этом наиболее сильное ухудшение качества наблюдалось на участках маневрирования.

Рис. 8, б демонстрирует ухудшение качества синтезирования при внесении 10 мс задержки для навигационных данных Q_r по сравнению с первоначальным

достигнутым уровнем Q ($dQ_\tau = Q - Q_\tau$), при этом также рассматривались только апертуры с исходным качеством $Q > 0,9$. Видно, насколько важна точная синхронизация по времени данных навигации и принятого радиосигнала.

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

1. Длительность синтезирования апертуры антенны по данным БИНС составляет 5 с.
2. Качество синтезирования апертуры не зависит от направления движения БПЛА относительно ветра или наличия плавного маневрирования (но движение БПЛА по ветру имеет явное преимущество в угловом разрешении синтезированной апертуры, так как носитель покрывает большее расстояние).
3. Представленных результатов удалось достичь за счет правильного выбора ИИМ, точной (1 мс) временной синхронизации данных, а также учета плеча между ИИМ и ФЦА.
4. 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 10 см.

Выводы

Предложен способ проверки точности позиционирования ФЦА в условиях реальных полетов БПЛА, когда эталонная информация извлекается непосредственно из принятого антенной радиосигнала. Способ не предполагает построения технически сложной системы и использования дорогостоящего оборудования: достаточно всенаправленной приемной антенны, кварцевого опорного генератора для приемного тракта и генератора радиосигнала, не обладающего высокостабильной частотой. С его использованием проверяется точность определения системой микронавигации текущей дальности до ИРИ, при этом акцент делается прежде всего на анализе высокочастотной составляющей погрешности измерения.

Показано, что точности позиционирования ФЦА определяются на уровне погрешностей, вносимых в измерения нестабильностями фаз опорных генераторов в составе приемных модулей.

Предложенный способ был применен для проверки возможности синтезирования апертуры антенны на борту малогабаритного БПЛА и существенно помог при разработке БИНС для этой цели. С его помощью было проведено исследование влияния на синтез апертуры таких факторов, как траектория движения носителя, временное рассогласование данных, а также наличие плеча между ИИМ и ФЦА.

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. **Кулакова В.И., Царик О.В.** Пассивный синтез апертуры в метровом диапазоне с сопровождением траектории фазового центра антенны // Успехи современной радиоэлектроники. 2016. № 5. С. 15–22.

4. 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 «Электрон», 2011. С. 185–194.
5. 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.
6. 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 «Электрон», 2012. С. 163–168.
7. Cao Fuxiang, 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.
8. 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.
9. Doerry, A.W., Motion Measurement for Synthetic Aperture Radar, *Sandia National Laboratories Report SAND2015-20818*, Unlimited Release, 2015.
10. Rutman, J., Characterization of frequency stability in precision frequency sources, *Proceedings of the IEEE*, 1991, vol. 79, no. 6, pp. 952–960.
11. Wang, W.Q., Multi-Antenna Synthetic Aperture Radar. Boca Raton, FL: CRC Press, Taylor & Francis, cop., 2013, 438 p.
12. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Орлан-10>.
13. Кулакова В. И., Сохарев А.Ю. Навигационная система для сопровождения траектории движения антенны на малогабаритном БЛА // Успехи современной радиоэлектроники. 2017. № 10. С. 5–14.
14. Savage, P.G., Strapdown Analytics. Parts 1 and 2, Maple Plain, MN: Strapdown Associates, 2000.

Kulakova, V.I. (Special Technological Center LLC, Saint Petersburg, Russia)

Method of Experimental Verification of Accuracy of UAV Antenna Phase Center Motion Parameters Determined by Navigation System, *Гироскопия и Навигация*, 2018, vol. 26, no. 4 (103), pp. 43–57.

Abstract. The paper addresses the problem of verification of a micronavigation system appropriateness for determining the parameters of antenna phase center (APC) motion in order to synthesize its aperture onboard an unmanned aerial vehicle (UAV). A method is proposed for the analysis of the accuracy of APC positioning in real flight conditions. Trajectory signal from a monochromatic stationary source of radio-frequency (RF) emission is used as reference measurements. The accuracy of the range to the source measured by the micronavigation system is estimated, with an emphasis on the analysis of high-frequency component of measurement error. Hardware for the proposed method implementation is described, and the results of in-flight tests are presented. It is demonstrated that the accuracy of APC positioning towards the RF emission source is determined at the level of measurement errors caused by the phase instability of reference oscillators within the receiver modules.

Key words: aperture synthesis, antenna phase center tracking, trajectory instability, micronavigation.

REFERENCES

1. Kondratenkov, G.S. and Frolov, A.Yu., *Radiovidenie. Radiolokatsionnye sistemy dstantsionnogo 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. **Kulakova, V.I. and Tsarik, O.V.**, Passive aperture synthesis in VHF band with antenna position estimation, *Uspekhi sovremennoi radioelektroniki*, 2016, no. 5, pp. 15–22.
4. **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.
5. **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, *Giroskopiya i navigatsiya*, 2013, no. 2, pp. 14–30.
6. **Bulgakov, S.L., Mikheenkoy, 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.
7. **Cao Fuxiang, 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.
8. **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.
9. **Doerry, A.W.**, Motion Measurement for Synthetic Aperture Radar, *Sandia National Laboratories Report SAND2015-20818*, Unlimited Release, 2015.
10. **Rutman, J.**, Characterization of frequency stability in precision frequency sources, *Proceedings of the IEEE*, 1991, vol. 79, no. 6, pp. 952–960.
11. **Wang, W.Q.**, Multi-Antenna Synthetic Aperture Radar, Boca Raton, FL: CRC Press, Taylor & Francis, cop., 2013.
12. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Орлан-10>.
13. **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.
14. **Savage, P.G.**, Strapdown Analytics. Parts 1 and 2, Maple Plain, MN: Strapdown Associates, 2000.

Материал поступил 15.07.2017