

УДК 621.398.67
DOI 10.17285/0869-7035.2016.24.4.047-058

Е. П. ВЕЛИКАНОВА, А. А. ГЕЛЬЦЕР, Ж. Т. ЭРДЫНЕЕВ, Н. В. ПАНОКИН

АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ТОЧНОСТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ В РАДАРЕ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ

В статье описано влияние фазовых искажений траекторного сигнала на характеристики изображения, получаемого автомобильным радаром миллиметрового диапазона с синтезированной апертурой антенны (РСА). Приведен расчет требований величине погрешностей датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы для получения итогового изображения приемлемого качества. Выполнен анализ параметров инерциальных датчиков разного класса точности в целях формирования рекомендаций по их выбору в зависимости от условий работы РСА и требуемой разрешающей способности.

Ключевые слова: автомобильный радар с синтезированной апертурой антенны, бесплатформенная инерциальная навигационная система, фазовые искажения, погрешность акселерометра и гироскопа, автофокусировка изображения.

Введение

Радиолокационные системы (РЛС) с синтезированной апертурой антенны (РСА) позволяют получить высокую разрешающую способность на радиолокационном изображении, сравнимую с разрешающей способностью оптических снимков. Принцип действия состоит в формировании во время перемещения РЛС синтезированной (искусственной) апертуры антенны больших размеров (по сравнению с реальной) путем специальной обработки отражённых от местности сигналов. Это повышает разрешающую способность РЛС по углу практически во столько раз, во сколько синтезированная апертура больше реальной.

В настоящее время существует множество научных работ, посвященных алгоритмам обработки радиолокационных данных в РСА для получения детализированного изображения высокого качества [1–8]. Одним из важных узлов такой системы является блок компенсации собственного движения для обеспечения синфазной обработки сигналов. При этом требуемая погрешность позиционирования должна составлять доли рабочей длины волны, что в миллиметровом диапазоне выдвигает жёсткие условия к точности систем навигации. С другой стороны, активные исследования проводятся и в направлении обработки данных с бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) для получения высокой точности позиционирования [9–12]. Как правило, это дости-

Великанова Елена Павловна. Кандидат технических наук, доцент кафедры радиотехнических систем Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники (ТУСУР).

Гельцер Андрей Александрович. Кандидат технических наук, доцент кафедры телекоммуникаций и основ радиотехники ТУСУР.

Эрдынеев Жаргал Гумэнович. Аспирант кафедры телекоммуникаций и основ радиотехники ТУСУР.

Паночкин Николай Викторович. Кандидат технических наук, начальник управления науки НИТУ «МИСиС» (Москва).

гается за счет привлечения информации от дополнительных датчиков (магнитометр, глобальная спутниковая навигационная система (ГНСС)). Однако вопрос о том, какие именно требования предъявляются к параметрам датчиков БИНС, а значит и к обоснованию их правильного выбора в зависимости от допустимых искажений итогового изображения РСА освещён недостаточно. Цель данной статьи состоит в расчете параметров и анализе требований к характеристикам БИНС датчиков при допустимом уровне искажений радиолокационного изображения (РЛИ). При этом основное внимание уделено перспективным автомобильным системам, которые активно используют радиолокационное оборудование для автоматического управления транспортным средством (в частности, реализации функции экстренного торможения) и получения данных об окружающей обстановке (радиовидение). Использование автомобильного радара, в том числе в режиме работы с синтезированной апертурой, может существенно повысить его эффективность при анализе объектов дорожной сцены, расположенных под большими углами к направлению движения. Кроме того, такие системы используются для мониторинга оползней, картографирования рельефа местности, экологического исследования растительного покрова, поиска парковочного места и т.п.

Влияние фазовых искажений на параметры выходного сигнала РСА

Основными причинами искажения траекторного сигнала РСА являются нестабильности движения платформы-носителя, параметров среды распространения радиоволн и аппаратуры РСА. Траекторный сигнал от точечного объекта при наличии флюктуаций его амплитуды $u(t)$ и фазы $\psi(t)$ можно записать в виде [13]

$$s(t) = u(t) \cdot G(\theta_i) \exp\left\{j\left(2\pi(f_n - f_i)t - \mu_i t^2\right) + j\psi(t)\right\}, \quad (1)$$

где $G(\theta_i)$ – коэффициент усиления антенны в направлении объекта; f_n – средняя доплеровская частота сигнала, зависящая от угла наблюдения; f_i – смещение доплеровской частоты, определяемое угловой координатой объекта θ_i относительно центра зоны обзора; μ_i – скорость изменения частоты сигнала.

Амплитудные искажения траекторного сигнала, как правило, за временной интервал синтеза T_c (время накопления сигнала для построения итогового изображения) обычно невелики, и их влиянием можно пренебречь. Фазовые искажения приводят к смещению положения максимума (возникает погрешность измерения азимута цели), уменьшению максимума выходного сигнала (снижается энергетический потенциал РЛС), расширению главного лепестка сигнала отклика на точечную цель (ухудшается разрешающая способность), увеличению уровня боковых лепестков (снижается контраст РЛИ). Большие фазовые искажения могут привести к полному разрушению РЛИ. В целом рассогласование по фазе на краях синтезированной апертуры не должно превышать 45° (что соответствует разнице в двукратно пройденном расстоянии, равном $1/8$ длины волны).

Фазовые нестабильности приемопередающего тракта зависят от метода обеспечения когерентности, и в целом среднеквадратическое отклонение (СКО) фазовых флюктуаций может быть доведено до единиц градусов. СКО фазовых

искажений, вызванное траекторными нестабильностями, упругими колебаниями конструкции носителя РСА и погрешностями датчиков параметров собственного движения, может достигать десятков и даже сотен градусов. Поэтому основной задачей при получении высокого разрешения изображения становится снижение погрешностей определения параметров траектории движения фазового центра антенны (ФЦА) для обеспечения точной компенсации фазовых погрешностей. Таким образом, для нормальной работы РСА необходимо обеспечить фазовую когерентность принимаемых импульсов, и, следовательно, знание траектории с точностью до малых долей длины волны РЛС в пределах времени синтезирования.

Постановка задачи

Как уже было сказано, неточности работы системы управления траекторией носителя РЛС (автомобиля) и случайные возмущения при его движении (например, по пересеченной местности) вызывают отклонения от номинальной траектории (рис. 1, а). Это приводит к нарушению оптимальности обработки отраженных сигналов от произвольной цели (фазовая компенсация накапливаемых импульсов в каждом канале по дальности выполняется согласно расчётам по номинальной траектории, а реальная отличается от номинальной. Оценка собственных координат в РСА в общем случае требует наличия трехосевой БИНС, в которой акселерометром измеряется соответствующее ускорение ФЦА, а гироскопом – угловая скорость (рис. 1, б).

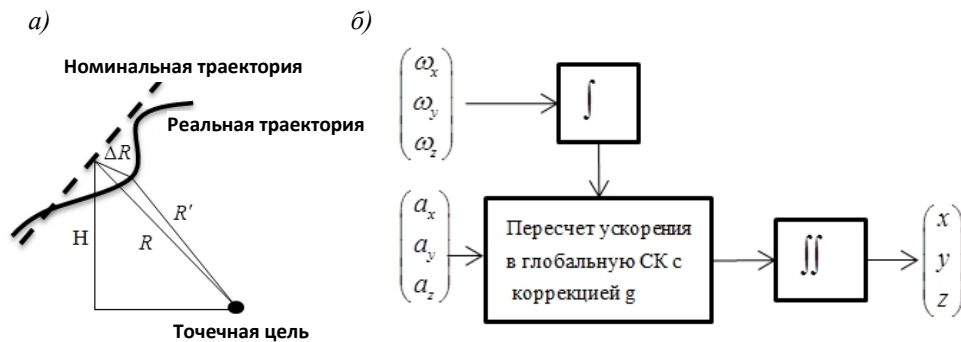


Рис. 1. Отклонение реальной траектории ФЦА от номинальной (а); принцип работы БИНС (б)

Погрешности оценки радиальной скорости V_ϵ и радиального ускорения a_ϵ движения ФЦА приводят к тому, что формируемая опорная функция оказывается рассогласованной с отраженным сигналом. В частности, при квадратичной аппроксимации рассогласования, фазовые искажения траекторного сигнала имеют вид

$$\psi(t) = \frac{4\pi}{\lambda}(R - R') = \frac{4\pi}{\lambda} \left(V_\epsilon t + a_\epsilon \frac{t^2}{2} \right) \quad (2)$$

Видно, что погрешность оценки радиальной скорости приводит к линейному набегу фазы траекторного сигнала (т.е. вызывает сдвиг изображения), а погрешность оценки радиального ускорения – к квадратичному набегу фазы. Следствием последнего является расфокусировка РЛИ, приводящая к снижению разрешающей способности РСА.

В связи с этим возникает важный вопрос, какими именно должны быть параметры датчиков БИНС (ошибки оценки ускорения a_ε и угловой скорости ω_ε), чтобы накопленная за время синтезирования погрешность собственных координат не превышала допустимый уровень, обеспечивающий приемлемое качество изображения РСА. Достаточно ли для этого БИНС среднего класса, или же необходимы исключительно высокоточные, но и дорогие.

Следует отметить, что математические соотношения между погрешностью оценки координат и погрешностью датчиков БИНС известны давно. Также известна степень влияния фазовых искажений (вызванных погрешностью оценки координат) на качество изображения в РСА. Однако сквозной задаче – оценке требуемой погрешности акселерометра и гироскопа для обеспечения допустимых фазовых искажений в РСА – уделено недостаточное внимание, а рассматриваемые примеры, как правило, носят частный характер. При этом с точки зрения инженерного применения довольно часто появляется необходимость быстрого расчета разрабатываемой БИНС на основе документации с техническим описанием её характеристик до полного моделирования системы. Поэтому формирование четкого алгоритма такого расчета и его выполнение для различного варианта набора используемых параметров синтезированной апертуры имеет важный прикладной характер.

В связи с этим поставлены следующие цели: описание алгоритма расчета требуемой погрешности датчиков БИНС для РСА; получение численных данных о допустимой погрешности акселерометра и гироскопа, имеющих унифицированный вариант (в широком диапазоне чувствительных параметров) с учетом характеристик автомобильных РСА (рабочая частота, скорость платформы, дальность действия); сравнение полученных данных с аналогичными, но для самолетных РСА; анализ параметров датчиков БИНС разного класса точности и формирование рекомендаций по их выбору на основе сравнения их параметров с полученными расчетными значениями.

Алгоритм расчета допустимых погрешностей акселерометра и гироскопа для РСА

Рассмотрим основные погрешности акселерометра и гироскопа. При описании погрешностей измерительных датчиков в скобках будет указан соответствующий англоязычный термин, в том числе и для единиц измерения. Это сделано для удобства поиска этих величин в спецификации к соответствующим устройствам.

Модель погрешности акселерометра и гироскопа по каждой из трех осей можно записать в виде [14]:

$$a_\varepsilon = \beta a_t + a_\perp \sin(\varphi_m + \varphi_n) + b_{a,0} + n_{a,0}, \quad (3)$$

$$\omega_\varepsilon = \gamma \omega_t + \omega_\perp \sin(\varphi_m + \varphi_n) + b_{\omega,0} + n_{\omega,0} \quad (4)$$

где a_t , ω_t – истинное значение ускорения и угловой скорости по рассматриваемой оси; β, γ – масштабный коэффициент; a_\perp, ω_\perp – истинное значение ускорения и угловой скорости в ортогональном направлении; φ_m – погрешность рассогласования осей (юстировки); φ_n – угловая неортогональность осей;

$b_{a,0}, b_{\omega,0}$ – постоянное смещение измерений акселерометра и гироскопа;
 $n_{a,0}, n_{\omega,0}$ – белый шум.

Масштабный коэффициент (scale factor) показывает, насколько чувствительность к воздействию на его ось отличается от единицы. В идеале он должен быть равен нулю. Рассогласование привязки осей к устройству ϕ_m (misalignment) или их конструктивная неортогональность ϕ_n (nonorthogonality) приводит к тому, что появляется чувствительность к воздействию на перпендикулярную к ней ось. Смещение нуля $b_{a,0}$ (bias) приводит к наличию систематической погрешности в измерениях.

Погрешность акселерометра приводит к погрешностям измерения ускорения в локальной системе координат (СК), связанной с датчиком, а ошибки измерения угловой скорости гироскопа приводят к погрешностям перевода этого ускорения из локальной СК в навигационную. В свою очередь, итоговая погрешность ускорения в навигационной СК является причиной накопления ошибки позиции радара после двух последовательных интегрирований, а значит, растет пропорционально квадрату временного интервала.

Алгоритм расчета требований к параметрам датчиков БИНС основан на выражениях, приведённых в [13–16], и выполнен при следующих допущениях:

1. Траектория РСА прямолинейная.
2. Используется обычная автофокусировка изображения РСА, например, методом фазового градиента (PGA – Phase Gradient Autofocus algorithm), которая устраняет линейные, квадратичные, кубические и медленные гармонические погрешности траектории.
3. БИНС не использует дополнительные данные, полученные от других навигационных устройств.
4. Предполагается, что начальная погрешность позиционирования равна нулю.
5. Расположение БИНС точно совпадает с фазовым центром антенны.

При сделанных предположениях неучтенными являются быстрые гармонические и шумовые погрешности фазы. При быстрых гармонических колебаниях фазы основной лепесток сигнала по форме практически не искажается, но с обеих сторон от него появляются дополнительные боковые лепестки, расположенные на частотах $\pm f_{\psi}$. При амплитуде колебаний более 1° дополнительные боковые лепестки превышают уровень боковых лепестков неискаженного сигнала, который при наложении окна Тейлора равен минус 35 дБ. При быстрых случайных флюктуациях фазы их допустимый уровень обычно определяется допустимым уровнем интегральной мощности боковых лепестков (УБЛ). При СКО фазовых флюктуаций, равных 1° , интегральный УБЛ составляет минус 40 дБ, при 2° – минус 30 дБ, т.е. начинает превышать УБЛ неискаженного сигнала [14]. Таким образом, допустимое СКО таких флюктуаций составляет 1° .

Требования к допустимой погрешности БИНС датчиков к каждой оси основаны на том, что для успешной работы алгоритма автофокусировки необходимо, чтобы за время синтезирования погрешность оценки собственных координат не превышала один элемент разрешения по дальности δr .

Входными данными алгоритма расчета являются: λ – длина волны; R_n – дальность наблюдения; $\delta \ell$ и δr – требуемое линейное разрешение по азимуту и дальности; V – скорость платформы ФЦА; θ_n – угол наблюдения (при боко-

вом обзоре он равен 90°); a_w – коэффициент расширения диаграммы направленности (ДН) синтезированной апертуры при наложении оконной функции.

Алгоритм расчета состоит из следующих этапов:

1. Расчет времени синтезирования РСА

$$T_c \approx \frac{a_w \lambda R_n}{2\delta \ell \cdot V \cdot \sin \theta_n} \quad (5)$$

2. Расчет допустимого масштабного коэффициента (scale factor) для акселерометра и гироскопа

$$\beta_{\max} < 0.2 \delta r / T_c^2, \gamma_{\max} < 0.1 \delta r / T_c^2 \quad (6)$$

3. Расчет допустимого рассогласования осей и их неортогональности (misalignment and nonorthogonality). Оно одинаково для акселерометра и гироскопа

$$(\varphi_m + \varphi_n) < \arcsin(0.2 \delta r / T_c^2), \text{ рад} \quad (7)$$

4. Расчет допустимой систематической погрешности (bias) для акселерометра и гироскопа:

$$b_{a,0} < 1.4 \cdot 10^5 \delta r / T_c^2, [g \cdot 10^{-6} (\mu g)]; \quad (8)$$

$$b_{\omega,0} < 8.93 \cdot 10^4 \delta r / T_c^3, [^\circ / \text{ч} (^\circ / h)] \quad (9)$$

5. Расчет допустимой спектральной плотности белого шума акселерометра (VRW) и случайного блуждания угла гироскопа (ARW):

$$n_{a,0} < 8.8 \cdot 10^4 \delta r / T_c^{3/2}, [g \cdot 10^{-6} / \sqrt{\Gamma \text{ц}} (\mu g / \sqrt{Hz})] \quad (10)$$

$$n_{\omega,0} < 784 \delta r / T_c^{5/2}, [\text{град} / \sqrt{\text{час}} (^\circ / \sqrt{h})] \quad (11)$$

Расчет и анализ допустимой погрешности датчиков БИНС для автомобильных РСА

Автомобильные радары ближнего действия работают на частоте 24 ГГц, а дальнего действия □ на частоте 77 ГГц. Дальность действия достигает нескольких сотен метров, типовая скорость движения автомобиля 15-40 м/с.

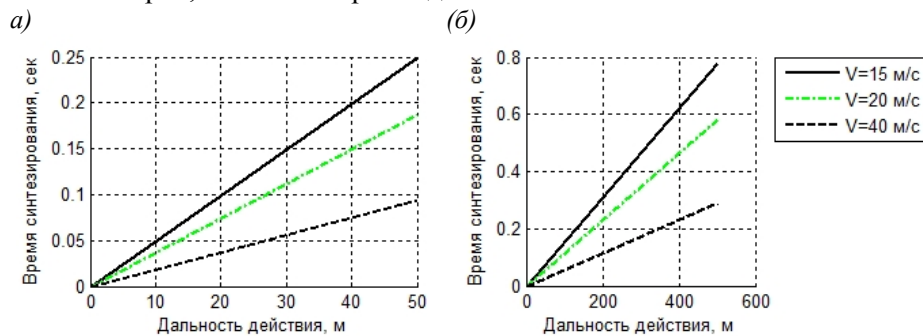


Рис. 2. Требуемое время синтезирования РСА от дальности наблюдения при разной скорости и рабочей частоте: а) $f_0 = 24$ ГГц; б) $f_0 = 77$ ГГц

На рис. 2 приведены рассчитанные по уравнению (5) значения длительности интервала синтезирования на частотах 24 и 77 ГГц от дальности действия до 50

и 500 м соответственно при разных скоростях. Рассматривался боковой обзор, требуемое разрешение по азимуту составляло 0,1 м.

Видно, что типовое значение длительности интервала синтезирования для автомобильной РСА составляет менее секунды. Для сравнения с задачами построения самолетной РСА, где дальности действия достигают 100 или более километров, а скорость движения носителя до 200 м/с, рассчитаем аналогичные характеристики и построим соответствующие графики (рис. 3).

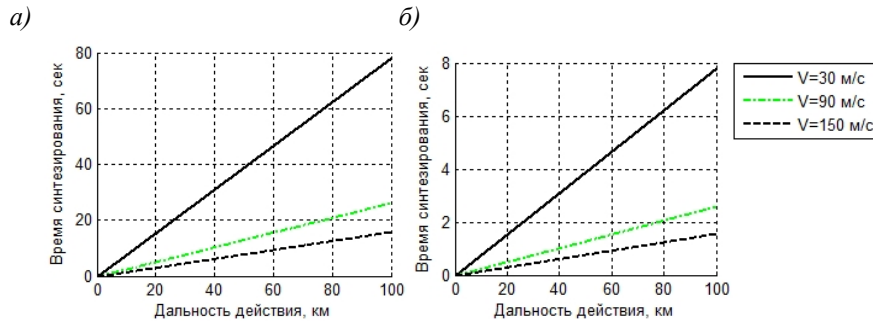


Рис. 3. Требуемое время синтезирования РСА (рабочая частота $f_0 = 77$ ГГц) при разной разрешающей способности: а) $dl = 0,1$ м; б) $dl = 1$ м

Видно, что в самолетных РСА время синтезирования занимает от нескольких секунд до нескольких минут. Таким образом, очевидно, что в автомобильных РСА (при прочих равных условиях) требования к точности БИНС будут менее жесткими. Чтобы оценить степень этого выигрыша, в дальнейшем будет рассматриваться общий диапазон $T_c = [1 \dots 100]$ с.

Результаты расчета требуемых параметров акселерометра и гироскопа по формулам (5)–(11) для удобства восприятия сведены в табл. 1 и 2.

Таблица 1

Допустимые погрешности акселерометра при разном времени синтезирования для $\delta r = 0,1$ м

Параметр	Время синтезирования, с				
	1	10	25	50	100
β_{\max}	0,02	$2 \cdot 10^{-4}$	$3,2 \cdot 10^{-5}$	$8 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$
$(\varphi_m + \varphi_n)$, mrad	20	0,2	0,03	0,008	0,002
$b_{a,0}$, μg	14000	140	22,4	5,6	1,4
$n_{a,0}$, $\mu g / \sqrt{Hz}$	8800	278	70,4	24,9	8,8

Таблица 2

Допустимые погрешности гироскопа при разном времени синтезирования для $\delta r = 0,1$ м

Параметр	Время синтезирования, сек				
	1	10	25	50	100
γ_{\max}	0,01	$1 \cdot 10^{-4}$	$1,6 \cdot 10^{-5}$	$4 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-8}$
$(\varphi_m + \varphi_n)$, mrad	20	0,2	0,03	0,008	0,002
$b_{\omega,0}$, $^\circ/h$	8930	8,9	0,57	0,07	0,009
$n_{\omega,0}$, $^\circ / \sqrt{h}$	78,4	0,24	0,025	0,0044	$7,8 \cdot 10^{-4}$

Следует отметить, что с увеличением или уменьшением разрешающей способности по сравнению с $\delta r = 0,1$ м допустимые значения погрешностей для ак-

селерометра и гироскопа линейно увеличиваются/уменьшаются во столько же раз. Поэтому легко могут быть рассчитаны из этих таблиц для других δr .

Важным также является тот факт, что суммарная погрешность оценки координат не должна превышать одного элемента разрешения по дальности δr . Однако ограничения, наложенные на каждый тип погрешности, рассчитываются отдельно (как будто остальных нет). Такое упрощение сделано в связи с тем, что, во-первых, заранее неизвестен вклад каждой погрешности в итоговую сумму, во-вторых, по части источников погрешности может быть выполнена предварительная калибровка, и тогда их влияние существенно уменьшится. В связи с этим расчет допустимых погрешностей датчиков ИНС рекомендуется проводить не для реального δr , а для его заниженного значения (в общем случае разделить на количество источников погрешности, считая их вклад в итоговую сумму одинаковым).

Напомним, что полученные в табл. 1 и 2 значения рассчитаны при условии, что имеется блок автофокусировки изображения, который устраняет медленные искажения фазы. При этом пиковая погрешность быстрой синусоидальной фазовой ошибки и СКО шумовой должны быть менее 1° . Это соответствует допустимым флюктуациям по расстоянию, равным $1.7 \cdot 10^{-5}$ и $5.4 \cdot 10^{-6}$ м для частот 24 и 77 ГГц соответственно.

Далее проанализируем, какие устройства БИНС соответствуют заявленным в табл. 1 и 2 требованиям. Датчики БИНС по точностным характеристикам можно условно разделить на следующие классы: стратегические БИНС (стабилизация ориентации и навигации стратегически важных объектов); навигационные (навигация воздушных, наземных и морских объектов); БИНС стабилизации ориентации; тактические (управление средним участком полета ракет); промышленные и потребительские (табл. 3 и 4.)

Т а б л и ц а 3

Типовые характеристики погрешностей акселерометра разного класса точности

Класс БИНС	β_{\max}	$(\varphi_m + \varphi_n)$, mrad	B, μg	N , $\mu g/\sqrt{Hz}$
Стратегические	$1 \cdot 10^{-7}$ - $1 \cdot 10^{-5}$	0,01	0,1-10	2-5
Навигационные	$1 \cdot 10^{-5}$ - $1,5 \cdot 10^{-4}$	0,05	20-50	5-20
БИНС стабилизации ориентации	$1 \cdot 10^{-4}$ - $5 \cdot 10^{-4}$	0,1	100-500	25-40
Тактические	$3 \cdot 10^{-3}$ - $1 \cdot 10^{-3}$	0,5	300-1000	50-75
Промышленные	0,001	1	3000	100
Потребительские	0,1	10	125000	150

Т а б л и ц а 4

Типовые характеристики погрешностей гироскопа разного класса точности

Класс БИНС	γ_{\max}	$(\varphi_m + \varphi_n)$, mrad	B, $^\circ/h$	N , $^\circ/\sqrt{h}$
Стратегические	$1 \cdot 10^{-6}$ - $1 \cdot 10^{-5}$	0,01	0,0001-0,005	$1 \cdot 10^{-5}$ - $5 \cdot 10^{-4}$
Навигационные	$1 \cdot 10^{-5}$ - $3 \cdot 10^{-5}$	0,05	0,003-0,01	0,001-0,002
БИНС стабилизации ориентации	$1 \cdot 10^{-4}$ - $5 \cdot 10^{-4}$	0,1	0,05-3	0,005-0,05
Тактические	$5 \cdot 10^{-4}$ - $1,5 \cdot 10^{-3}$	0,5	0,1-30	0,1-0,5
Промышленные	$2 \cdot 10^{-3}$	1	1-30	3
Потребительские	0,6	10	30-1000	5

Анализируя табл. 1, 2 и 3, 4, видим, что при разрешении по дальности, равном 0,1 м, и интервале синтезирования до 1 с можно использовать промышленные недорогие БИНС. При времени синтезирования до 10 с необходимо использовать устройства как минимум тактического уровня, а свыше – навигационного. Начиная с 50-60 с обеспечить необходимую точность могут дорогостоящие БИНС стратегического уровня, однако встает вопрос об экономической целесообразности их использования. При больших интервалах синтезирования желательно привлекать дополнительные (сторонние) средства повышения точности позиционирования.

Примерами инерциальных измерительных устройств (включающих в себя трехосевой акселерометр и трехосевой гироскоп) промышленно класса являются: ADIS16460, ADIS16445, ADIS16375; тактического класса: ADIS16490, ADIS16488A, ADIS16485, HG1700; навигационного: HG9900.

Следует отметить, что влияние систематической погрешности, масштабного коэффициента и неортогональности осей можно существенно уменьшить за счет предварительной калибровки датчиков. Методам калибровки в литературе уделяется большое внимание [17–20]. Дальнейшее снижение требований к параметрам БИНС можно обеспечить с помощью более сложного алгоритма автофокусировки изображения, а также путем привлечения данных от других датчиков (магнитометр, ГНСС). В целом табл. 1 и 2 ориентируют на то, какова должна быть точность компенсации погрешностей датчиков БИНС при их комплексировании с другими типами датчиков и усложнении алгоритмов обработки (как правило, это алгоритмы нелинейной фильтрации Калмана), если используется недорогое устройство БИНС низкого класса точности.

Заключение

Фазовые искажения траекторного сигнала в радаре с синтезированной апертурой играют ключевую роль в ухудшении характеристик РЛИ. Они определяются в основном отклонением траектории движения носителя от номинальной и могут достигать 100° и более, что приводит к существенной потере качества изображения (ухудшению разрешающей способности, энергетического потенциала, уменьшению контраста) вплоть до его полного разрушения. В связи с этим очень остро стоит вопрос о точной оценке собственных координат и скорости движения с помощью БИНС.

Расчет для типовых рабочих частот автомобильного радара: 24 и 77 ГГц на дальностях до 500 м при разрешающей способности РСА в 0,1 м показал, что время синтезирования составляет менее секунды. Анализ допустимых погрешностей датчиков свидетельствует о том, что при времени синтезирования 1 с и разрешении по дальности 0,1 м допустимый масштабный коэффициент, неортогональность осей, систематическая погрешность и спектральная плотность шума акселерометра равны соответственно $\beta_{\max} = 0,02$, $(\varphi_m + \varphi_n) = 20$ мрад, $b_{a,0} = 14000 \text{ g} \cdot 10^{-6}$ и $n_{a,0} = 8800 \text{ g} \cdot 10^{-6} / \sqrt{\text{Гц}}$. Для гироскопа эти величины составляют $\gamma_{\max} = 0,01$, $(\varphi_m + \varphi_n) = 20$ мрад, $b_{\omega,0} = 8930^\circ/\text{ч}$, $n_{\omega,0} = 78,4^\circ/\sqrt{\text{ч}}$. Это означает, что можно использовать недорогие устройства промышленного класса точности. В диапазоне от 1 до 10 с следует переходить на ИНС тактического, а затем и навигационного уровня точности.

Рассчитанные значения справедливы при условии, что дополнительно применяется автофокусировка изображения, которая устраняет линейные, квадратичные, кубические и медленные гармонические изменения фазы. При этом сохраняются ограничения на амплитуду быстрых гармонических и СКО шумовых флюктуаций. Они равны $1,7 \cdot 10^{-5}$ и $5,4 \cdot 10^{-6}$ м для частот 24 и 77 ГГц соответственно.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ, уникальный идентификатор соглашения RFMEFI57815X0130.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Akliouat H., Smara Y. Bouchemakh L.** Synthetic aperture radar image formaton process: application to a region of north Algeria // *Envisat Symposium*, April 23-27. Montreux, Switzerland, 2007. P.76–79.
2. **Wang L., Zhang Y.** An improved Algorithm of Range-Doppler for Air-borne Synthetic Aperture Radar // *Proc. International Conference on Transportation, Mechanical, and Electrical Engineering (TMEE)*, December 16-18. Changchun, China, 2011. P. 1713–1716.
3. **Mirbolouk S., Maghsoodi M., Torabi M.** Synthetic Aperture Radar Data Processing // *International Journal of Advanced Research in Computer Science and Software Engineering*. 2013. Vol. 3. Issue 5. P. 805–809.
4. **Ефимов А.В., Карпов О.А., Толстов Е.Ф.** Способы и алгоритмы синтеза антенны при переходе к сверхширокополосным зондирующим сигналам [Электронный ресурс]. Москва: ГУП НИИЦ «Спурт», 2009. Режим доступа: http://www.mivlg.ru/conf/armand2012/pdf/S3_5.pdf, свободный.
5. **Mittermayer J., Moreira A.** Spotlight SAR data processing using the Frequency Scaling Algorithm // *IEEE transactions on geoscience and remote sensing*. 1999. Vol. 37. № 5. P. 2198–2214.
6. **Неронский Л.Б., Михайлов В.Ф., Брагин И.В.** Микроволновая аппаратура дистанционного зондирования поверхности Земли и атмосферы. Радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны: Учеб. пособие / СПбГУАП. СПб., 1999. Ч. 2. 220 с.
7. **Радиолокационные системы** воздушной разведки, дешифрирование радиолокационных изображений: Учеб. пособие под ред. Школьного Л.А/ Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 530 с.
8. **Авиационные системы радиовидения** / Под ред. Г.С. Кондратенкова. М: Радиотехника, 2015. 648 с.
9. **Borges G.A., Lanari A.P., Ishihara J.Y.** An IMU/magnetometer/GPS-based localization system using correlated Kalman filtering сигналам [Электронный ресурс]. 2008. Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/228865673_An_IMUMagnetometerGPS-based_localization_system_using_correlated_Kalman_filtering, ограниченный.
10. **Sokolovic V., Dikic G., Stancic R.** Integration of INS, GPS, Magnetometer and Barometer for Improving Accuracy Navigation of the Vehicle // *Defence Science Journal*. 2013. Vol. 63. № 5. P. 451–455.
11. **Zhang P., Gu J., Milios E.E. Huynh P.** Navigation with IMU/GPS/Digital compass with Unscented Kalman Filter // *International Conference on Mechatronics & Automation*. Niagara Falls, Canada, 2005. P. 1497–1502.
12. **Васильев П.В., Мелешко А.В. Пятков В.В.** Повышение точности корректируемой инерциальной навигационной системы // *Известия вузов. Приборостроение*. 2014. Том. 57. №12. С. 15–21.
13. **Радиовидение.** Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Г.С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
14. **Doerry A. W.** Motion Measurement for Synthetic Aperture Radar [Электронный ресурс]. 2015. Режим доступа: <http://prod.sandia.gov/techlib/access-control.cgi/2015/1520818.pdf>, свободный.
15. **Матвеев В.В.** Инженерный анализ погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы // *Известия ТулГУ. Технические науки*. 2014. Вып. 9. Ч. 2. С. 251–267.
16. **Woodman O.J.** An introduction to inertial navigation. [Электронный ресурс]. 2007. Режим доступа: <http://www.cl.cam.ac.uk/techreports/UCAM-CL-TR-696.html>, свободный.

17. **Fong W.T., Ong S.K., Nee A.Y.** Methods for in-field user calibration of an inertial measurement unit without external equipment // *Measurement Science and Technology*. 2008. №19. P. 11–11.
18. **Artese G., Trecroci A.** Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system // *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. 2008. Vol. XXXVII. Part B5. P. 877–881.
19. **Nebot E., Durrant-Whyte H.** Initial calibration and alignment of low cost Inertial Navigation Units for land vehicle applications // *Journal of Robotics Systems*. 1999. Vol. 16, № 2. P. 81–92.
20. **Шаврин В.В., Конаков А.С., Тисленко В.И.** Калибровка микроэлектромеханических датчиков ускорений и угловых скоростей в бесплатформенных инерциальных навигационных системах. // Докл. Том. гос. ун-та систем упр. и радиоэлектроники. 2012. № 2(25). Ч. 2. С. 265–269.

Velikanova E.P., Gel'tser A.A., Erdyneev Zh.T. (Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics (TUSUR), **Panokin N.V.** (The National University of Science and Technology MISiS, Moscow)

Analysis of the accuracy requirements for the inertial navigation system in synthetic aperture radars// *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2016. Vol.24. No. 4 (95). P. 47–58.

Abstract. This paper describes the effect of trajectory-signal phase distortion on the image received by millimeter-wave automobile synthetic aperture radars (SAR). Calculations of the requirements for the errors of the sensors included in a strapdown inertial system to provide the resultant image with acceptable quality are given. Parameters of different accuracy-grade inertial sensors are analyzed; recommendations for choosing inertial sensors depending on SAR operating conditions and the required resolution are analyzed.

Key words: synthetic aperture radar, strapdown inertial navigation system, phase errors, accelerometer and rate gyro parameters errors, autofocus algorithm

REFERENCES

1. **Akliouat H., Smara Y., and Bouchemakh L.** Synthetic aperture radar image formation process: application to a region of north Algeria, *Envisat Symposium*, April 23–27. Montreux, Switzerland, 2007. P.76–79.
2. **Wang L. and Zhang Y.** An improved algorithm of range-Doppler for air-borne synthetic aperture radar // *Proc. Int. Conference on Transportation, Mechanical, and Electrical Engineering (TMEE)*, December 16–18. Changchun, China, 2011. P. 1713–1716.
3. **Mirbolouk S., Maghsoodi M., and Torabi M.**, Synthetic aperture radar data processing // *Int. J. Advanced Research in Computer Science and Software Engineering*. 2013. Vol. 3. Is. 5. P. 805–809.
4. **Efimov A.V., Karpov O.A., and Tolstov E.F.** Methods and algorithms for designing synthetic aperture radar in the transition to ultra-wideband probing signals. Moscow: GUP NPT's Spurt, 2009. http://www.mivlgu.ru/conf/armand2012/pdf/S3_5.pdf. (In Russian).
5. **Mittermayer J. and Moreira A.** Spotlight SAR data processing using the frequency scaling algorithm // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 1999. Vol. 37. No. 5. P. 2198–2214.
6. **Neronskii L.B., Mikhailov V.F., and Bragin I.V.**, *Mikrovolnovaya apparatura dstantsionnogo zondirovaniya poverkhnosti Zemli i atmosfery. Radiolokatory s sintezirovannoi aper-turoi anteny: Uchebnoe posobie (Microwave Equipment for Remote Sensing of the Earth Surface and Atmosphere. Synthetic Aperture Radars: Tutorial)*. St.Petersburg: SPbGUAP, 1999. Part 2.
7. **Radiolokatsionnye sistemy vozduшной razvedki, deshifirovanie radiolokatsionnykh izobrazhenii: Uchebnoe posobie (Radar airborne surveillance systems, interpretation of radar images: Tutorial)**. Shkol'nyi L.A., Ed. *Isdatel'stvo VVIA prof. N.E. Zhukovskogo*, 2008.
8. **Aviatsionnye sistemy radiovideniya (Airborne radio-wave imaging systems)**. Kondratenkov G.S., Ed. Moscow: Radiotekhnika, 2015.

9. **Borges G.A., Lanari A.P., and Ishihara J.Y.** An IMU/magnetometer/GPS-based localization system using correlated Kalman filtering сигналам, https://www.researchgate.net/publication/228865673_An_IMUMagnetometerGPS-based_localization_system_using_correlated_Kalman_filtering.
10. **Sokolovic V., Dikic G., and Stancic R.** Integration of INS, GPS, magnetometer and barometer for improving accuracy navigation of the vehicle // *Defence Science Journal*. 2013. Vol. 63. No. 5. P. 451–455.
11. **Zhang P., Gu J., Milios E.E., and Huynh P.** Navigation with IMU/GPS/digital compass with unscented Kalman filter // *Int. Conf. on Mechatronics & Automation*. Niagara Falls, Canada. 2005. P. 1497–1502.
12. **Vasil'ev P.V., Meleshko A.V., and Pyatkov V.V.** Improving the accuracy of a correctable inertial navigation system // *Izvestiya vuzov. Priborostroenie*. 2014. Vol. 57. No. 12. P. 15–21.
13. **Radiovidenie.** Radiolokatsionnye sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli: Ucheb. posobie dlya vuzov (Radio-wave Imaging. Remote Sensing of the Earth Surface: Tutorial). Kondratenkov G.S., Ed. Moscow: Radiotekhnika, 2005.
14. **Doerry A. W.** Motion Measurement for Synthetic Aperture Radar, <http://prod.sandia.gov/techlib/access-control.cgi/2015/1520818.pdf>
15. **Matveev V.V.** Engineering analysis of errors of a strapdown inertial navigation system // *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*. 2014. Is. 9. Part 2. P. 251–267.
16. **Woodman O.J.** An Introduction to Inertial Navigation. 2007. <http://www.cl.cam.ac.uk/techreports/UCAM-CL-TR-696.html>
17. **Fong W.T., Ong S.K., and Nee A.Y.** Methods for in-field user calibration of an inertial measurement unit without external equipment // *Measurement Science and Technology*. 2008. No. 19. P. 11–11.
18. **Artese G. and Trecroci A.** Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system // *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. 2008. Vol. XXXVII. Part B5. P. 877–881.
19. **Nebot E. and Durrant-Whyte H.** Initial calibration and alignment of low cost inertial navigation units for land vehicle applications // *Journal of Robotics Systems*. 1999. Vol. 16. No. 2. P. 81–92.
20. **Shavrin V.V., Konakov A.S., and Tislenko V.I.** Calibration of MEMS accelerometers and angular rate sensors in strapdown inertial navigation systems // *Doklady Tomskogo gos. universiteta sistem upr. i radioelektroniki*, 2012. No. 2(25). Part 2. P. 265–269.

Материал поступил 10.10.2016