

УДК 621.396.67:621.396.96:629.7.05

Оптимизация характеристик авиационного радиолокатора с синтезированной апертурой и его системы микронавигации

Старовойтов Е.И.*, Юрчик И.А.

Концерн радиостроения «Вега», Кутузовский проспект, 34

Москва, 121170, Россия

**e-mail: evgstarovojtov@yandex.ru*

Статья поступила 15.10.2019

Аннотация

Предлагается использовать авиационный радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) для поиска и обнаружения отделяющихся частей ракет-носителей при космических пусках. Выполнен анализ требований к системе микронавигации, используемой для измерения траекторных нестабильностей фазового центра антенны РСА. Описаны типы используемых в инерциальных блоках чувствительных элементов и способы коррекции ошибок системы микронавигации, накапливающихся при длительной работе. Получена оценка влияния погрешностей лазерных гироскопов на характеристики РСА. Разработан метод оптимизации массы инерциального блока с учетом погрешностей лазерных гироскопов. Результаты работы могут использоваться при разработке авиационных РСА различного назначения.

Ключевые слова: радиолокатор с синтезированной апертурой, система микронавигации, лазерные гироскопы, летательный аппарат, обнаружение, отделяющиеся части ракет-носителей, оптимизация.

Введение

При проведении космических пусков на трассе полета в заданных районах происходит падение элементов конструкции ракет-носителей – отделяющихся частей (ОЧ). После пуска ракеты-носителя наземными службами производится поиск, сбор и эвакуация упавших ОЧ для их последующей утилизации [1].

На практике из-за большого количества возмущающих факторов возникают отклонения фактических координат мест падения ОЧ от расчетных, с выходом за пределы выделенных для этой цели районов [2]. По статистике, при запуске ракет-носителей типа «Союз» отклонения фактических координат мест падения ОЧ от расчетных достигают 15 км [3].

Для слежения за траекторией ОЧ и определения координат их точек падения применяются наземные радиолокационные станции (РЛС) [1,4] и беспилотные летательные аппараты (БПЛА) с оптической аппаратурой [4].

Так как места размещения РЛС должны соответствовать условиям проведения траекторных измерений, а съемка с борта БПЛА выполняется на низких высотах (400 м), то проведение поисковых работ с использованием этих средств в труднодоступной местности будет занимать много времени и потребует больших затрат.

Для оперативного поиска и обнаружения ОЧ ракет-носителей может использоваться радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) авиационного базирования. Из-за специфики рассматриваемой задачи характеристики этого РСА могут отличаться от имеющихся аналогов.

Для улучшения качества получаемых РСА данных применяется инерциальная система микронавигации – автономная высокоточная навигационная система, расположенная вблизи фазового центра антенны (ФЦА).

Целью работы является оценка влияния погрешностей чувствительных элементов системы микронавигации на характеристики РСА, используемого для поиска и обнаружения ОЧ ракет-носителей, и разработка метода оптимизации этих характеристик.

Бортовые радиолокаторы с синтезированной апертурой и микронавигацией

Синтезирование апертуры – это метод повышения разрешающей способности РЛС по азимуту, т.е. в направлении, параллельном направлению полета летательного аппарата – носителя (ЛА-носителя), и получения детального радиолокационного изображения (РЛИ) подстилающей поверхности [5].

При синтезировании апертуры РЛС выполняет зондирование подстилающей поверхности во время движения по траектории полета ЛА-носителя и принимает отраженные эхо-сигналы (траекторный сигнал). Когерентное (синфазное) суммирование отсчетов траекторного сигнала на участке траектории заданной

длины эквивалентно синфазному суммированию эхо-сигналов в антенне такого же размера.

РСА, используемые для получения изображений подстилающей поверхности работают в частотном диапазоне 300 МГц – 40 ГГц (длины волн от 1 до 100 см). Высокая детализация получаемых РЛИ позволяет отслеживать изменения на выбранном участке подстилающей поверхности. Дифференциальная обработка данных нескольких РЛИ, полученных с двух близких траекторий ЛА-носителя, позволяет определять вертикальные смещения подстилающей поверхности с величиной порядка длины волны РЛС (дифференциальная интерферометрия) [6,7].

Ошибки системы управления и случайные колебания носителя вызывают отклонения ФЦА от опорной траектории – т.н. траекторные неустойчивости. Для улучшения качества РЛИ в состав РСА включают систему микронавигации, с помощью которой определяются поправки для компенсации траекторных неустойчивостей [5,8].

Система микронавигации – это автономно функционирующая высокоточная навигационная система, расположенная вблизи ФЦА, интегрирующая данные от собственных инерциальных блоков – бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), от аппаратуры спутниковой навигации (АСН), пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) ЛА-носителя и других внешних измерителей. В настоящее время системы микронавигации используются во многих РСА авиационного базирования [5,8-10].

Погрешность измерений траекторных нестабильностей определяется в первую очередь погрешностями чувствительных элементов (акселерометров и гироскопов) системы микронавигации. Играет роль локализация инерциальных блоков с чувствительными элементами: максимально достижимые характеристики РСА могут быть обеспечены только при совмещении системы микронавигации с ФЦА. Кроме того, из-за деформаций планера при маневрировании ЛА-носителя его центр масс смещается относительно ФЦА и диаграммы направленности антенны, что вызывает дополнительную погрешность [9,10].

Фактически траекторные нестабильности ФЦА определяются по данным от разнесенных измерителей разных типов [10]. При обработке траекторного сигнала также может быть дополнительно задействован ПНК ЛА-носителя [5,10].

В случае невозможности использования системы микронавигации либо ее больших погрешностях, для коррекции траекторных нестабильностей применяются алгоритмы автофокусировки РЛИ [5,11-14].

При снижении требований к разрешению РЛИ до 3...4 м для коррекции траекторных нестабильностей на прямолинейных отрезках полета вместо системы микронавигации может быть использован ПНК ЛА-носителя. Повышение разрешения РЛИ до 1 м и выше без данных от системы микронавигации затруднительно, а алгоритмы автофокусировки неэффективны для получения РЛИ однородной подстилающей поверхности [11].

Кроме того, ошибки измерения радиальной скорости ЛА-носителя, полученные с использованием алгоритмов автофокусировки на несколько порядков превышают значения, обеспечиваемые системами микронавигации [11,14].

Требования к погрешности определения фазового центра антенны

Допустимые погрешности измерений системы микронавигации определяются требуемым разрешением РЛИ, скоростью и высотой полета ЛА-носителя, рабочей длиной волны и другими факторами. Для определения этих погрешностей используется существующий математический аппарат [5,15].

Траекторные нестабильности вызывают амплитудные и фазовые искажения траекторного сигнала. Обычно амплитудные искажения невелики и их влиянием можно пренебречь. Фазовые искажения связаны с увеличением погрешности измерений координат объектов и ухудшением качества РЛИ.

Фазовые искажения траекторного сигнала описываются выражением

$$\psi(t) = \frac{4\pi}{\lambda} \cdot \left(\Delta v_p \cdot T_c + \Delta a_p \cdot \frac{T_c^2}{2} \right), \quad (1)$$

где λ – длина волны РЛС; Δv_p – ошибка измерения радиальной скорости; T_c – время синтезирования; Δa_p – ошибка измерения радиального ускорения.

Фазовые искажения, вызванные ошибками измерения радиального ускорения, не превышают фазовой нестабильности приемопередающего тракта (поэтому ими можно пренебречь), а ошибки измерения радиальной скорости вызывают существенные искажения (до 400°). Для получения РЛИ требуемого качества, фазовые искажения не должны превышать $10...15^\circ$, при этом основным их

источником являются упругие колебания корпуса ЛА-носителя и погрешности измерений траекторных нестабильностей [15].

Зависимость ошибки измерения радиальной скорости от времени синтезирования определяется как

$$\Delta v_p = \frac{\Delta \psi \cdot \lambda}{4\pi \cdot T_c}, \quad (2)$$

где $\Delta \psi$ – фазовое искажение эхо-сигнала.

Разрешение РЛИ по азимуту равно

$$\delta l = \frac{\lambda \cdot D_n}{2 \cdot v \cdot T_c \cdot \sin(\theta)}, \quad (3)$$

где D_n – наклонная дальность наблюдения; v – путевая скорость ЛА-носителя; θ – угол наблюдения.

Ошибка измерения радиальной скорости и разрешающая способность связаны между собой следующим образом

$$\Delta v_p = \frac{\Delta \psi \cdot \delta l \cdot v \cdot \sin(\theta)}{4\pi \cdot D_n}. \quad (4)$$

При формировании РЛИ подстилающей поверхности ошибка позиционирования ФЦА $\Delta_{\text{ФЦА}}$ не должна превышать $\frac{1}{2}$ длины волны РЛС λ [8,16].

Изменение фазы, вызванное вертикальным смещением подстилающей поверхности, при дифференциальной интерферометрии определяется выражением [7]

$$\delta \psi = \frac{4\pi \cdot v \cdot T_c \cdot \delta l}{\lambda \cdot D_n}. \quad (5)$$

Преобразуя (5) получаем для относительного возвышения подстилающей поверхности

$$\delta h = \frac{\lambda \cdot D_n \cdot \delta \psi \cdot \cos(\theta)}{4\pi \cdot \nu \cdot T_c}. \quad (6)$$

Для нахождения разрешения РСА по высоте Δh принимаем $\delta \psi = \Delta \psi$ и с учетом (2) получаем

$$\Delta h = \frac{\Delta \nu}{\nu} \cdot D_n \cdot \cos(\theta). \quad (7)$$

Проекция скорости на оси навигационной системы координат определяется интегралом от кажущегося ускорения, а проекция расстояния – двойным интегралом от кажущегося ускорения, поэтому величины Δv_p и $\Delta_{\text{ФЦА}}$ определяются в основном погрешностью акселерометров инерциальных блоков системы микронавигации. Измерения выполняются с учетом ориентации инерциальных блоков в пространстве, поэтому погрешности гироскопов также будут влиять на ошибку позиционирования ФЦА.

Ошибки БИНС в оценке скорости Δv и пройденного расстояния (позиционирования) ΔS за время t , определяемые погрешностями чувствительных элементов, имеют вид [17]

$$\Delta v_A = \frac{\Delta a}{\omega_0} \cdot \sin(\omega_0 \cdot t), \quad (8)$$

$$\Delta v_r = \varepsilon \cdot R \cdot (\cos(\omega_0 \cdot t) - 1), \quad (9)$$

$$\Delta S_A = \frac{\Delta a}{\omega_0^2} \cdot (1 - \cos(\omega_0 \cdot t)), \quad (10)$$

$$\Delta S_{\Gamma} = \frac{\varepsilon \cdot R}{\omega_0} \cdot (\sin(\omega_0 \cdot t) - \omega_0 \cdot t), \quad (11)$$

где Δa – ошибка акселерометра; ε – дрейф гироскопа; ω_0 – частота Шулера, определяемая выражением

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R}}, \quad (12)$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение силы тяжести; R – расстояние от центра Земли до центра масс ЛА-носителя

$$R = R_3 + R_h, \quad (13)$$

где $R_3 = 6371 \text{ км}$ – радиус Земли; R_h – высота полета ЛА-носителя.

Чувствительные элементы инерциальных блоков системы микронавигации

Перспективные РСА авиационного базирования работают в X - и K_u -диапазонах частот [8,16]. При выборе диапазона частот необходимо учитывать требуемое разрешение РЛИ, поглощение в атмосферных осадках и облачности, а также допустимую ошибку позиционирования ФЦА.

В перспективных бортовых БИНС планируется применение прецизионных маятниковых акселерометров с погрешностью измерения ускорений $10^{-5} \dots 10^{-6} \text{ g}$, а также лазерных и волоконно-оптических гироскопов, имеющих случайный дрейф в запуске $10^{-2} \dots 10^{-3} \text{ град/ч}$ [18].

Погрешности чувствительных элементов могут возрастать под влиянием внешних воздействующих факторов, что должно учитываться при разработке системы микронавигации.

В БИНС для авиационной и ракетно-космической техники широко применяются маятниковые компенсационные акселерометры, изготовленные с использованием кремния или кварца. Кварцевые акселерометры обеспечивают меньшую погрешность, а кремниевые акселерометры более технологичны и имеют меньшую стоимость.

Специфика применения акселерометров в инерциальных блоках состоит в обеспечении их быстрой готовности после подачи питания и невозможности калибровки перед работой. Принципиальным является стабильность параметров акселерометров в широком диапазоне значений внешних воздействующих факторов [19].

В настоящее время лазерные гироскопы являются основным типом датчиков в БИНС различного назначения [17]. Основные источники погрешностей лазерных гироскопов – смещение или сдвиг нуля (нулевого сигнала), изменение масштабного коэффициента и наличие зоны захвата.

На дрейф выходного сигнала гироскопа оказывает влияние внешнее магнитное поле. Для снижения его влияния в зависимости от типа лазерных гироскопов используются многослойные внешние экраны или многослойный корпус инерциального блока, а при монтаже инерциальных блоков на ЛА-носителе должна контролироваться напряженность постоянного магнитного поля в местах установки.

Отличительная особенность лазерного гироскопа – наличие зоны захвата, приводящее к нечувствительности при вращении с малыми угловыми скоростями.

Линеаризация выходной характеристики лазерного гироскопа обеспечивается либо за счет знакопеременного вращения лазерного гироскопа с помощью частотной подставки (механического виброподвеса), либо наложением переменного магнитного поля (магнитооптическое управление).

На сегодняшний день погрешности лазерных гироскопов с магнитооптическим управлением на основе эффекта Зеемана превышают погрешности гироскопов с механическим виброподвесом [20].

При эксплуатации лазерных гироскопов с механическим виброподвесом необходимо учитывать, что инерциальный блок является механической системой с колеблющимися элементами, поэтому посадочные места на ЛА-носителе должны обеспечить достаточную жесткость установки.

Волоконно-оптические гироскопы по своим характеристикам уже приблизились к лазерным гироскопам. Но пока сравнение БИНС с лазерными гироскопами и с волоконными гироскопами показывает, что вторые имеют большую погрешность и меньший динамический диапазон измеряемых угловых скоростей [21,22].

Перспективными могут быть кольцевые моноблочные гироскопы, занимающие промежуточное положение между лазерными и волоконно-оптическими гироскопами [23].

Микроэлектромеханические (МЭМС) гироскопы имеют малую массу и габариты, высокую технологичность и низкую стоимость. Однако большая погрешность измерений ограничивает их применение. МЭМС-гироскопы

используются в системах с продолжительностью работы не более нескольких минут [24], либо когда большие погрешности измерений не являются критичными.

Широкое внедрение волновых твердотельных гироскопов сдерживается меньшим динамическим диапазоном измеряемых угловых скоростей и технологическими проблемами при производстве. Но в перспективе этот тип приборов может стать основным для использования в БИНС [18].

Характеристики радиолокатора с синтезированной апертурой и требования к чувствительным элементам инерциальных блоков

Для максимального обзора района, выделенного для падения ОЧ, ЛА-носитель выполняет полет на больших высотах. В качестве исходных данных принимаем: $R_h = 9000$ м; $v = 200$ м/с; $\delta l \leq 1,6$ м; $\Delta\psi \leq 15^\circ$. Основные характеристики комплекса РСА с интегрированной системой микронавигации определяются с использованием выражений (2), (8)-(11), а его оптимизация выполняется при следующих условиях:

1. Погрешность акселерометров принимается в пределах $10^{-5} \dots 10^{-6}$ g;
2. Рабочая длина волны РСА составляет от 1,7 до 7,5 см (K_u -, X-, C-диапазоны частот).

Первое условие связано с реальными погрешностями серийно выпускаемых акселерометров, второе обусловлено особенностями распространения радиоволн.

При $\lambda < 1,7$ см наблюдается сильное поглощение радиоволн водяным паром, что ограничивает работу РСА при наличии облачности (уже при $\lambda < 4,0$ см атмосферные осадки затрудняют работу). С увеличением рабочей длины волны

($\lambda > 7,5$ см) высокое разрешение РЛИ достигается с увеличением размера синтезированной апертуры (и, соответственно T_c). В результате, для компенсации нарастающих со временем ошибок Δv_p и ΔS_A , погрешности чувствительных элементов Δa и ε должны быть меньше значений, обеспечиваемых в настоящее время при серийном производстве подходящих компонентов.

Таким образом, при заданном разрешении РЛИ δl наблюдается зависимость необходимой максимальной рабочей длины волны РСА от погрешности акселерометра в инерциальном блоке системы микронавигации (см. рис 1).

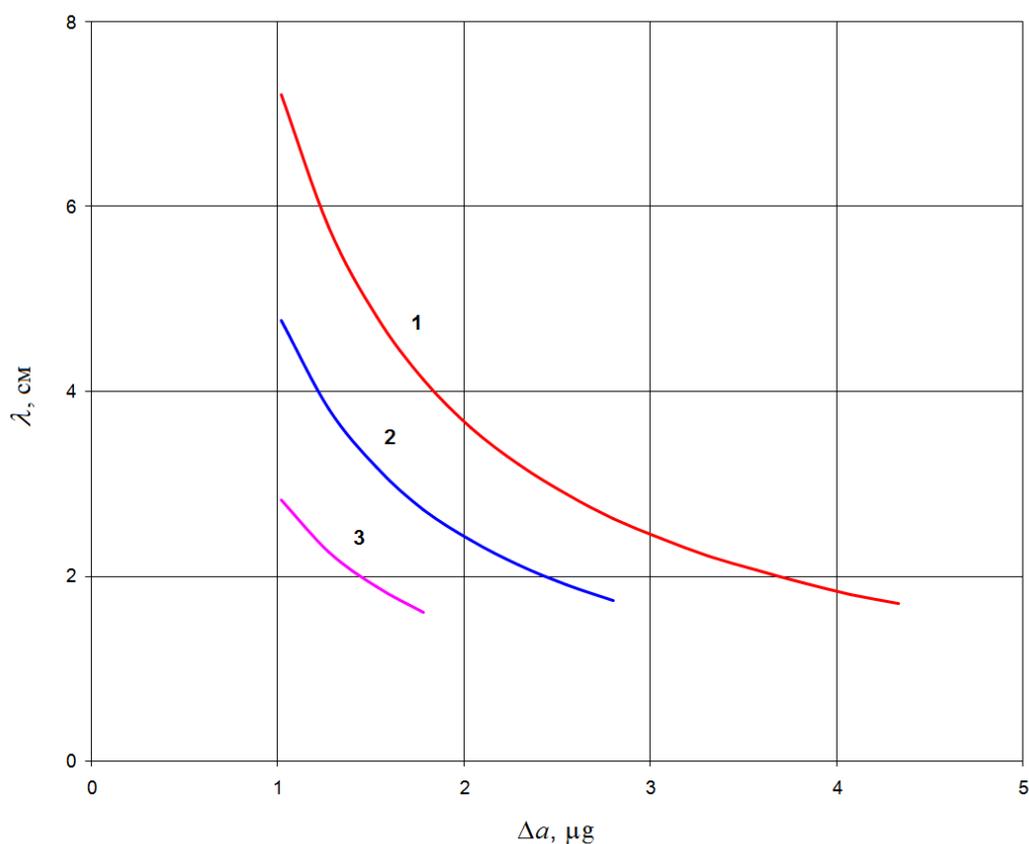


Рисунок 1— Зависимость максимальной рабочей длины волны от допустимой погрешности акселерометра: 1 – $\delta l = 1,6$ м; 2 – $\delta l = 1,3$ м; 3 – $\delta l = 1,0$ м

Другими словами, заданное разрешение РЛИ может обеспечиваться за счет уменьшения рабочей длины волны, что приведет к потерям в атмосферных осадках, либо одновременным увеличением длины волны, времени синтезирования T_c и применением высокоточных чувствительных элементов. Задача разработчика состоит в нахождении оптимального сочетания параметров.

Из рисунка видно, что с повышением разрешения РЛИ уменьшаются допустимые погрешности акселерометра и сужается диапазон рабочих длин волн (частот). Увеличение допустимой погрешности для акселерометра также связано с увеличением допустимых уходов гироскопов (см. рис. 2).

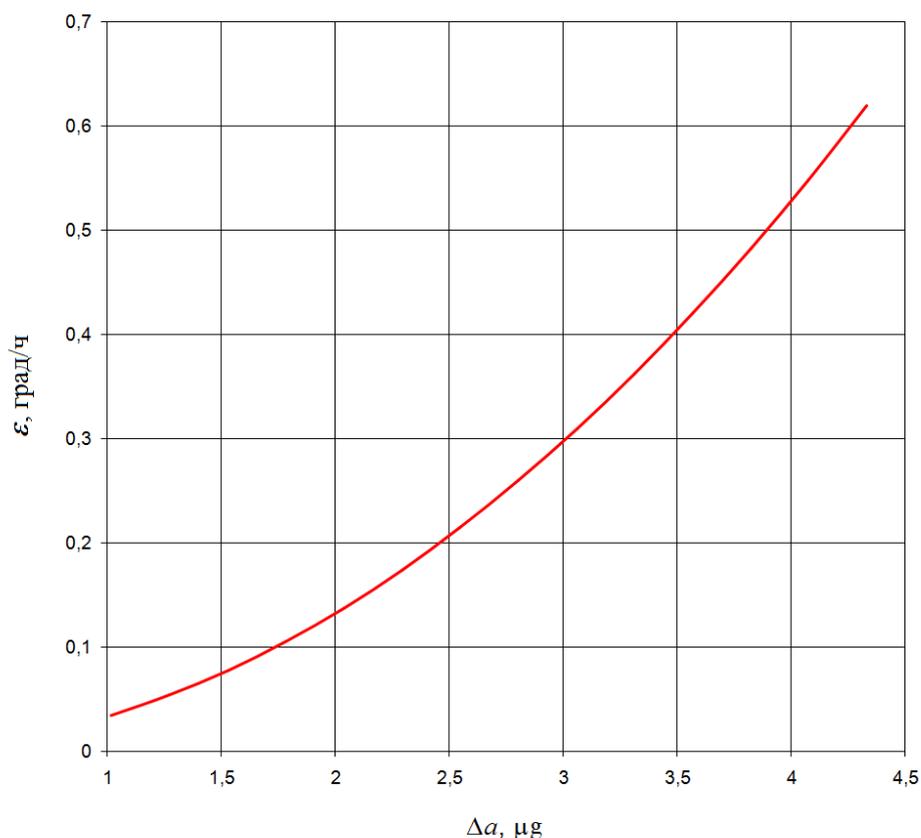


Рисунок 2 – Зависимость допустимых значений ухода гироскопов от погрешности акселерометра при разрешении РЛИ $\delta l = 1,6$ м

Из рисунка видно, что с увеличением в разы погрешности акселерометров допустимый уход гироскопов возрастает более чем на порядок, что позволяет рассматривать возможность перехода от лазерных гироскопов с механическим виброподвесом к лазерным гироскопам с магнитооптическим управлением и к волоконно-оптическим гироскопам.

В таблице 1 показаны несколько отличающихся характеристиками вариантов РСА с системой микронавигации.

Таблица 1

Варианты РСА с системой микронавигации РСА

Вариант	δl , м	Допустимые погрешности чувствительных элементов инерциального блока		Частотные диапазоны РСА			$\Delta_{\text{ФЦА}}/\lambda$, %	Δh , см
		Δa , μg	ε , град/ч	C	X	K_u		
1.	1,6	1,0...4,3	0,03...0,62	+	+	+	1,7...7,2	2,79
2.	1,4	1,0...3,3	0,04...0,41	+	+	+	1,7...5,5	2,44
3.	1,2	1,0...2,3	0,04...0,23	+	+	+	1,8...4,1	2,09
4.	1,0	1,0...1,8	0,05...0,17	-	+	+	1,6...2,8	1,74
5.	0,8	1,0	0,07	-	-	+	1,8	1,40

Из табличных данных видно, что в K_u - и X -диапазоне частот можно получить разрешение РЛИ $\delta l \leq 1,0$ м, если в инерциальном блоке используются кварцевые акселерометры и лазерные гироскопы с механическим виброподвесом.

Оптимизация массы инерциального блока с учетом погрешности лазерных гироскопов

При использовании в системе микронавигации инерциальных блоков на базе лазерных гироскопов необходимо учитывать зависимость погрешности измерений от массогабаритных характеристик приборов.

Относительная чувствительность к угловым перемещениям и величина погрешности лазерного гироскопа определяются размерами его резонатора. От линейных размеров резонатора в свою очередь, зависят масса и габариты гироскопа (и инерциального блока в целом).

Максимально достижимые величины погрешностей лазерного гироскопа можно оценить с помощью коэффициента случайного дрейфа [25]

$$\varepsilon_{\theta} = \frac{90 \cdot c \cdot \lambda_{\text{л}}}{\pi \cdot H \cdot L^2} \cdot \sqrt{\frac{h \cdot \nu_{ab} \cdot \tau_3 \cdot \mu}{\pi \cdot P_{\text{вых}}}}, \quad (14)$$

где $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света; $\lambda_{\text{л}}$ – длина волны лазера; H – безразмерный коэффициент; L – длина периметра лазерного резонатора; $h = 6,63 \cdot 10^{-34}$ Дж·с – постоянная Планка; ν_{ab} – частота лазерного перехода; τ_3 – пропускание выходного зеркала; μ – потери в резонаторе лазера; $P_{\text{вых}}$ – выходная мощность лазера.

Из выражения (2) следует, что при фиксированной длине волны РСА λ , ошибка измерения радиальной скорости Δv_p обратно пропорциональна T_c . Далее исходим из допущения, что при типичном значении дрейфа лазерного гироскопа ε_T (и соответствующей ему величине ε_{θ}) инерциальный блок имеет массу m_0 . Тогда, при $t = T_c$, и с учетом

$$\varepsilon_{\theta} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{t}}, \quad (15)$$

преобразуем выражение (9) и получаем соотношение, которое может быть использовано для оценочной зависимости массы инерциального блока от допустимой погрешности лазерных гироскопов, определяемой величиной Δv_p

$$m_{ИБ} = m_0 \cdot \sqrt{\frac{\varepsilon_T \cdot R \cdot (\cos(\omega_0 \cdot t) - 1)}{\Delta v}}. \quad (16)$$

Принимаем: $\varepsilon_T = 5 \cdot 10^{-3}$ град/ч; $R_h = 9000$ м; $m_0 = 15$ кг (соответствует $\Delta v_p = 8 \cdot 10^{-5}$ м/с и $T_c = 26$ с). С помощью соотношения (16) получаем обратную зависимость между массой инерциального блока и величиной Δv_p (см. рис. 3), которая представляет собой множество альтернативных решений (т.н. множество Парето).

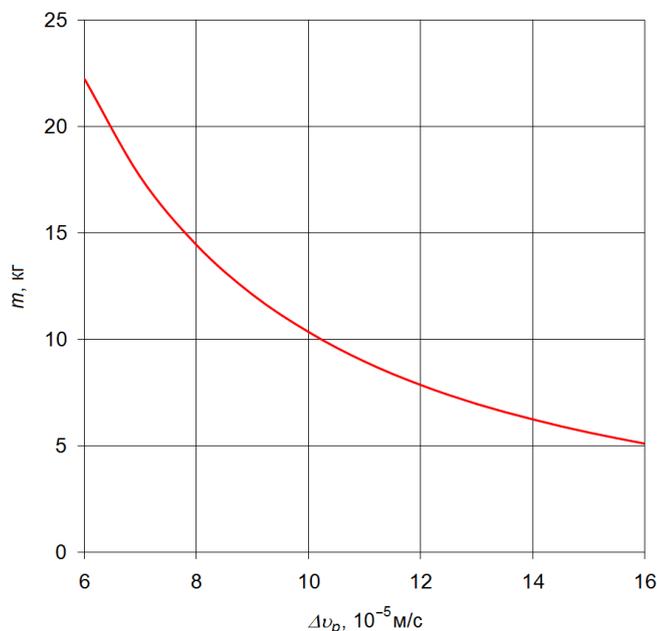


Рисунок 3 – Множество Парето для массы инерциального блока и допустимой ошибки измерения радиальной скорости

Множество Парето используется при векторной постановке задачи многокритериальной оптимизации, когда необходимо преодолеть противоречие, связанное с неопределенностью при выборе значимости критериев оценки. Этот метод многокритериальной оптимизации позволяет определить наиболее приемлемое сочетание критериев, исходя из имеющихся ресурсов [26].

Если для $x, x' \in X$ выполняется неравенство

$$\Phi_i(x') \geq \Phi_i(x), \quad (17)$$

при котором первое решение предпочтительнее второго (если $\Phi_i \rightarrow \max$), а второе решение исключается, тогда x' является Парето-оптимальным решением задачи многокритериальной оптимизации.

Множество Парето в этом случае определяется как

$$P(X) = \{x' \in X \mid \text{не существует такого } x \in X, \text{ что } \Phi_i(x) \geq \Phi_i(x')\}. \quad (18)$$

Таким образом, во множество Парето включаются только решения, в которых удовлетворение одного из критериев приводит к ухудшению требований других критериев. При необходимости выбора одного единственного решения вводятся дополнительные критерии и ограничения, или используются экспертные оценки.

Из множества на рис. 3 следует, что инерциальный блок, обеспечивающий измерение радиальной скорости с ошибкой $\Delta v_p \sim 10^{-4}$ м/с будет иметь массу около 10 кг. При снижении допустимой ошибки до $\Delta v_p \sim 8 \cdot 10^{-5}$ м/с масса инерциального блока приблизится к 15 кг.

Аналогично решается задача для габаритов инерциального блока. Оптимизация массы аппаратуры особенно актуальна, если в качестве ЛА-носителя используется малоразмерный БПЛА.

В то же время, выражение (16) применимо только для оценки в первом приближении, что обусловлено нелинейным характером реальной зависимости массогабаритных характеристик инерциального блока от погрешностей чувствительных элементов и влиянием дополнительных факторов. Разработка методики более подробной оценки является перспективной задачей, требующей дополнительных исследований.

Внешняя коррекция ошибок системы микронавигации

При длительной работе системы микронавигации из-за уходов акселерометров и гироскопов БИНС неизбежно будет нарастать погрешность определения географических координат, а при синтезировании апертуры – падать разрешение РСА. Поэтому с увеличением длительности полета потребуется коррекция от внешних измерителей. В моменты коррекции ошибок должна быть обеспечена синхронизация измерений БИНС системы микронавигации и внешних измерителей [10].

АСН является самым доступным и наименее затратным вариантом. Но так как приемники спутниковых сигналов подвержены импульсным помехам, то их размещение вблизи РЛС будет затруднительно [27].

В качестве радикальной меры возможно отключение АСН во время сеансов работы РСА. Длительность работы РСА может определяться допустимыми ошибками системы микронавигации, при превышении которых РСА отключается и проводится коррекция от АСН.

Ситуация облегчается, если антенны РСА расположены под фюзеляжем, а антенны АСН над фюзеляжем, т.е. между ними находится корпус ЛА-носителя, который играет роль экрана.

Астрокоррекция по положению Солнца и звезд может выполняться на высоте полета 9000 м независимо от наличия радиопомех и режимов излучения РСА. Погрешность определения ориентации ЛА-носителя составляет $0,002...0,006^\circ$ при допустимых угловых скоростях $0,54...3,50^\circ/\text{с}$ [28,29].

Возможна коррекция системы микронавигации по данным от самого РСА, работающего в режиме автофокусировки или в качестве доплеровского измерителя скорости и угла сноса [9,16].

Заключение

В представленной работе для поиска и обнаружения ОЧ ракет-носителей при космических пусках предлагается использовать РСА авиационного базирования. Для измерения траекторных нестабильностей ФЦА РСА служит система микронавигации с инерциальными блоками на базе лазерных гироскопов.

Предполагается, что полет ЛА-носителя выполняется на высоте 9000 м со скоростью 200 м/с. Для этих исходных данных были определены характеристики

РСА, работающего в K_u -, X - и C -диапазонах частот, и чувствительных элементов инерциальных блоков.

Практическая значимость работы заключается в том, что:

1. Получены оценки влияния погрешностей чувствительных элементов инерциальных блоков системы микронавигации на характеристики РСА;

2. На основе множеств Парето разработан метод оптимизации массы инерциального блока и допустимой ошибки измерения радиальной скорости.

Данные результаты могут быть использованы в разработке и модернизации различных РСА авиационного базирования.

Библиографический список

1. Авдошин В.В., Двуреченский А.И. Применение радиолокации при эксплуатации районов падения отделяющихся частей ракет-носителей // Труды всероссийской научно-практической конференции «Приоритетные задачи обеспечения безопасности и экологического сопровождения пусков РН типа "Союз", направления их реализации» (Барнаул, 4 - 5 октября 2016). - Барнаул: Институт водных и экологических проблем СО РАН, 2017. С. 139 – 153.

2. Булекбаев Д.А. Проблемные вопросы баллистического обоснования районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения и пути их разрешения // Вооружение и экономика. 2013. № 4. С. 20 - 25.

3. Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Ширшов Н.В. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракет-носителей // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2016. № 655. С. 107 - 113.
4. Дмитриев О.Ю., Ситникова И.П. Обеспечение безопасного функционирования районов падения и безопасности на объектах космодрома «Восточный» с применением комплекса технических средств эксплуатации районов падения и комплекса ликвидации экологических последствий аварийных ситуаций при осуществлении первого пуска РН «Союз-2.1А» // Труды всероссийской научно-практической конференции «Приоритетные задачи обеспечения безопасности и экологического сопровождения пусков РН типа "Союз", направления их реализации» (Барнаул, 4 - 5 октября 2016). - Барнаул: Институт водных и экологических проблем СО РАН, 2017. С. 48 - 57.
5. Антипов В.Н., Викентьев А.Ю., Колтышев Е.Е. и др. Авиационные системы радиовидения. - М.: Радиотехника. 2015. - 648 с.
6. Логинова Е.О. Обзор бесконтактных методов мониторинга рельефа подстилающей поверхности // Научная сессия ГУАП: Сборник докладов. Технические науки. - Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, 2016. Ч. 1. С. 119 - 125.
7. Гавриленко Ю.Н., Петрушин А.Г., Ковалев К.В. Оценка сдвижений и деформаций земной поверхности при подземной разработке угольных месторождений методом радарной интерферометрии // Наукові праці УкрНДМІ НАН України. 2013. № 12. С. 366 - 381.

8. Брайткрайц С.Г., Ильин Е.М., Мартышин А.В., Полубехин А.И., Савостьянов В.Ю., Самарин О.Ф., Юрин А.Д., Хомяков К.А. Унифицированный интегрированный с подсистемой микронавигации малогабаритный многофункциональный радиолокатор для беспилотных летательных аппаратов средней и малой дальности // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. № 11. С. 313 - 326.
9. Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Билик В.В., Коврегин В.Н. Пространственно-распределенная система микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой // XVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам (Санкт-Петербург, 30 мая-01 июня 2011). – Спб: ЦНИИ "Электроприбор", 2011. С. 185 - 194.
10. Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Коврегин В.Н., Коврегина Г.М., Меркулова И.И. Летная отработка распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. № 1. С. 222 - 231.
11. Карпов О.А., Титов М.П., Цветков О.Е. Методика экспериментальной проверки пригодности навигационных датчиков для микронавигационного обеспечения РСА // II Всероссийские Армандовские чтения «Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред». Муром – 2012. Материалы конференции (Муром, 26-28 июня 2012). – Муром: ИПЦ МИ ВлГУ, 2012. С. 532 - 537.

12. Xinhua M., Zhu D., Zhang Y. Knowledge-aided two-dimensional autofocus for synthetic aperture radar // IEEE Radar Conference (RadarCon13). 2013. pp 1-6. DOI: 10.1109/RADAR.2013.6585964
13. Torgrimsson J., Dammert P., Hellsten H., Ulander L.M.H. Factorized Geometrical Autofocus for Synthetic Aperture Radar Processing // Geoscience and Remote Sensing, IEEE Transactions, 2014, vol. 52, no. 10, pp. 6674 - 6687. DOI: 10.1109/TGRS.2014.2300347
14. Лихачев В.П., Сидоренко С.В. Помехоустойчивость алгоритма автофокусировки изображений по минимуму энтропии при сложной фоновой обстановке // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=92074>
15. Петров Ю.В., Бызов А.Н., Петров Н.Ю., Юхно С.А. Анализ влияния дестабилизирующих факторов на искажения траекторных сигналов в бортовом радиолокаторе высокого разрешения // Вестник Воронежского государственного университета. Серия: системный анализ и информационные технологии. 2015. № 1. С. 67 - 75.
16. Ильин Е.М., Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Полубехин А.И., Савостьянов В.Ю., Сыпало К.И. Облик бортовой интегрированной навигационной системы летательного аппарата, обеспечивающей высокоточное позиционирование фазового центра антенны бортовой РЛС // Вестник СибГУТИ. 2016. № 3. С. 33 - 45.
17. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2009. - 280 с.

18. Кивокурцев А.Л. Особенности датчиков первичной информации, алгоритмов ориентации современных бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Всероссийская научно-техническая конференция, посвященная 50-летию Иркутского филиала МГТУ ГА «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России»: сборник трудов (Иркутск, 17-19 мая 2017). – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2017. С. 79 - 87.
19. Голяев Ю.Д., Колбас Ю.Ю., Коновалов С.Ф., Соловьева Т.И., Томилин А.В. Критерии выбора акселерометров для инерциального измерительного блока // Системотехника: системный проблемы надежности, качества и информационных технологий. 2012. № 10. URL: <http://systech.miem.edu.ru/?q=21>
20. Азарова В.В., Голяев Ю.Д., Савельев И.И. Зеemanовские лазерные гироскопы // Квантовая электроника. 2015. Т. 45. № 2. С. 171 - 179.
21. Кузнецов А.Г., Молчанов А.В., Чиркин М.В., Измайлов Е.А. Прецизионный лазерный гироскоп для автономной инерциальной навигации // Квантовая электроника. 2015. Т. 45. №1. С. 78 – 88.
22. Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарев В.Г., Морев И.В., Скрипников С.Ф., Хмелевская М.И., Буравлев А.С., Кострицкий С.М., Федоров И.В., Зувев А.И., Варнаков В.К. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов // Гироскопия и навигация. 2014. № 1 (84). С. 14 – 26.

23. Ус Н.А., Задорожний С.П. Модель источников шумов и нестабильностей кольцевого моноблочного гироскопа // Труды МАИ. 2018. № 102. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=98922>
24. Крылов А.А., Корниюк Д.В. Технологические подходы к устранению смещения нуля МЭМС гироскопов в составе гироскопического блока // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100768>
25. Болотнов С.А., Вереникина Н.М. Лазерные информационно-измерительные системы. - М. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2005. Ч. 2. - 92 с.
26. Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход. - М. Физматлит, 2004. - 176 с.
27. Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Борзов А.Б., Меркулова И.И. Контроль, диагностика и оптимизация структуры распределенных инерциальных навигационных систем // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. № 4(7). С. 1456 - 1464.
28. Герасимчук Ю.Н., Брайткрайц С.Г., Болотнов С.А., Людомирский М.Б., Каютин И.С., Ямщиков Н.Е., Бессонов Р.В. Основы определения корректирующих поправок в бесплатформенной астроинерциальной навигационной системе // Новости навигации. 2011. № 4. С. 33 - 39.
29. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Куркина А.Н., Лискив А.С., Людомирский М.Б., Каютин И.С., Ямщиков Н.Е., Гаврилов А.Л., Гульцов С.В., Степанов Ю.В. Астроинерциальная навигационная система // 4-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации

космических аппаратов»: сборник трудов (Таруса, 8-11 сентября 2014). - М.:

Институт космических исследований РАН, 2015. С. 21 - 37.