

## **Требования к современным системам микронавигационного обеспечения РСА**

М.И. Бабокин<sup>1</sup>, О.А. Карпов<sup>1</sup>, Е.Ф. Толстов<sup>1</sup>, А.В. Бабиченко<sup>2</sup>, В.В. Краснов<sup>2</sup>, А.В. Некрасов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ЗАО «Аэрокон», 140187, г. Жуковский, МО, ул. Гагарина, 1, e-mail: karp@smtp.ru

<sup>2</sup>АО «Инерциальные технологии «Технокомплекса», 140108, г. Раменское, МО, ул. Михалевича, 39, к.3. e-mail: itt@inertech.ru

*В докладе проводится анализ требований, которые предъявляются к навигационному обеспечению режимов работы бортовых РЛС авиационного базирования, использующих принцип синтетизирования апертуры антенны (РСА) и исследуется возможность использования для этой цели современных и перспективных безплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). На основании проведенного анализа делается вывод, что оптимальным решением для задачи навигационного обеспечения режимов РСА современных РЛС является разделение функции макро и микро навигации между штатной высокоточной БИНС бортового комплекса самолета и специализированной БИНС средней точности, расположенной вблизи антенны РЛС и решающей с нужной точностью микронавигационную задачу при коррекции ошибок от штатной БИНС.*

*In this report is conducted analysis of the requirements, which are presented to navigational provision state of working on-board aircraft basing radar, using principle of synthetic aperture radar (SAR) and is researched possibility of the use to this effect modern and perspective strap down inertial navigation systems (SINS). On the bases of analysis is done conclusion that optimum decision for problem of the navigational provision mode SAR modern radar is division to functions macro and micro navigation between staff high accuracy SINS on-board complex of the plane and specialized BINS accuracy in the mean, located near radar antenna and solving with necessary accuracy micro navigation problem when correcting mistake from staff SINS.*

### **Введение**

Проблема использования инерциальных навигационных измерителей для обеспечения работы режимов воздух-поверхность (ВП) в радиолокационных станциях (РЛС), использующих принцип радиолокации с синтезированием апертуры антенны (РСА), достаточно подробно обсуждалась в специальной литературе [1–3], однако остаются некоторые вопросы научного и технического характера, которые не позволяют считать эту проблему полностью решенной.

В частности, остается открытым вопрос о возможности и диапазоне условий использования штатной инерциальной навигационной системы (ИНС) самолета, а также о требованиях к дополнительным инерциальным датчикам, используемым для комплексирования со штатной ИНС [1], и (или) к специальной измерительной системе, работающей автономно и расположенной вблизи фазового центра антенны (ФЦА) РЛС.

В настоящее время остроту проблемы навигационного (микронавигационного) обеспечения работы режимов РСА несколько снимает использование алгоритмов автофокусировки [4–6], однако эти алгоритмы, во-первых, не могут решать задачу во всех условиях полета (например, они плохо работают по морской и другой однородной поверхности). Во-вторых, для обеспечения высокого (порядка 1 м и лучше) разрешения режимов РСА, по-видимому, необходимо использовать как данные инерциальных и спутниковых измерений, так и алгоритмы автофокусировки (АФ).

Предлагаемый Вашему вниманию доклад – это попытка сформулировать требования к микронавигационной системе (МНС), предназначенной для информационного обеспечения режимов РСА, возникающие на современном этапе и предложить пути их выполнения.

## 1. Требования к точности навигационных измерений со стороны РЛС

Как известно [1, 3], отклонения от заданной траектории полета носителя РЛС, которые не учтены в алгоритмах цифровой обработки сигнала РСА в виде соответствующих корректирующих функций, приводят к искажениям результирующего радиолокационного изображения (РЛИ). В частности, это расфокусировка по азимутальной и дальностной координатам, смещение объектов относительно их истинного положения, потеря яркости изображения, увеличение боковых лепестков синтезированной диаграммы направленности, что влечет за собой повторы целей, и ряд других искажений. Поэтому для получения радиолокационных изображений приемлемого качества приходится ограничивать интервал синтезирования (ИС) или применять различные методы компенсации траекторных ошибок.

Одним из методов коррекции траекторных ошибок при синтезировании апертуры в РСА является использование информации о положении, ускорении и скорости ФЦА бортовой РЛС (БРЛС) в каждой точке его траектории от бортовых навигационных датчиков различного типа. Рассмотрим это подробнее.

На качество формируемого в РСА РЛИ непосредственно влияет знание закона изменения расстояния  $\Delta r(t)$  от ФЦА до некоторой неподвижной точки поверхности С на интервале синтезирования (ИС)  $-T_c/2 \leq t < T_c/2$  (см. рис. 1).

Практика показывает, что на коротких (до 1...2 с) ИС (интервал  $T_c'$  на рис. 1) движение ФЦА можно считать равноускоренным (т.е. с фиксированными значениями ускорений по всем осям), а функцию  $\Delta r(t)$  (приращение расстояния на ИС, см. рис. 1) можно аппроксимировать параболой

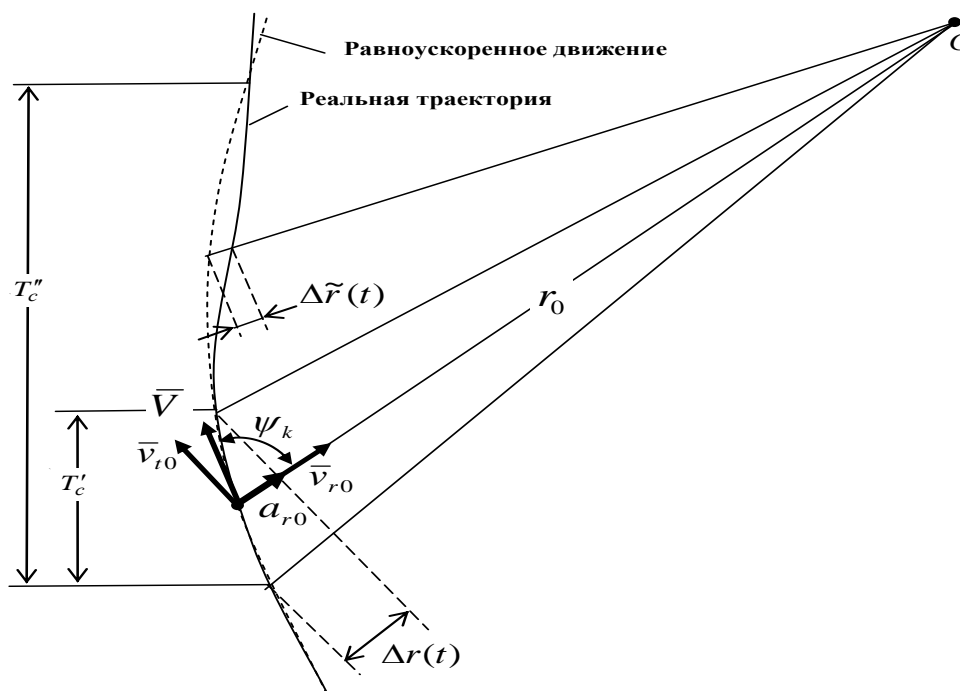


Рис. 1. Геометрические соотношения.

$$\Delta r(t) \approx \bar{v}_{r0}t + \frac{1}{2}\bar{a}_{r0}t^2, \quad (1)$$

где  $\bar{v}_{r0} = \bar{V} \cos \psi_k \cos \varepsilon$  – среднее на ИС значение радиальной скорости ФЦА;

$a_{r0}$  – постоянное на ИС значение радиального ускорения,

$\psi$  и  $\varepsilon$  – углы ориентации линии визирования от центра ИС на точку С в горизонтальной и вертикальной плоскостях,

$\bar{W}$  – среднее на ИС значение путевой скорости.

Отметим, что на качество фокусировки влияет только ошибка расчета радиального ускорения  $a_{r0}$ , поэтому составляющую  $\bar{v}_{t0}$  в дальнейшем опускаем.

Даже при равномерном прямолинейном движении радиальное ускорение будет ненулевым и может быть рассчитано как центростремительное ускорение в середине ИС:

$$a_{r0} = \frac{\bar{v}_{t0}^2}{r_0},$$

где  $\bar{v}_{t0} = \bar{W} \sin \psi_k \cos \varepsilon$  – среднее на ИС значение тангенциальной скорости ФЦА,

$r_0$  – длина радиус-вектора.

При равноускоренном движении

$$\bar{a}_{r0} = \frac{\bar{v}_{t0}^2}{r_0} + \Delta a_r, \quad (2)$$

где  $\Delta a_r$  – приращение радиального ускорения за счет собственных ускорений ФЦА в середине ИС.

Таким образом, на качество фокусировки влияет как ошибка измерения тангенциальной скорости ФЦА  $\bar{v}_{t0}$ , так и ошибка измерения его радиального ускорения  $\Delta a_r$ .

В свою очередь на расчет этих параметров влияют ошибки измерения путевой скорости  $W$  и углов ориентации летательного аппарата (ЛА) в горизонтальной и угломестной плоскостях (ошибки измерения углов  $\psi$  и  $\varepsilon$ ).

Для удовлетворительной фокусировки необходимо, чтобы на ИС выполнялось условие

$$\Delta r(t) - \Delta \hat{r}(t) \leq \frac{\lambda}{8}, \quad (3)$$

где  $\lambda$  – длина волны РЛС;

$$\Delta \hat{r}(t) = \frac{1}{2} \left( \frac{(\bar{v}_{t0} \pm \delta v_t)^2}{r_0} + \Delta a_r \pm \delta a_r \right) t^2 - \text{вычисленное по навигационным данным}$$

приращение текущего расстояния «ФЦА – точка фокусировки С»;

$\delta v_t$  и  $\delta a_r$  – ошибки измерения соответствующих параметров.

Отклик системы обработки РЛС на точечный объект  $I(\omega)$  вычисляется [3] как модуль преобразования Фурье

$$I(\omega) = \left| \int_{t=-\frac{T_c}{2}}^{t=\frac{T_c}{2}} s(t) \exp[-j\omega t] dt \right|$$

от предварительно демодулированного по навигационным данным комплексного сигнала с фазовой модуляцией

$$s(t) = \exp\left(-j \frac{4\pi}{\lambda} [\Delta r(t) - \Delta \hat{r}(t)]\right)$$

на интервале синтезирования  $T_c$ , где  $\omega$  – доплеровская частота, обусловленная движением носителя. Очевидно, что в отсутствие ошибок навигации  $\Delta r(t) - \Delta \hat{r}(t) \equiv 0$  и отклик имеет вид функции  $Sinc(\alpha\omega) = \sin \alpha\omega / \alpha\omega$ .

Для примера на рис. 2 показано как искажается отклик системы обработки РЛС на точечный объект (красная линия,  $\Delta r(t) - \Delta \hat{r}(t) \equiv 0$ , отклик  $Sinc(\alpha\omega)$ ) при наличии квадратичной ошибки в законе изменения расстояния для паразитного набега на концах ИС  $\lambda/4$  (зеленая кривая),  $\lambda/8$  (синяя кривая) и  $\lambda/16$  (черная линия).

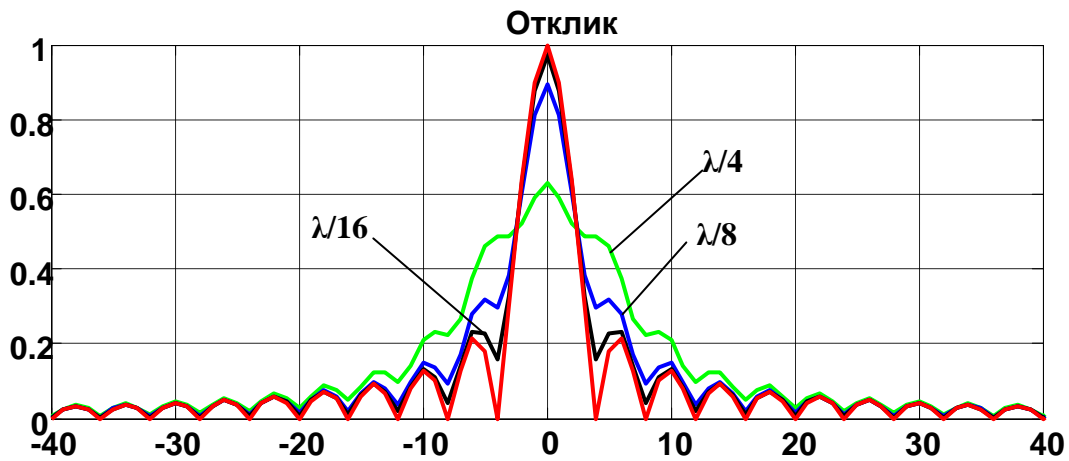


Рис. 2. Влияние квадратичной ошибки измерения радиального перемещения на выходной сигнал РЛС.

Разложив выражение (3) в степенной ряд по ошибкам  $\delta v_t$ ,  $\delta a_r$  и ограничиваясь линейными членами разложения, получим

$$\Delta r(t) - \Delta \hat{r}(t) \leq \frac{1}{2} \left( \frac{2\delta v_t \bar{W} \sin \psi_k \cos \varepsilon}{r_0} + \delta a_r \right) \frac{T_{c \max}^2}{4} \leq \frac{\lambda}{8},$$

откуда следует, что при заданных СКО ошибок измерения составляющих скорости  $\sigma_{vr}$  и ускорения  $\sigma_{ar}$  можно рассчитать максимально допустимую длительность ИС

$$T_{c \max} \leq \sqrt{\frac{\lambda}{\sigma_{ar} + 2\sigma_{vr} \bar{W} \sin \psi_k \cos \varepsilon / r_0}} \quad (4)$$

и потенциально достижимую на этом ИС разрешающую способность РЛС по азимуту

$$\Delta x = \frac{\lambda r_0}{2\bar{W}T_{c\max} \sin \psi_k \cos \varepsilon}. \quad (5)$$

Подставив (4) в (5) и разрешив полученное уравнение относительно  $r_0$ , получим формулу для максимальной дальности, на которой возможно получить заданное азимутальное разрешение  $\Delta x_{зад}$ .

Она имеет вид

$$r_{0\max} = \frac{2\bar{W}\sigma_{vr} |\sin \psi_k|}{\sigma_{ar}} \left( \sqrt{1 + \frac{\Delta x_{зад}^2 \sigma_{ar}}{\lambda \sigma_{vr}^2}} - 1 \right). \quad (6)$$

На основании (6) были рассчитаны и построены в полярных координатах графики зависимости максимальной дальности от угла карты  $r_{0\max}(\psi_k)$  для заданного азимутального разрешения 10, 3 и 1 м и нескольких пар значений ошибок расчета навигационных параметров  $\sigma_{vr}$ ,  $\sigma_{ar}$  (см. рис. 3 – 5).

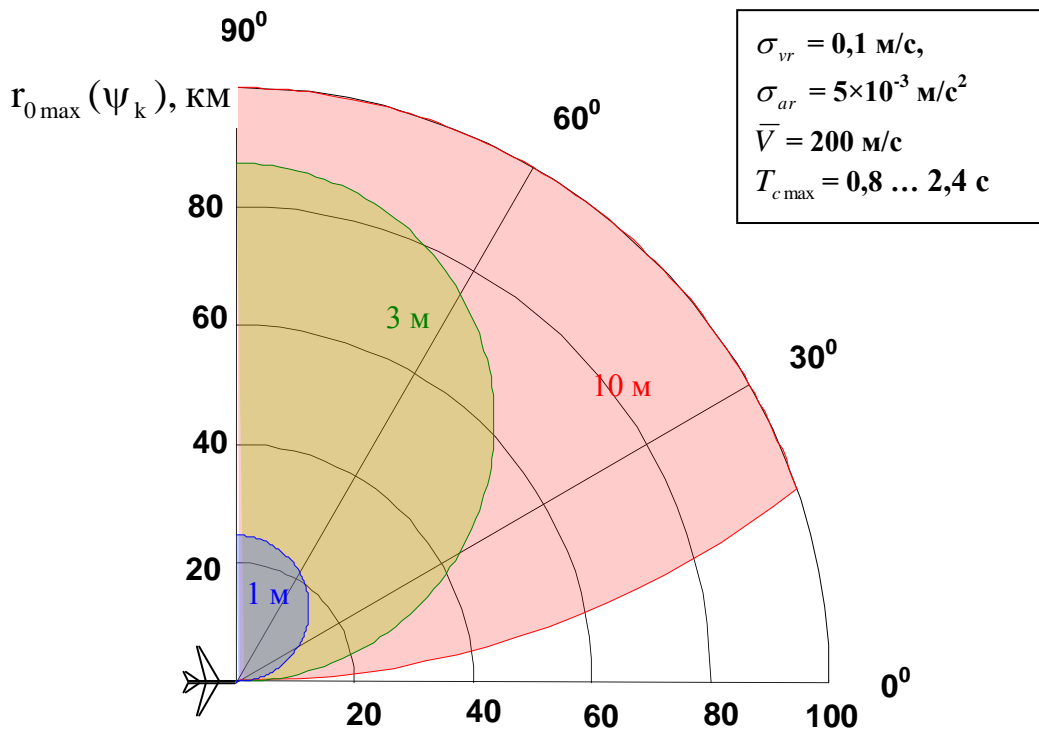


Рис. 3. Дальности формирования РЛИ с заданным разрешением 1, 3 и 10 м для  $\sigma_{vr} = 0,1 \text{ м/с}$ ,  $\sigma_{ar} = 5 \times 10^{-3} \text{ м/с}^2$  (ЛИНС-100).

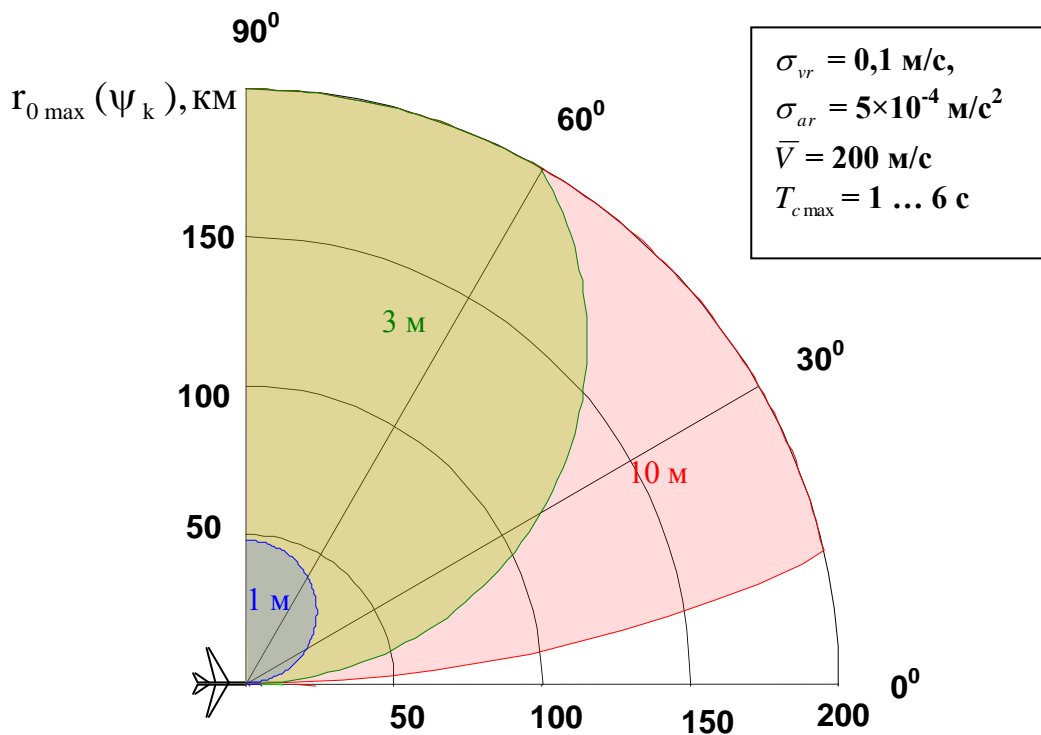


Рис. 4. Дальности формирования РЛИ с заданным разрешением 1, 3 и 10 м для  $\sigma_{vr} = 0,1 \text{ м/с, } \sigma_{ar} = 5 \times 10^{-4} \text{ м/с}^2$  (что хотелось бы от ЛИНС-100).

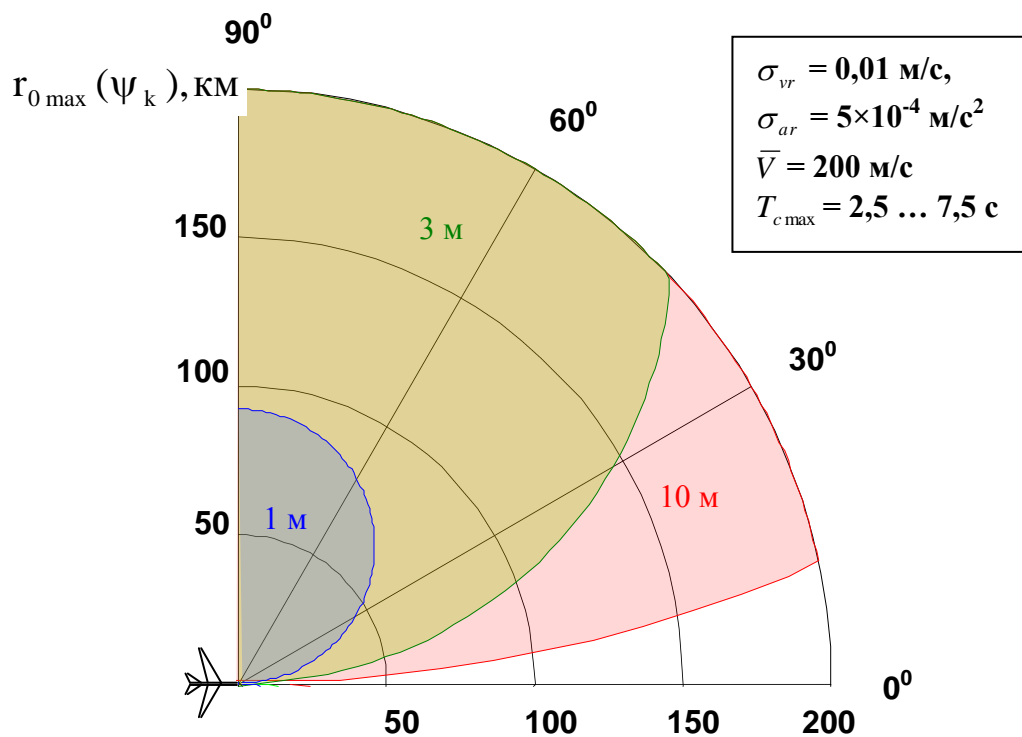


Рис. 5. Дальности формирования РЛИ с заданным разрешением 1, 3 и 10 м для  $\sigma_{vr} = 0,01 \text{ м/с, } \sigma_{ar} = 5 \times 10^{-4} \text{ м/с}^2$  (требования к 5 поколению ИНС).

Расчеты проводились для путевой скорости  $\bar{W} = 200 \text{ м/с}$ , т.е. графики соответствуют требованиям со стороны самолетных РЛС. Для РЛС вертолетов

дальности картографирования при тех же значениях разрешающей способности необходимо уменьшить как минимум в три-четыре раза. Во столько же раз следует увеличить времена синтезирования.

Рис. 3 примерно соответствует характеристикам ЛИНС-100, рис. 4 – тому, что бы хотелось получить от ЛИНС-100. Последний рис. 5 примерно соответствует требованиям к 5-му поколению навигационных систем.

Необходимо подчеркнуть, что все описанные выше соотношения получены в предположении о равноускоренном движении ФЦА на ИС, а значения СКО оценок относятся к средним значениям измеряемых параметров на интервалах времени 1...8 с.

## 2. Измерение флуктуационной составляющей траектории

В реальных условиях и особенно на интервалах времени более 2...4 с (см. рис. 1, интервал  $T_c''$ ), движение ФЦА нельзя считать равноускоренным. На таких интервалах времени скорости и ускорения на ИС уже могут заметно отклоняться от своих средних значений, а модель изменения расстояния  $\Delta r(t)$  будет отличаться от квадратичной параболы и примет вид

$$\Delta r(t) \approx \bar{v}_{r0}t + \frac{1}{2}\bar{a}_{r0}t^2 + \Delta\tilde{r}(t), \quad (7)$$

где  $\bar{v}_{r0}$ ,  $\bar{a}_{r0}$  – средние на ИС значение скорости и ускорения,

$\Delta\tilde{r}(t)$  – относительно высокочастотная (см. рис. 1, интервал  $T_c''$ ) составляющая траектории.

В (7) первые два слагаемых имитируют равноускоренное на ИС движение по параболе со средней скоростью  $\bar{v}_{r0}$  и средним ускорением  $\bar{a}_r$  (некоторую опорную траекторию). Третье – относительно высокочастотные (флуктуационные) отклонения от нее.

Как показывают расчеты, случайные колебания ФЦА как точки конструкции самолета, вынесенной из центра масс на существенное расстояние, вызванные траекторными угловыми колебаниями и упругими деформациями планера могут достигать существенных величин, соизмеримых с  $\lambda/8$  (единицы мм) на частотах до 10...20 Гц. Отсюда вытекают требования к полосе частот навигационных измерений. Эти колебания в указанной полосе частот также необходимо измерять с точностью не хуже  $\lambda/8$ .

Рассмотрим более подробно влияние точности измерения флуктуационной составляющей траектории ФЦА на качество формируемого РЛИ.

## 3. Ошибки инерциальных измерений на коротких интервалах времени

На точность измерения флуктуационной составляющей перемещения ФЦА РЛС большое влияние оказывает характер собственных ошибок инерциального измерительного блока (ИИБ) на ИС, которые, как известно [7,8], после интегрирования непосредственно измеряемых величин – угловых скоростей и линейных ускорений, являются нестационарными винеровскими случайными процессами с нарастающей дисперсией.

В первом приближении ошибку измерения радиального ускорения в ИИБ на ИС можно представить в виде суммы

$$\delta a_r(t) = n_a(t) + gW_\beta(t), \quad (8)$$

где  $n_a(t)$  – белый гауссовский шум со спектральной плотностью  $N_a$ , имитирующий собственные шумы акселерометра (тепловой шум, вибрации),

$$W_\beta(t) = \int_0^t n_\beta(\tau) d\tau \quad (9)$$

– угловой шум (винеровский процесс), порожденный интегрированием белого шума со спектральной плотностью  $N_\beta$  датчика измерения угловой скорости,

$g = 9,81$  м/с – ускорение свободного падения.

Ошибка оценки радиального перемещения

$$\delta r(t) = \int_0^t \delta v_r(\tau) d\tau, \quad (10)$$

где ошибка по скорости равна  $\delta v_r(t) = \int_0^t \delta a_r(\tau) d\tau$  (11)

Типичный вид реализаций случайных процессов  $W_\beta(t)$  (ошибка по углу, (9)),  $\delta a_r(t)$  (суммарная ошибка по ускорению, (8)),  $\delta v_r(t)$  (ошибка по скорости, (11)) и  $\delta r(t)$  (ошибка по перемещению (10)) на минутном интервале показан на рис. 6–9 соответственно.



Рис. 6. Реализация ошибки по углу  $W_\beta(t)$  на минутном интервале времени.

Расчеты проводились для дискретных белых шумов акселерометра с СКО  $\sigma_a = 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup> (что примерно соответствует акселерометру типа А-15 на неподвижной платформе) и датчика угловых скоростей  $\sigma_\beta = 10^{-3}$  градус/с (что примерно соответствует волоконно-оптическому гироскопу с длиной нити 500 м). Генерация шумов и интегрирование ошибок проводилось при частоте дискретизации 200 Гц.

Влияние флуктуационной ошибки измерения радиального перемещения ФЦА  $\delta r(t)$  на форму отклика системы обработки РЛС можно по прежнему оценить с помощью интеграла Фурье



$$I(\omega) = \left| \int_{t=-\frac{T_c}{2}}^{\frac{T_c}{2}} s(t) \exp[-j\omega t] dt \right| \quad (12)$$

где  $s(t) = \exp\left(-j \frac{4\pi}{\lambda} [\delta r(t)]\right)$ .

В частности, для минутного ИС при реализации ошибки оценки перемещения, изображенной на рис. 9, отклик будет иметь вид, показанный на рис. 10.



Рис. 7. Реализация суммарной ошибки по ускорению  $\delta a_r(t)$  на минутном интервале времени.

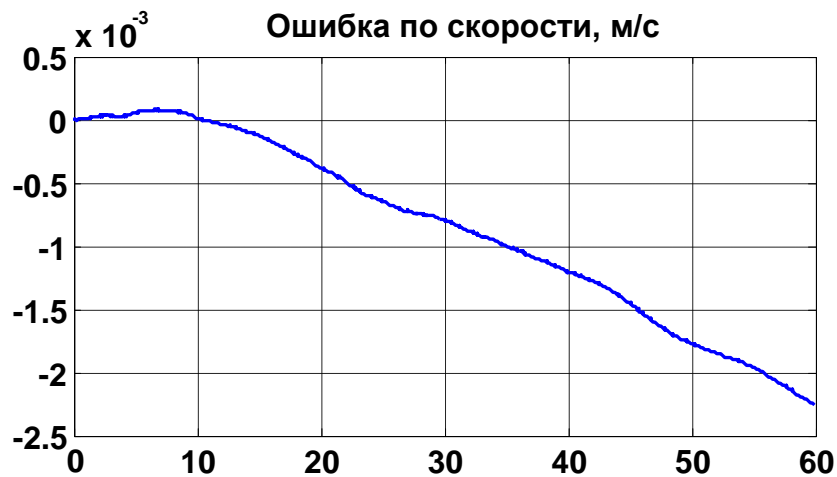


Рис. 8. Реализация ошибки по скорости  $\delta v_r(t)$  на минутном интервале времени.

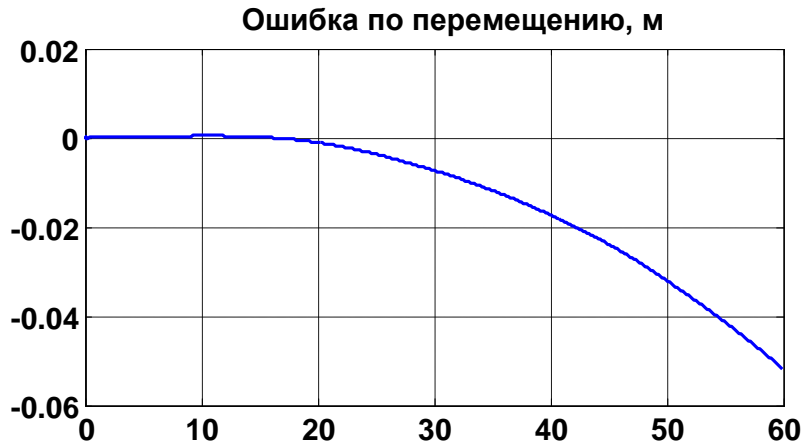


Рис. 9. Реализация ошибки по перемещению  $\delta r(t)$  на минутном интервале времени.



Рис. 10. Пример отклика системы обработки РЛС для  $T_c = 60$  с при наличии флуктуационной ошибки оценки перемещения.

На рис. 11 показан график изменения СКО ошибки оценки перемещения на минутном интервале времени, полученный усреднением по 100 реализациям нестационарного случайного процесса  $\delta r(t)$ . Усредненный отклик системы обработки без учета смещения (зеленый график) по сравнению с идеальным откликом (красный график) для этих 100 реализаций имеет вид, представленный на рис. 12.

Из этих рисунков видно, что СКО ошибки оценки перемещения в конце минутного ИС порядка  $7 \times 10^{-2}$  м ( $> 2\lambda$ ) является неприемлемой из-за сильной расфокусировки изображения.

Как следует из результатов моделирования, реализации нестационарного случайного процесса ошибки по перемещению  $\delta r(t)$  на минутном интервале времени имеют вид (см. рис. 9) монотонно убывающих (возрастающих) функций, в составе которых можно выделить ярко выраженные линейную и квадратичную составляющие (тренд). Заметим, что именно линейная составляющая ошибки дает смещение отклика на рис. 10, а квадратичная вносит основной вклад в его расфокусировку. Эти составляющие ошибки можно отнести к измерению опорной траектории ФЦА, а не ее флуктуационной составляющей.



Рис. 11. Изменение СКО ошибки измерения перемещения на минутном интервале.

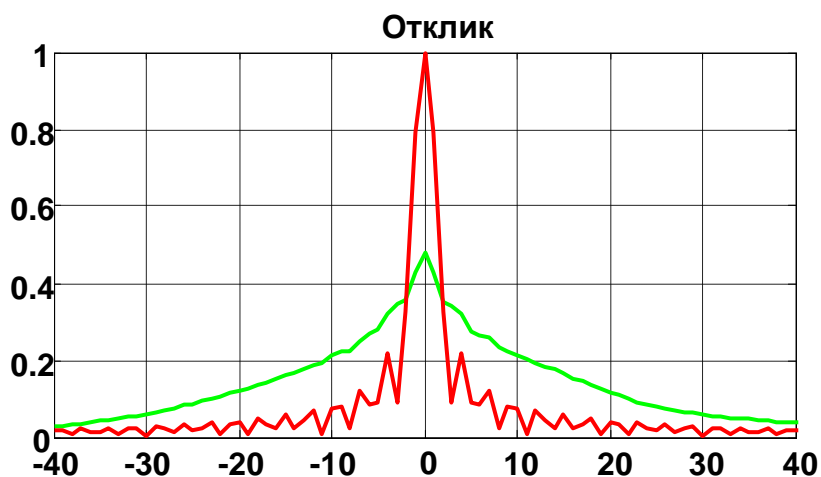


Рис. 12. Вид усредненного отклика системы обработки РЛС на минутном интервале в сравнении с идеальным.

На рис. 13 показано разложение реализации ошибки, изображенной на рис. 9. Сама ошибка по перемещению – зеленая линия (соответствует рис. 9), желтая и лиловая – линейная и квадратичная составляющие соответственно. Синим цветом дана собственно флуктуационная составляющая, оставшаяся за вычетом линейной и квадратичной.

Примечание: с целью минимизации остаточного процесса, разложение реализации ошибки оценки перемещения осуществлялось относительно середины ИС. При этом ИС разбивался на 3 подинтервала, на каждом из которых вычислялись средние значения

$$\bar{\delta r}_1 = \frac{1}{N_T/3} \sum_{i=1}^{N_T/3} \delta r(i), \quad \bar{\delta r}_2 = \frac{1}{N_T/3} \sum_{i=N_T/3+1}^{2N_T/3} \delta r(i), \quad \bar{\delta r}_3 = \frac{1}{N_T/3} \sum_{i=2N_T/3+1}^{N_T} \delta r(i),$$

и их приращения

$$\delta\bar{v}_1 = \frac{\delta\bar{r}_2 - \delta\bar{r}_1}{T_c/3}, \quad \delta\bar{v}_2 = \frac{\delta\bar{r}_3 - \delta\bar{r}_2}{T_c/3}.$$

Коэффициенты разложения

$$\delta r(t) \approx \delta\bar{r}_0 + \delta\bar{v} t + \frac{1}{2} \delta\bar{a} t^2, \quad -T_c/2 \leq t < T_c/2,$$

(постоянная составляющая  $\delta\bar{r}_0$ , линейный  $\delta\bar{v}$  и квадратичный  $\delta\bar{a}$  коэффициенты соответственно) вычислялись по формулам

$$\delta r_0 = \frac{\delta\bar{r}_1 + \delta\bar{r}_2 + \delta\bar{r}_3}{3}, \quad \delta\bar{v} = \frac{\delta\bar{v}_2 + \delta\bar{v}_1}{2} = \frac{\delta\bar{r}_3 - \delta\bar{r}_1}{2T_c/3}, \quad \delta\bar{a} = \frac{\delta\bar{v}_2 - \delta\bar{v}_1}{2T_c/3} = \frac{\delta\bar{r}_3 - 2\delta\bar{r}_2 + \delta\bar{r}_1}{(2T_c/3)^2}.$$

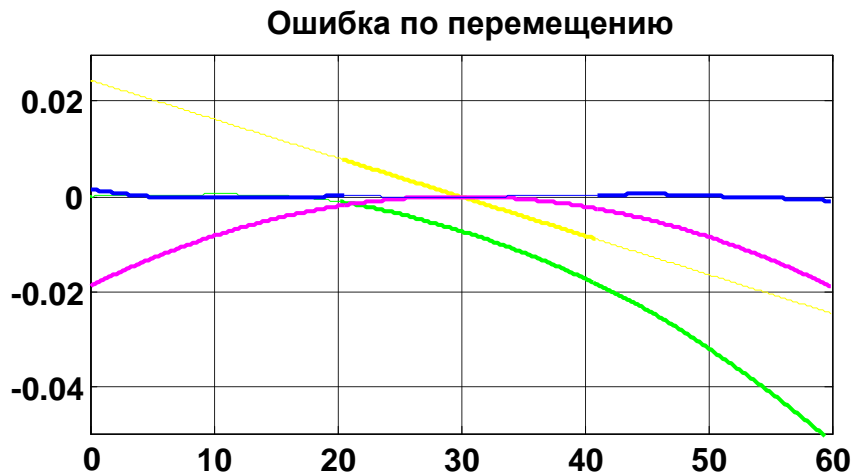


Рис. 13. Разложение реализации ошибки на минутном интервале.

Эффект от устранения линейной и квадратичной составляющих ошибки в отклике системы обработки РЛС иллюстрирует рис. 14. В дополнение к рис. 12, на нем синим цветом показан отклик после устранения этих составляющих.

Из этого рисунка видно, что на минутном интервале обработки устранение трендов приводит к удовлетворительной фокусировке – ухудшение отклика выражается только в незначительном уменьшении его амплитуды (до 10%) и некотором увеличении уровня боковых лепестков (до -10 дБ).

Это также подтверждается рис. 15, на котором показан усредненный по 100 реализациям отклик системы обработки. Синий цвет соответствует ошибке с устраненными линейной и квадратичной составляющими, зеленый – с исходной ошибкой, красный – идеальный отклик с нулевой ошибкой оценки.

Расчеты показывают, что остаточная (за вычетом линейной и квадратичной составляющих) ошибка оценки перемещения имеет максимальное значение СКО на концах ИС и для минутного интервала составляет  $\approx 4 \times 10^{-3}$  м (т.е.  $\approx \lambda/8$ ).

Картина меняется, если интервал синтезирования уменьшить до 30 с. В этом случае СКО в конце ИС будет на уровне 0,012 м (т.е.  $\approx 3\lambda/8$ , см. рис. 11), а усредненные отклики системы обработки будут иметь вид, изображенный на рис. 16.

Для этого случая СКО остаточной (за вычетом линейной и квадратичной составляющих) ошибки оценки перемещения имеет максимальное значение СКО на концах ИС  $7 \times 10^{-4}$  м (т.е.  $\approx \lambda/45$ ). Как видим, такой уровень остаточной ошибки практически не искажает идеальный отклик.



Рис. 14. Отклики системы обработки на минутном интервале для одной реализации.

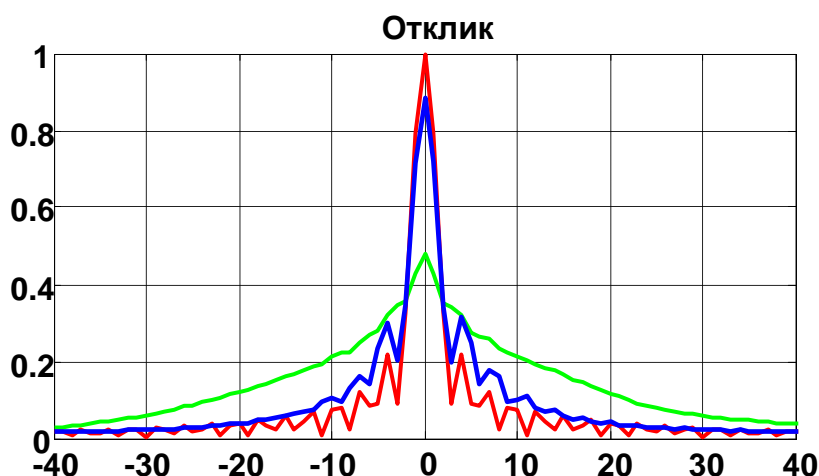


Рис. 15. Усредненные отклики системы обработки РЛС на минутном интервале.

Уменьшение времени синтезирования до 20 с снижает СКО ошибки измерения перемещения (см. рис. 11) до уровня  $4 \times 10^{-3}$  м ( $\approx \lambda/8$ ) и позволяет получить практически идеальный отклик даже без удаления линейного и квадратичного трендов, что иллюстрирует рис. 17.

На основании проведенных расчетов и результатов моделирования можно констатировать, что ИИБ с датчиками средней точности (акселерометр с СКО  $\sigma_a = 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup> и датчик угловых скоростей с СКО  $\sigma_\beta = 10^{-3}$  град/с) вполне удовлетворительно справляется с задачей измерения флуктуационной составляющей траектории ФЦА на интервалах синтезирования до 20 ... 30 с.

Однако полученные выше результаты моделирования относятся к идеальному случаю, когда в начале интервала синтезирования отсутствует постоянная ошибка измерения радиального ускорения, вызванная наличием смещений нулевого сигнала акселерометров и (или) ошибками ориентации виртуальной платформы ИИБ. В

реальных условиях такая ошибка присутствует, поэтому рассмотрим ее влияние более подробно.



Рис. 16. Усредненные отклики системы обработки на интервале 30 с.



Рис. 17. Усредненные отклики системы обработки на интервале 20 с.

#### 4. Влияние ошибок ориентации ИИБ в начале ИС

Итак, в реальных условиях на интеграторах ИИБ присутствуют начальные ошибки, вызванные неидеальной ориентацией виртуальной платформы и смещениями нулей акселерометров, следовательно, вместо (8) следует записать

$$\delta\alpha_r(t) = n_a(t) + gW_\beta(t) + \delta\alpha_0, \quad (13)$$

где  $\delta\alpha_0 = a_0 + g\delta\beta_0$  – постоянная ошибка измерения ускорения вначале ИС,

$a_0$  – смещение нуля акселерометров,

$\beta_0$  – ошибка по углам ориентации виртуальной платформы ИИБ.

И если теоретически ошибку  $a_0$ , вызванную смещением нуля акселерометров, можно алгоритмическими методами устранить до уровня собственных шумов (для

акселерометров типа А-15  $\approx 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>), то ошибка ориентации даже для современных безплатформенных ИНС высокой точности с коррекцией от СНС (SIGMA-95, ЛИНС-100) имеет порядок 0,03 ... 0,3° (1  $\sigma$ ), что в пересчете на ошибку ускорения дает  $5 \times 10^{-3 \dots 2}$  м/с<sup>2</sup> – т.е. более чем на 1...2 порядка больше, чем потенциальная точность акселерометра.

Такая величина постоянной на ИС ошибки оценки ускорения приводит к линейному и квадратичному набегу ошибки оценки перемещения, к которому следует также прибавить собственные тренды ошибок ИИБ на ИС.

Отметим, что при расчете радиального перемещения ФЦА важна также центростремительная составляющая ускорения  $\bar{v}_t/r_0$  (см. соотношение (2)), на расчет которой влияют как ошибка ориентации, так и постоянная ошибка оценки составляющих скорости. Для современных безплатформенных ИНС СКО оценки составляющих скорости при коррекции от СНС составляет порядок 0,1 ... 0,2 м/с..

Постоянные значения ошибок вначале ИС по углам ориентации, скоростям и ускорениям обусловлены всей предысторией работы ИНС по стандартным алгоритмам безплатформенной инерциальной навигации. Как следует из материалов п.п.1 настоящей статьи, уровень ошибок современных ИНС по углам, скорости и ускорению позволяет работать на интервалах синтезирования длительностью только до 0,8... 2,4 с и получить разрешающую способность порядка 1 м на дальности не более 20 км (см. рис. 3).

И только перспективные ИНС (см. рис. 5) с высокоточными акселерометрами ( $\sigma_a = 5 \times 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>) и датчиками угловых скоростей ( $\sigma_\beta = 10^{-4}$  град/с) при высокоточной коррекции ошибки по скорости ( $\sigma_v = 0,01$  м/с), способны обеспечить метровое разрешение РСА на дальностях до 90 ... 100 км. При этом предполагается, что ИНС, выполняющая функции микронавигационной системы (МНС), расположена вблизи ФЦА РЛС, а из ее конструкции исключены демпфирующие элементы.

## 5. Облик микронавигационной системы

Таким образом, на основании предыдущих расчетов и результатов моделирования можно констатировать, что ИИБ с датчиками средней точности и при отсутствие начальных ошибок интегрирования (см. раздел 2) вполне справляется с задачей измерения флуктуационной составляющей траектории ФЦА на интервалах синтезирования до 20...30 с. Проблемой является наличие к началу ИС постоянной ошибки измерения навигационных параметров, которая обусловлена качеством решения стандартной задачи инерциальной навигации на больших интервалах времени.

К решению этой проблемы можно предложить два подхода. Первый – использовать в качестве микронавигационной системы ИНС высокой точности, способной качественно решать как стандартную задачу глобальной инерциальной навигации (макронавигации), так и задачу микрованигации. Второй – разделить функции макро и микро навигации между штатной высокоточной ИНС бортового комплекса ЛА и МНС, расположенной вблизи ФЦА и решающей с нужной точностью микронавигационную задачу при коррекции начальных ошибок от штатной ИНС.

Отметим, что измерение высокочастотной составляющей траектории имеет исключительное значение в навигационном обеспечении работы бортовых РЛС.

Во – первых, при их измерении для устранения влияния упругих и изгибных деформаций планера измерительные датчики должны располагаться как можно более близко к ФЦА РЛС, а демпфирующие устройства исключены из конструкции измерительного блока.

Во – вторых, для оценки средних значений параметров движения (например, среднего радиального ускорения на ИС) существуют эффективные параметрические алгоритмы автофокусировки, использование которых позволяет существенно снизить требования к точности измерения этих параметров. Эффективность работы таких алгоритмов обусловлена малым числом (часто – всего одним) оцениваемых параметров, но для их качественной работы из сигнала должны быть предварительно удалены высокочастотные составляющие ошибки.

В – третьих, попытка автоматически сфокусировать РЛИ при наличии на ИС высокочастотных ошибок измерения приводит к существенному увеличению числа оцениваемых параметров в параметрических алгоритмах или к необходимости использования непараметрических методов. И то и другое приводит к усложнению алгоритмов, увеличению времени и вычислительных затрат на их реализацию и, в конечном счете, к снижению качества фокусировки при одних и тех же значениях отношения сигнал/шум.

Поэтому основной задачей микронавигационного измерителя следует считать качественную оценку именно высокочастотной составляющей траектории ФЦА.

Исходя из изложенных соображений можно предложить следующий облик МНС.

1. МНС должна обладать полным набором инерциальных датчиков и собственным вычислителем для реализации безплатформенных инерциальных алгоритмов с коррекцией от внешних источников навигационной информации.

2. Конструкция МНС (малый вес и габариты для размещения вблизи ФЦА, отсутствие демпферов) и алгоритмы должны обеспечивать, прежде всего, качественное измерение относительно высокочастотных составляющих движения ФЦА на интервалах времени до 30...60 с. Измерение постоянных и медленно меняющихся на ИС параметров является также важной, но вторичной задачей.

3. Для качественного решения задачи измерения постоянных и медленно меняющихся на ИС параметров должны быть предусмотрены алгоритмы коррекции от внешних источников навигационных данных (штатная ИНС, СНС, ДИСС, РЛС).

4. Для использования МНС в качестве резервной ИНС пилотажно-навигационной системы ЛА или при отсутствии на борту штатной ИНС в вычислителе МНС должны реализовываться стандартные алгоритмы безплатформенной инерциальной навигации.

## **6. Предложения по методике испытаний**

Специфика решаемых с помощью МНС задач требует разработки методики ее испытаний. Методика испытаний позволит также грамотно сформулировать в ТЗ требования к конкретным характеристикам системы.

Первой особенностью является то, что требования к МНС со стороны РЛС выдвигаются к измерению радиального перемещения (проекция перемещения ФЦА на линию визирования «ФЦА – точка фокусировки»), которая на ИС может изменять свою ориентацию. Эти требования сложно трансформировать к привычным для навигации требованиям к точности измерения ускорений, скоростей, перемещений и углов ориентации относительно осей земной горизонтированной системы координат.

Вторая особенность заключается в необходимости измерений относительно высокочастотных составляющих движения, требования к которым в традиционных ИНС никогда не предъявлялись.

В связи с этим может быть предложена следующая методика испытаний, по сути имитирующая реальное движение ФЦА относительно точки фокусировки. Испытательный комплекс должен в идеале включать в себя:

- вибрационный стенд с поворотным в азимуте столом;



- лазерный измеритель расстояния, угол места которого относительно стола изменяется и точно измеряется;
- плата ввода выходных данных МНС в ПЭВМ;
- плата ввода выходных данных лазерного дальномера в ПЭВМ;
- специальное программное обеспечение.

Схема такого испытательного стенда представлена на рис. 18.

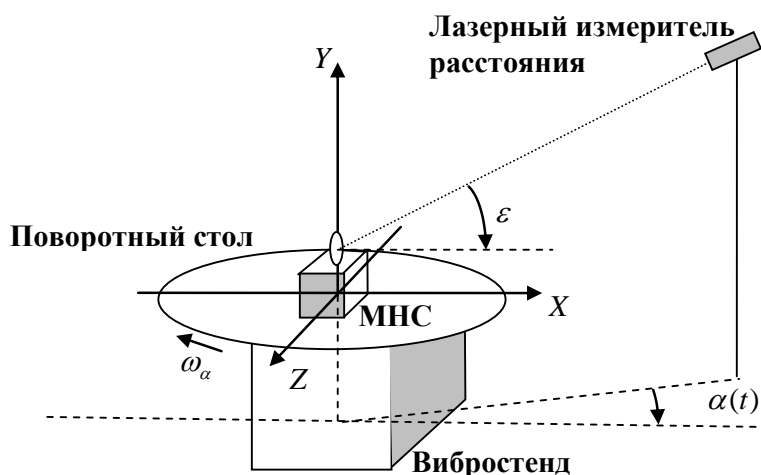


Рис. 18. Схема испытательного стенда.

Методика проверки МНС на пригодность к решению микронавигационных задач включает следующую последовательность действий:

- вибростенд создает механические колебания с частотой 0,1...10 Гц, амплитуда которых зависит от частоты;
- поворотный стол поворачивается с постоянной угловой скоростью  $\omega_\alpha$ , так, чтобы за время наблюдения (30...60 с) он повернулся на угол от  $\alpha = 10^\circ$  до  $\alpha = 90^\circ$ ;
- данные с выхода МНС и лазерного измерителя записываются в ПЭВМ и подвергаются обработке.

Суть обработки сводится к следующему:

- по данным МНС на интервале наблюдения рассчитывается изменение расстояния до лазерного измерителя  $\Delta\hat{r}(t)$  – это оценка;
- данные лазерного измерителя  $\Delta r(t)$  считаются эталоном и вычитаются из оценки; разность  $\Delta r(t) - \Delta\hat{r}(t)$  есть ошибка измерения;
- из ошибки измерения вычисляется и удаляется линейный и квадратичный тренд, к его величинам устанавливаются отдельные требования ТЗ;
- рассчитанное СКО оставшейся флуктуационной составляющей ошибки не должно превышать  $\lambda/8$  (лучше  $\lambda/16$ ).

### Заключение

Задача микронавигационного обеспечения режимов современных и перспективных РЛС, реализующих принцип РСА, не является тривиальной и для своего решения требует разработки специализированных навигационных измерителей (МНС), учитывающих ряд специфических требований. В частности, МНС и (или) ее ИИБ должны располагаться вблизи ФЦА РЛС, иметь относительно малый вес и габариты, а из их конструкций должны быть исключены демпфирующие элементы.

МНС, построенные на основе датчиков современных безплатформенных ИНС позволяет работать на интервалах синтезирования длительностью только до 0,8...2,4 с

и получить разрешающую способность порядка 1 м на дальности не более 20 км. И только перспективные ИНС с высокоточными акселерометрами и датчиками угловых скоростей при высокоточной коррекции ошибки по скорости, способны обеспечить метровое разрешение режимов РСА на дальностях до 90...100 км.

При решении микронавигационных задач основной проблемой является наличие к началу ИС постоянной ошибки измерения навигационных параметров, которая обусловлена качеством решения стандартной задачи инерциальной навигации на больших интервалах времени. В отсутствие этих ошибок ИИБ МНС с датчиками средней точности вполне удовлетворяют требованиям задачи и обеспечивают измерение относительно высокочастотных составляющих траекторных флуктуаций на интервалах времени до 20...30 с.

В связи с этим оптимальным решением для задачи микронавигационного обеспечения режимов РСА современных и перспективных бортовых РЛС является разделение функции макро и микро навигации между штатной высокоточной ИНС бортового комплекса ЛА и МНС, расположенной вблизи ФЦА и решающей с нужной точностью микронавигационную задачу при коррекции начальных ошибок от штатной ИНС. При этом МНС должна быть включена в состав РЛС и к ней должны предъявляться требования, обеспечивающие заданные характеристики РЛС. Для грамотной формулировки требований ТЗ к МНС и их последующей проверки необходима новая методика испытаний.

По-видимому, для обеспечения высокого (порядка 1 м и лучше) разрешения режимов РСА на современном этапе необходимо использовать как данные МНС, так и алгоритмы автофокусировки в программном обеспечении процессора РЛС. С одной стороны, использование алгоритмов АФ позволит существенно снизить требования к характеристикам МНС, с другой – устранение высокочастотных составляющих траекторных флуктуаций с помощью МНС позволит упростить алгоритмы АФ и повысить их точность.

## Литература

1. Богачев А.С., Толстов Е.Ф. Компенсация траекторных искажений сигналов в радиолокаторах с синтезированной апертурой антенны // Зарубежная радиоэлектроника, № 3, 1981.
2. Богачёв А.С., Толстов Е.Ф. Современные радиолокационные станции с синтезированной апертурой антенны: Итоги науки и техники. – М.: ВИНТИ, 1986.
3. Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны / В.И. Антипов, В.Т. Горяинов, А.Н. Кулин и др.; Под ред. В.Т. Горяинова. – М.: Радио и связь, 1988.
4. Бабокин М.И., Карпов О.А. Алгоритм автофокусировки РСА по оценке приращения фазы траекторного сигнала. Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1995.
5. Бабокин М.И., Карпов О.А., Толстов Е.Ф. Адаптивная обработка сигналов при синтезировании апертуры антенны в многофункциональных РЛС // Радиотехника, 2000, №8.
6. Карпов О.А. Двухэтапная схема автофокусировки в радиолокационной станции с синтезированной апертурой антенны при телескопическом обзоре земной поверхности // Информационно-измерительные и управляющие системы, № 9, 2007.
7. Авиационные приборы и навигационные системы: учебник для инженер. ВВУЗов ВВС / Под ред. О.А. Бабича. – М.: Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1981.
8. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве / Л.И. Августов, А.В. Бабиченко и др.; под ред. Г.И. Джанджгавы. – М.: Научтехлитиздат, 2015.