

УДК 629.7.05

## ЛЕТНАЯ ОТРАБОТКА РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ МИКРОНАВИГАЦИИ ДЛЯ РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

А.В. ЧЕРНОДАРОВ<sup>1</sup>, А.П. ПАТРИКЕЕВ<sup>1</sup>, В.Н. КОВРЕГИН<sup>2</sup>,  
Г.М. КОВРЕГИНА<sup>2</sup>, И.И. МЕРКУЛОВА<sup>3</sup>

<sup>1</sup>ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», г. Москва, Россия

<sup>2</sup>АО «Заслон», г. Москва, Россия

<sup>3</sup>Научно-исследовательский институт специального машиностроения  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Современное состояние бортовых комплексов характеризуется интеграцией систем авиационного и радиоэлектронного оборудования при решении задач навигации и управления. К таким задачам относится микронавигация фазового центра антенны (ФЦА) радиолокатора при обзоре земной поверхности с борта летательного аппарата (ЛА). Повышение разрешающей способности радиолокационной станции (РЛС) путем аппаратурного увеличения размера антенны не всегда представляется возможным из-за ограничений на массу и габариты бортового оборудования ЛА. Поэтому реализуют аналитическое расширение диаграммы направленности путем «склейки» изображений, получаемых бортовой РЛС на траектории движения ЛА. Для компенсации нестабильностей оценки преобразуются в поправки к сигналам РЛС радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА). Цель работы – теоретическое обоснование и практическая реализация процедур оценки траекторных нестабильностей ФЦА с помощью распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации (РСМН) с учетом реальных условий летной эксплуатации РСА. Рассматривается технология оценки и компенсации траекторных нестабильностей РСА с помощью РСМН. Реализация такой технологии опирается на взаимную поддержку инерциальной, спутниковой и радиолокационной систем. Предлагаются процедуры синхронизации инерциальных и спутниковых измерений при оценке ошибок РСМН. Приводятся результаты летной отработки РСМН, подтверждающие возможность и целесообразность применения предлагаемой технологии для повышения разрешающей способности РСА. Компенсация траекторных нестабильностей ЛА в сигналах РСА может быть обеспечена с помощью инерциально-спутниковой системы микронавигации с учетом реальных условий летной эксплуатации РСА. Проведенные исследования показали, что для обеспечения требуемого разрешения РСА целесообразным представляется определение рационального соотношения между точностными характеристиками РСМН и диапазоном длин волн РСА.

**Ключевые слова:** инерциально-спутниковая навигационная система, радиолокационная система, синтезирование апертуры, синхронизация измерений, фильтр Калмана – Брауна.

### ВВЕДЕНИЕ

Современное состояние бортовых комплексов характеризуется интеграцией систем авиационного и радиоэлектронного оборудования при решении задач навигации и управления. К таким задачам относится микронавигация фазового центра антенны (ФЦА) радиолокатора при обзоре земной поверхности с борта летательного аппарата (ЛА) [1].

Известно [1], что угловое  $\delta\Theta$  и линейное  $\delta l$  разрешение на дальности до объекта  $D$  определяются соотношениями  $\delta\Theta = \lambda/d$ ;  $\delta l = D\delta\Theta = \lambda D/d$ , где  $\lambda$  – длина волны электромагнитного излучения радиолокационной системы (РЛС);  $d$  – размер антенны.

Повышение разрешающей способности РЛС путем аппаратурного увеличения размера антенны не всегда представляется возможным из-за ограничений на массу и габариты бортового оборудования ЛА. Поэтому реализуют аналитическое расширение диаграммы направленности путем «склейки» изображений, получаемых бортовой РЛС на траектории движения ЛА. При таком синтезе апертуры РЛС возникает необходимость компенсации искажений комбинированного изображения из-за траекторных нестабильностей, связанных с отклонением ЛА от прямолинейного движения. Траекторные нестабильности на интервале обзора могут быть определены с помощью бесплатформенной инерциально-спутниковой системы микронавигации, размещен-

ной вблизи фазового центра антенны (ФЦА). Для компенсации указанных нестабильностей их оценки преобразуются в поправки к сигналам РЛС с синтезированной апертурой (РСА).

Требования к точностным характеристикам системы микронавигации для РСА вытекают из взаимосвязи ошибок определения дальности  $D$  и разности фаз  $\Delta\varphi$  излучаемого и принимаемого сигналов. Разность фаз определяется задержкой сигнала  $\tau$

$$\Delta\varphi = \omega_0\tau = 2\pi f_0\tau = 2\pi \frac{c}{\lambda} \tau, \quad (1)$$

которая связана с измеренной дальностью следующим соотношением:

$$D = \frac{c\tau}{2} = \frac{\lambda}{4\pi} \Delta\varphi. \quad (2)$$

Из соотношения (1) видно, что для сантиметрового диапазона длин волн и миллиметровых изменений дальности из-за траекторных нестабильностей изменения разности фаз могут достигать десятков градусов. Таким образом, для сантиметрового диапазона длин волн позиционные ошибки определения траекторных нестабильностей на интервале синтеза РСА должны быть на уровне миллиметров – единиц сантиметров.

Цель работы – теоретическое обоснование и практическая реализация процедур оценки траекторных нестабильностей ФЦА с помощью распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации (РСМН) с учетом реальных условий летной эксплуатации РСА.

В РСМН блок инерциальных чувствительных элементов (БЧЭ) размещается вблизи ФЦА, а вычисление траекторных нестабильностей выполняется в вычислителе пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) ЛА. Можно выделить следующие особенности летной эксплуатации РСМН:

- РСМН начинает работу только в полете одновременно с включением РСА. Кроме того, предусматривается периодическое включение и выключение РСМН одновременно с РСА. Для серийных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) такой режим работы является резервным или аварийным и предусматривает довыставку БИНС в полете;

- задержка сигналов спутниковой навигационной системы (СНС) относительно моментов коррекции ошибок БИНС. Поэтому требуется синхронизация измерений БИНС, СНС и ПНК ЛА в моменты формирования наблюдений. На рис. 1 представлены графики, отражающие динамику изменения восточной составляющей  $V_E$  вектора траекторной скорости, определенной БИНС (частота обновления 200 Гц) и СНС (частота обновления 5 Гц). Можно видеть, что при формировании инерциально-спутниковых наблюдений с частотой 1 Гц (на рис. 1 это моменты  $t = 1191; 1192$  с) присутствуют неравномерные задержки сигналов СНС относительно моментов их обновления.

Достижение поставленной в работе цели базируется на учете указанных особенностей в программно-математическом обеспечении (ПМО) РСМН.

## АППАРАТНОЕ И ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ МИКРОНАВИГАЦИИ ДЛЯ РСА

При построении РСМН за основу взята система БИНС-500 [2], построенная по модульному принципу. Это позволило пространственно разнести вычислительный модуль и блок чувствительных элементов БЧЭ-500, который размещается в непосредственной близости от ФЦА РСА. БЧЭ-500 включает триаду волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) и акселерометров

разработки НПК «ОПТОЛИНК» (Зеленоград). Кроме того, РСМН включает спутниковый приемник К-161 разработки РИРВ (С.-Петербург). Основные модули макетного образца РСМН в технологическом исполнении показаны на рис. 2. На рис. 3 представлена схема ПМО РСМН в модульном исполнении, где дополнительно обозначены: ПНПП – пилотажно-навигационные параметры полета; БИНСР – БИНС распределенная; ФКБ – фильтр Калмана – Брауна.

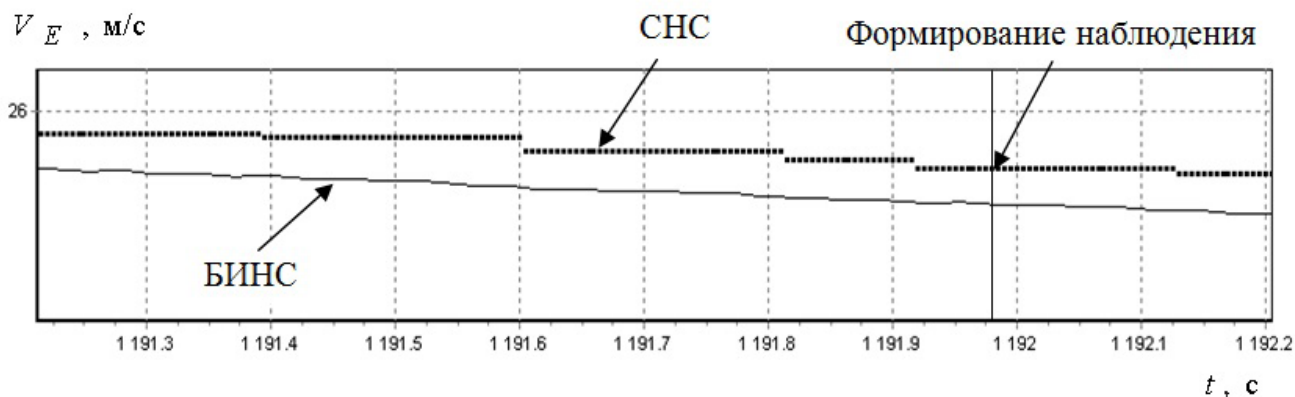


Рис. 1. Динамика изменения скорости  $V_E$ , определенной БИНС и СНС

Fig. 1. The dynamics of the rate of change  $V_E$  of the certain strapdown INS and SNS

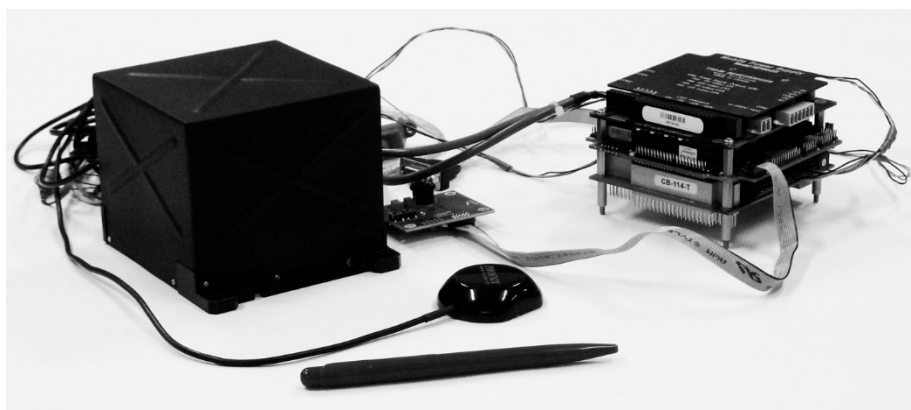


Рис. 2. Макетный образец распределенной системы микронавигации РСА

Fig. 2. The model sample of distributed micro-navigation system RSA

На ПМО РСМН возлагается решение следующих задач:

- грубая начальная выставка распределенной БИНСР в полете по информации от ПНК ЛА;
- комбинированная точная довыставка (ТДВ) БИНСР и микронавигация РСА с использованием информации от БИНСР, СНС и ПНК ЛА;
- комплексирование и алгоритмическая синхронизация данных БИНСР и СНС относительно моментов обработки инерциально-спутниковых наблюдений.

На этапе грубой начальной выставки по априорной юстировочной информации выполняется приближенное определение угловой ориентации БЧЭ БИНСР относительно измерительных осей БИНС ЛА из состава ПНК ЛА. В режиме «ТДВ + Навигация» оцениваются и компенсируются ошибки угловой ориентации БЧЭ БИНСР относительно навигационного сопровождающего трехгранника, а также остаточные дрейфы чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров. Если сигналы БИНСР и СНС синхронизированы, то такая задача может быть решена на основе обработки позиционных и скоростных инерциально-спутниковых наблюдений с помощью обобщенного фильтра Калмана (ОФК).



Рис. 3. ПМО РСМН  
Fig. 3. Mathematical software of DSMN

Для не синхронизированных во времени сигналов БИНСР и СНС инерциально-спутниковые наблюдения (3) составляющих вектора траекторной скорости и их модели (4) можно сформировать в виде

$$Z_{V(i-k)} = C_3^T [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{(i-k)}^{T \text{ БИНСР}} - [V_E V_N V_H]_{(i-k)}^{T \text{ СНС}}, \quad (3)$$

$$Z_{V(i-k)} = H_{(i-k)} x_{(i-k)} + g_{(i-k)} = H_{(i-k)} \Phi_{(i-k)}^{-1} x_i + g_{(i-k)}, \quad (4)$$

где  $C_3$  – матрица направляющих косинусов, характеризующих взаимную угловую ориентацию опорного полусвободного  $o\xi\eta\xi$  [2] и геодезического  $oENH$  сопровождающих трехгранников;

$\Phi_{i-k}^{-1} = \prod_{j=k}^0 \Phi_{i-j}^{-1}$  – обратная переходная матрица для вектора ошибок БИНСР;

$H_{(i-k)} = [H_{1(i-k)}^T H_{2(i-k)}^T H_{3(i-k)}^T]^T$  – матрица связи вектора наблюдений  $Z_{V(i-k)}$  с вектором ошибок БИНСР;

$H_{j(i-k)}$  – вектор-строка коэффициентов связи  $j$ -го элемента  $Z_{j(i-k)}$  вектора наблюдений  $Z_{V(i-k)}$  с вектором ошибок  $x_{(i-k)}$ ;  $j = \overline{1,3}$ ;  $k = \overline{var}$  – количество тактов задержки

(запаздывания) спутникового сигнала относительно момента формирования наблюдения;  $\mathcal{G}_{(i-k)}$  – вектор случайных ошибок наблюдений. По аналогичной методике формируются инерциально-спутниковые наблюдения геодезических координат и их модели. Подставив параметры модели (4) в уравнения ОФК, можно получить модифицированный алгоритм фильтра Калмана – Брауна [3], учитывающий задержки сигналов СНС относительно моментов формирования наблюдений. Следует отметить, что прямая и обратная переходные матрицы для вектора ошибок БИНСР определяются путем численного решения дифференциальных уравнений

$$\dot{\Phi}_i = A(t)\Phi(t, t_{i-1}); \dot{\Phi}_i^{-1} = -\Phi^{-1}(t, t_{i-1})A(t)$$

при  $\Phi(t_{i-1}, t_{i-1}) = E$ ,  $E$  – единичная матрица.  $A(t)$  – матрица частных производных, получаемых путем варьирования уравнений БИНС.

Применение операционной системы Linux и вычислителя ПНК ЛА позволило реализовать в реальном времени алгоритм ФКБ 18-го порядка. Вектор ошибок БИНСР включает: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости, ошибки счисления элементов кватернионов навигации и ориентации, угловые дрейфы ВОГ, смещения акселерометров и ошибку  $\delta_H$  счисления высоты относительно земного эллипсоида.

#### АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЛЕТНОЙ ОТРАБОТКИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ МИКРОНАВИГАЦИИ РСА

Летные эксперименты проводились на вертолете Ми-8. Некоторые результаты экспериментов представлены на рис. 4–12. Результаты сравнительного анализа получены на основе счисления параметров движения по зарегистрированным сигналам БЧЭ, а также данных от СНС и ПНК. Оценивание и компенсация ошибок БИНСР в режиме «ТДВ + Навигация» выполнялись по позиционным и скоростным инерциально-спутниковым наблюдениям с частотой не более 1 Гц. Более высокая частота обработки наблюдений может привести к расходимости фильтра.

Циклограмма работы системы БИНСР включала следующие этапы: грубая начальная выставка ( $t = 0 \div 10$  с); точная довыставка ( $t = 10 \div 900$  с); навигационный режим ( $t > 900$  с).

На рис. 4 показана траектория полета в горизонтальной плоскости, на рис. 5, 6 – углы истинного курса и тангажа.

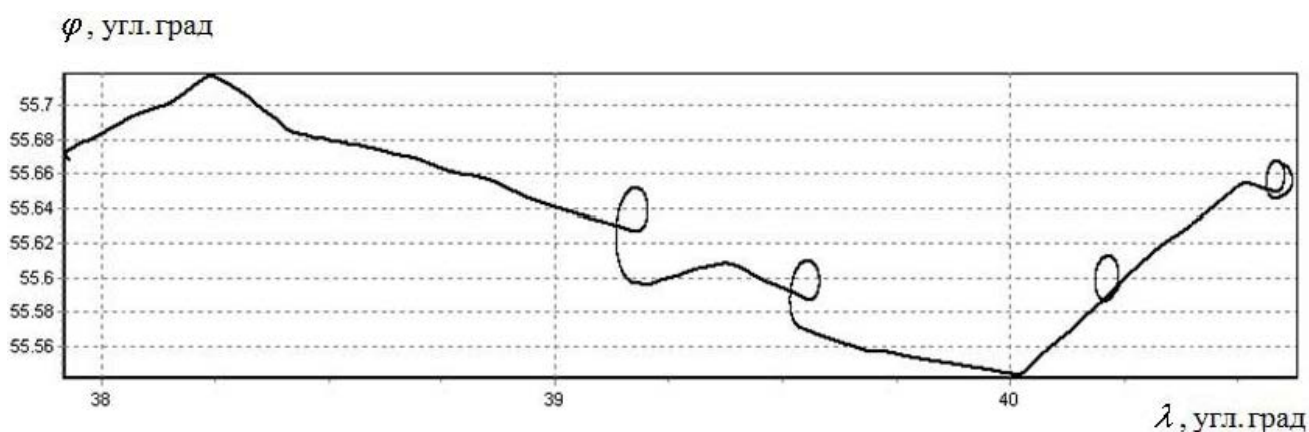


Рис. 4. Траектория полета в горизонтальной плоскости  
Fig. 4. Flight path in the horizontal plane

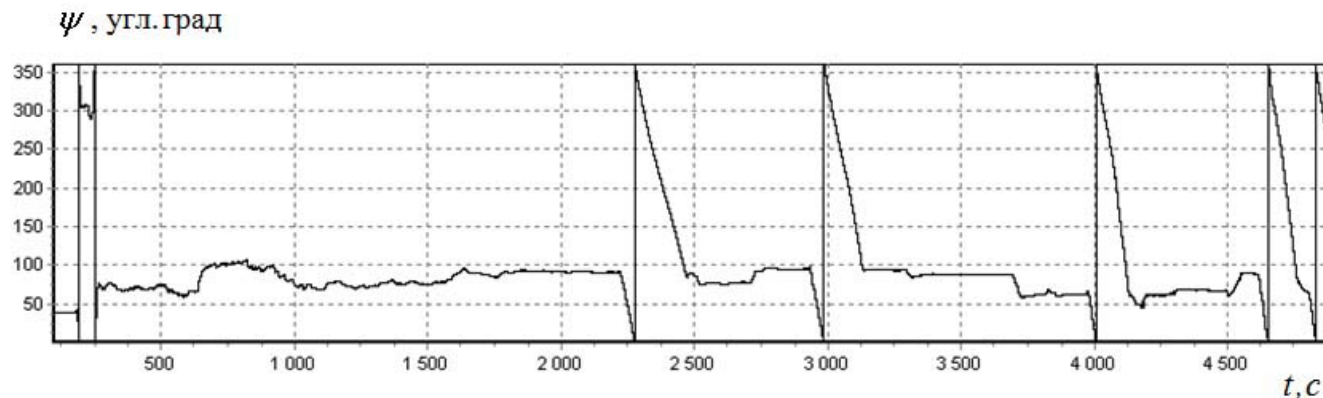


Рис. 5. Угол истинного курса  
Fig. 5. The angle of the true course

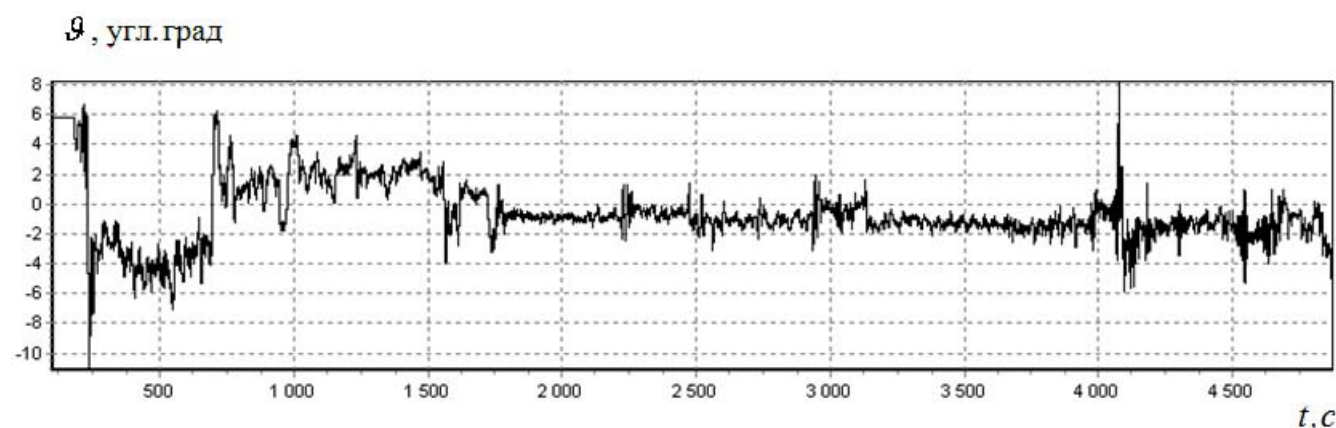


Рис. 6. Угол тангажа  
Fig. 6. The pitch angle

На рис. 7 показан график изменения проекции вектора траекторной скорости на ось  $oE$  сопровождающего трехгранника  $oENH$  геодезической системы координат, на рис. 8 – оценка остаточного дрейфа ВОГ  $ox$ , полученная в процессе довыставки БИНСР. На рис. 9, 10 показаны круговые позиционные ошибки местоположения ФЦА  $\Delta S$ , соответствующие числению параметров движения БИНСР без списания (рис. 9) и со списанием (рис. 10) оценок остаточных дрейфов ЧЭ, полученных в режиме ТДВ, где  $\phi$ ,  $\lambda$  – геодезические широта и долгота;

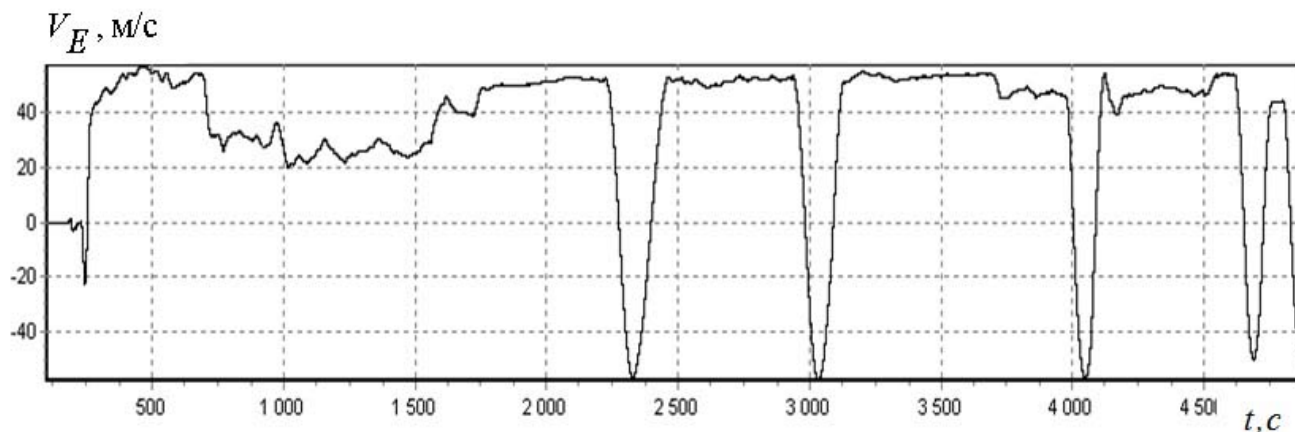


Рис. 7. Динамика изменения скорости  $V_E$   
Fig. 7. Dynamics of the rate of  $V_E$  change

$$\Delta S = \sqrt{\delta_{\varphi}^2 + \delta_{\lambda}^2}; \delta_{\varphi} = (\varphi_{\text{БИНСР}} - \varphi_{\text{СНС}})R; \delta_{\lambda} = (\lambda_{\text{БИНСР}} - \lambda_{\text{СНС}})R \cos \varphi_{\text{СНС}};$$

$$R = a(1 - 0,5e^2 \sin^2 \varphi); a = 6378245 \text{ м}; e^2 = 0,0066934.$$

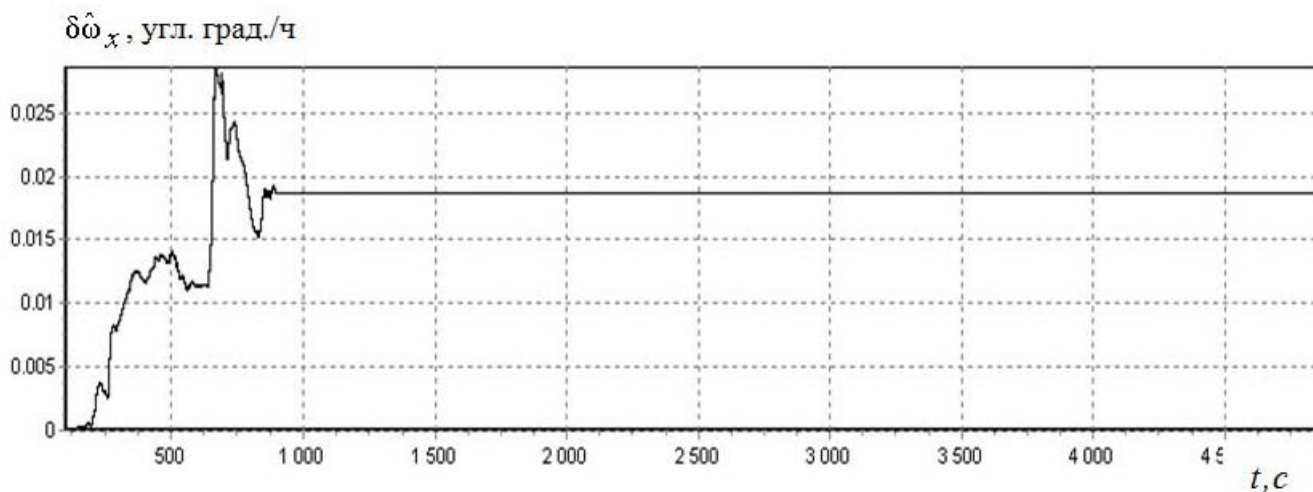


Рис. 8. Оценка остаточного дрейфа ВОГ  $\omega_x$   
Fig. 8. Evaluation of residual drift

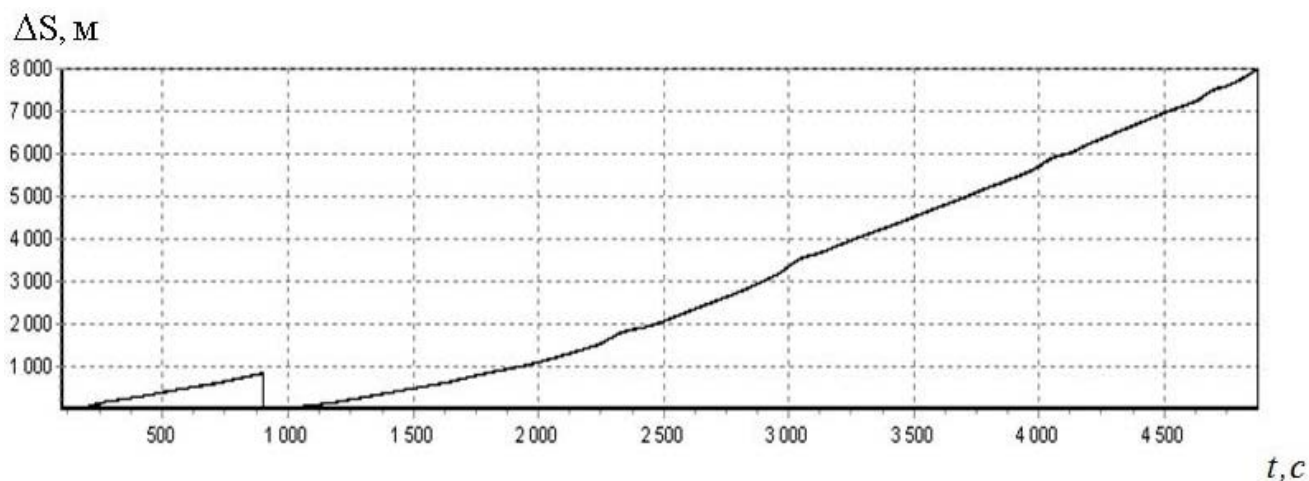


Рис. 9. Круговая позиционная ошибка БИНСР без списания оценок дрейфов ЧЭ  
Fig. 9. Circular positional error of BINSR without debiting drifts ratings

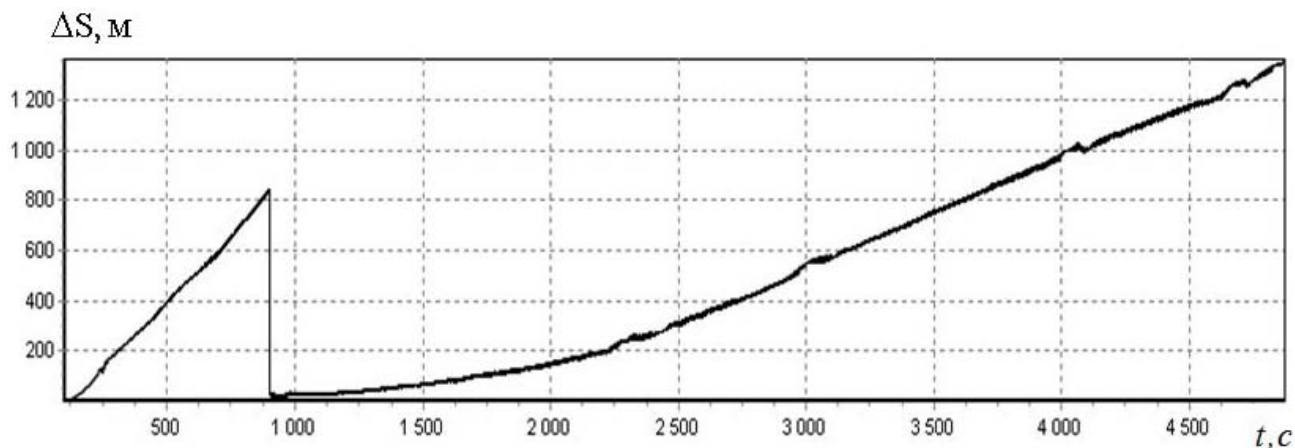


Рис. 10. Круговая позиционная ошибка БИНСР с учетом списания оценок дрейфов ЧЭ  
Fig. 10. Circular strapdown BINSR positional error based on write-off drift estimates

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Компенсация траекторных нестабильностей ЛА в сигналах РСА может быть обеспечена с помощью инерциально-спутниковой системы микронавигации с учетом реальных условий летной эксплуатации РСА. Проведенные исследования показали, что для обеспечения требуемого разрешения РСА целесообразным представляется определение рационального соотношения между точностными характеристиками РСМН и диапазоном длин волн РСА.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные системы радиовидения: монография / под ред. Г.С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2015.
2. Полунатурная отработка программно-математического обеспечения инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах / А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, Ю.Н. Коркишко, В.А. Федоров, С.Е. Переляев // Гироскопия и навигация. 2010. № 4. С. 19–31.
3. **Brown R.G., Hartman G.L.** Kalman filter with delayed states as observables. Proc. of the NAESCON, 1968, vol. 24, pp. 66–72.
4. Развитие интеллектуальных интегрированных комплексов бортового оборудования навигации, управления и наведения летательных аппаратов в разработках Раменского приборостроительного конструкторского бюро / Г.И. Джанджгава, Г.И. Герасимов, П.Ю. Петкевичюс, С.Я. Сухоруков, А.В. Бабиченко, И.А. Гайнуллин, А.В. Чернодаров // Авиакосмическое приборостроение. 2008. № 2. С. 2–10.
5. **Чернодаров А.В., Бабиченко А.В.** Контроль и адаптивно-робастная защита целостности инерциальных измерительных модулей // Авиакосмическое приборостроение. 2008. № 11. С. 59–64.
6. **Чернодаров А.В.** Контроль и адаптивно-робастная оценка состояния интегрированных навигационных систем на базе квантово-оптических измерителей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 185. С. 5–12.
7. **Чернодаров А.В.** Контроль и парирование нарушений в интегрированных навигационных системах на основе комбинированных критериев согласия // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 13–21.
8. **Чернодаров А.В., Патрикеев А.П.** Контроль и парирование нарушений в наблюдаемых динамических системах с использованием комбинированных критериев согласия // Труды международного симпозиума «Надежность и качество». Пенза, 2015. Т. 2. С. 81–85.
9. **Джанджгава Г.И., Чернодаров А.В.** Адаптивно-робастная фильтрация и инерциальная навигация // Инженерная физика. 2016. № 4. С. 50–59.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Чернодаров Александр Владимирович**, доктор технических наук, доцент, главный научный сотрудник ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», профессор филиала «Стрела» МАИ, chernod@mail.ru.

**Патрикеев Андрей Павлович**, кандидат технических наук, заместитель генерального директора ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», arpat@mail.ru.

**Коврегин Валерий Николаевич**, кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник АО «Заслон», kovregin@mail.ru.

**Коврегина Галина Михайловна**, кандидат технических наук, начальник лаборатории АО «Заслон», g\_kovregina@mail.ru.



Меркулова Ирина Игоревна, инженер НИИСМ МГТУ им. Н.Э. Баумана,  
merkulova\_irina90@mail.ru.

## FLIGHT DEVELOPMENT OF A DISTRIBUTED INERTIAL SATELLITE MICRONAVIGATION SYSTEM FOR SYNTHETIC – APERTURE RADAR

Alexander V. Chernodarov<sup>1</sup>, Andrey P. Patrikeev<sup>1</sup>, Valery N. Kovregin<sup>2</sup>,  
Galina M. Kovregina<sup>2</sup>, Irina I. Merkulova<sup>3</sup>  
<sup>1</sup>LLC "Experimental Workshop NaukaSoft",  
<sup>2</sup>JSC "ZASLON",  
<sup>3</sup>Bauman Moscow State Technical University

### ABSTRACT

The current state of the onboard systems is characterized by the integration of aviation and radio-electronic equipment systems for solving problems of navigation and control. These problems include micro-navigation of the antenna phase center (APC) of the radar during the review of the Earth's surface from aboard the aircraft. Increasing of the resolution of the radar station (RLS) by hardware increasing the antenna size is not always possible due to restrictions on the aircraft onboard equipment weight and dimensions. Therefore the implementation of analytic extension of the radiation pattern by "gluing" the images, obtained by RLS on the aircraft motion trajectory is embodied. The estimations are converted into amendments to the signals of RLS with synthetic aperture RSA to compensate instabilities. The purpose of the research is building a theoretical basis and a practical implementation of procedures for evaluating the trajectory APS instabilities using a distributed system of inertial-satellite micro-navigation (DSMN) taking into account the RSA flight operations actual conditions. The technology of evaluation and compensation of RSA trajectory instabilities via DSMN is considered. The implementation of this technology is based on the mutual support of inertial, satellite and radar systems. Synchronization procedures of inertial and satellite measurements in the evaluation of DSMN errors are proposed. The given results of DSMN flight testing justify the possibility and expediency to apply the proposed technology in order to improve the resolution of RSA. The compensation of aircraft trajectory instabilities in RSA signals can be provided by inertial-satellite micro-navigation system, taking into account the actual conditions of the RSA flight operations. The researches show that in order to achieve the required resolution of RSA it seems to be appropriate to define the rational balance between accuracy DSMN characteristics and RSA wavelength range.

**Key words:** inertial satellite navigation systems, radar system, aperture synthesis, synchronization of measurements, Kalman-Brown filter.

### REFERENCES

1. *Aviatsionnye sistemy radiovideniya* [Aviation Systems of Aero Vision. Under G.S. Kondratenkov edition]. M., *Radiotekhnika* [Radio engineering]. 2015. 400 p. (in Russian)
2. Chernodarov A.V., Patrikeyev A.P., Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Perelyayev S.Ye. *Polunatural'naya otrabotka programmno-matematicheskogo obespecheniya inertial'no-sputnikovoy navigatsionnoy sistemy BINS-500 na volokonno-opticheskikh giroskopakh* [HIL testing of mathematical software inertial-satellite navigation system BINS-500 to fiber optic gyros]. *Giroskopiya i navigatsiya* [Gyroscopy and navigation], 2010, no. 4, pp. 19–31. (in Russian)
3. Brown, R.G., Hartman G.L. Kalman filter with delayed states as observables. Proc. of the NAECON, 1968, vol. 24, pp. 66–72.
4. Dzhandzhgava G.I., Gerasimov G.I., Petkevlchyus P.Yu., Sukhorukov S.Ya., Babichenko A.V., Gaynullin I.A., Chernodarov A.V. *Razvitiye intellektual'nykh integrirovannykh kompleksov bortovogo oborudovaniya navigatsii, upravleniya i navedeniya letatel'nykh apparatov v razrabotkakh Ramenskogo priborostroitel'nogo konstruktorskogo byuro* [Development of intellectual integrated complexes of onboard equipment navigation, control and directing aircrafts to in the decisions of Ramenskoe Design Company]. *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye* [Aerospace Instrument], 2008, no. 2, pp. 2–10. (in Russian)

5. **Chernodarov A.V., Babichenko A.V.** *Kontrol' i adaptivno-robastnaya zashchita tselostnosti inertial'nykh izmeritel'nykh moduley* [Monitoring and adaptive robust protection of the integrity of inertial measurement units]. *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye* [Aerospace Instrument], 2008, no. 11, pp. 59–64. (in Russian)

6. **Chernodarov A.V.** *Kontrol' i adaptivno-robastnaya otsenka sostoyaniya integrirovannykh navigatsionnykh sistem na baze kvantovo-opticheskikh izmeriteley* [Monitoring and adaptive robust estimation of integrated navigation systems based on optical quantum sensors]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2012, no. 185, pp. 5–12. (in Russian)

7. **Chernodarov A.V.** *Kontrol' i parirovaniye narusheniy v integrirovannykh navigatsionnykh sistemakh na osnove kombinirovannykh kriteriyev soglasiya* [Monitoring and counteraction against faults in integrated navigation systems by the use of combined goodness-of-fit tests]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2015, no. 213 (3), pp. 13–21. (in Russian)

8. **Chernodarov A.V., Patrikeyev A.P.** *Kontrol' i parirovaniye narusheniy v nablyudayemykh dinamicheskikh sistemakh s ispol'zovaniyem kombinirovannykh kriteriyev soglasiya* [Monitoring and parry violations observed dynamical systems using combined criteria of consent]. *Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma Nadezhnost' i kachestvo. Penza* [Proceedings of the International Symposium Reliability and quality. Penza.], 2015, vol. 2, pp. 81–85. (in Russian)

9. **Dzhandzhgava G.I., Chernodarov A.V.** *Adaptivno-robastnaya fil'tratsiya i inertial'naya navigatsiya* [Adaptive robust filtering and navigation systems integration]. *Inzhenernaya fizika* [Engineering Physics], 2016, no. 4, pp. 50–59. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Chernodarov Alexander Vladimirovich**, Associate Professor, Chief Scientific Officer in the LLC "Experimental Workshop NaukaSoft", Professor in the Branch "Strela" of the Moscow Aviation Institute (MAI), chernod@mail.ru.

**Patrikeev Andrey Pavlovich**, PhD, Chief Deputy of the LLC "Experimental Workshop NaukaSoft", appat@mail.ru.

**Kovregin Valery Nikolaevich**, PhD, Associate Professor, Senior Researcher in the JSC "ZASLON", kovregin@mail.ru.

**Kovregina Galina Michailovna**, PhD, Head of the Laboratory in the JSC "ZASLON", g\_kovregina@mail.ru.

**Merkulova Irina Igorevna**, engineer NIISM, Bauman Moscow State Technical University, merkulova\_irina90@mail.ru.