

О. А. ЗОРИНА, Е. А. ИЗМАЙЛОВ, С. Е. КУХТЕВИЧ, Б. И. ПОРТНОВ,  
А. В. ФОМИЧЕВ, Н. Б. ВАВИЛОВА, А. А. ГОЛОВАН,  
И. А. ПАПУША, Н. А. ПАРУСНИКОВ

## О РАСШИРЕНИИ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ИНТЕГРАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ И СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ В АВИАЦИОННЫХ ПРИЛОЖЕНИЯХ

*В статье рассматриваются два способа построения и использования интегрированных инерциальных и спутниковых систем с учетом специфики авиационных приложений: довыставка и автокалибровка. Довыставка реализуется при маневрировании летательного аппарата (ЛА) на аэродроме. Автокалибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) основана на использовании в текущем полете оценок инструментальных погрешностей инерциальных датчиков, полученных алгоритмом комплексной обработки информации (КОИ) в серии предыдущих полетов ЛА. Приводятся результаты многочисленных летных испытаний лазерных БИНС гражданского и военного назначения разработки ПАО «МИЭА», свидетельствующие об эффективности предложенных способов информационной интеграции.*

**Ключевые слова:** бесплатформенная инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, довыставка, автокалибровка, точность навигационного решения, маневренный объект.

### Введение

Основными преимуществами инерциальных навигационных систем (ИНС), в том числе бесплатформенных, перед иными навигационными системами явля-

---

**Зорина** Ольга Александровна. Кандидат физико-математических наук, начальник сектора ПАО «МИЭА», Москва, Россия.

**Измайлов** Евгений Аркадьевич. Доктор технических наук, зам. начальника тематического направления – зам. главного конструктора ПАО «МИЭА». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

**Кухтевич** Сергей Евгеньевич. Кандидат физико-математических наук, начальник отдела ПАО «МИЭА».

**Портнов** Борис Исакович. Начальник тематического направления – зам. главного конструктора ПАО «МИЭА».

**Фомичев** Александр Владимирович. Кандидат физико-математических наук, зам. начальника тематического направления – зам. главного конструктора ПАО «МИЭА».

**Вавилова** Нина Борисовна. Кандидат физико-математических наук, ВНС лаборатории управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова.

**Голован** Андрей Андреевич. Доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

**Папуша** Ирина Анатольевна. Кандидат физико-математических наук, СНС лаборатории управления и навигации МГУ им. М.В. Ломоносова.

**Парусников** Николай Алексеевич. Доктор физико-математических наук, профессор механико-математического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова. Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

ются их полная автономность и помехозащищенность. Однако погрешности инерциальных датчиков (акселерометров, гироскопов) приводят к накоплению погрешностей инерциального навигационного счисления во времени. Именно поэтому на практике применяются так называемые интегрированные навигационные системы, основу которых составляют ИНС (прежде всего БИНС), корректируемые с помощью внешней навигационной информации. В авиационных приложениях это чаще всего информация, предоставляемая спутниковыми навигационными системами (СНС). Подтверждением тому служит информация, размещаемая на web-сайтах ведущих мировых производителей навигационных систем [1-3], в том числе авиационного назначения. Далее рассматриваются именно такие интегрированные системы.

Если не учитывать случай создания искусственных помех, погрешности СНС носят характер высокочастотного шума, отдельных «выбросов». Кроме того, возможны перерывы в поступлении достоверной навигационной информации. Напротив, позиционные, скоростные и угловые ошибки инерциального канала БИНС накапливаются сравнительно медленно во времени, модель поведения этих ошибок хорошо известна [4]. Для совмещения преимуществ каждой из навигационных систем применяются алгоритмы комплексной обработки информации [4-11], решающие следующие задачи:

- оценивание навигационных ошибок БИНС – позиционных, скоростных, угловых;
- оценивание параметров инструментальных погрешностей инерциальных датчиков;
- формирование выходных навигационных данных так называемого гибридного (комплексного, инерциально-спутникового) канала.

Различным аспектам решения этих задач, в том числе при помощи СНС, посвящено огромное число научных работ. Среди российских публикаций в этой предметной области отметим статью [5] и последние монографии [7, 9, 13], посвященные практическим исследованиям в области построения интегрированных инерциально-спутниковых систем ориентации и навигации. Среди зарубежных выделим монографии [8, 10].

Ниже описываются два дополнительных способа применения результатов КОИ для повышения точности БИНС:

- довыставка – компенсация погрешностей начальной выставки БИНС и оцененных погрешностей инерциальных датчиков на этапе маневрирования ЛА до взлета [11];
- автокалибровка – повышение точности инерциального режима навигации за счет использования оценок погрешностей инерциальных датчиков, полученных в предыдущих полетах [12].

Эти способы можно рассматривать как расширенную комплексную обработку информации в реальном времени. Их решение базируется на ряде положений, излагаемых ниже.

Разработка и внедрение новых бортовых алгоритмов всегда сопровождаются большим объемом численного моделирования. Полнота и функциональные возможности соответствующего программного обеспечения во многом определяют качество разработки. Наличие многофункционального комплекса моделирующих программ и программ обработки полетных данных становится особенно значимым при массовой обработке данных многочисленных испытаний. Описанию некоторых из этих программ посвящен отдельный раздел статьи.

## Описание алгоритма КОИ

Как известно [4-10], задача коррекции БИНС обычно ставится как задача оценивания вектора состояния  $x$  линейной динамической системы по измерениям  $z$ :

$$\dot{x} = Ax + q, \quad z = Hx + w.$$

Здесь вектор состояния  $x$  содержит ошибки инерциальной системы, систематические погрешности ее элементов и средств, доставляющих дополнительную информацию, а также, возможно, те из случайных погрешностей указанных приборов, которые могут быть описаны с помощью формирующих уравнений;  $q, w$  – векторные случайные процессы типа белого шума с нулевым средним значением и заданными матрицами интенсивностей.

Данная динамическая система и выражения для измерений через компоненты вектора состояния системы приводятся далее в развернутом виде, что позволяет при необходимости раскрыть матрицы  $A$  и  $H$ .

Для решения задачи коррекции используются алгоритмы оценивания калмановского типа с устойчивой численной реализацией дискретного фильтра, например, с использованием метода квадратного корня из ковариационной матрицы [6, 15]. Для рассматриваемых БИНС на лазерных гироскопах и кварцевых акселерометрах принята следующая модель погрешностей:

$$\Delta f_z = \Delta f_z^0 + \Gamma f_z' + \Delta f_z^s, \quad \Gamma = \begin{pmatrix} \Gamma_{11} & 0 & 0 \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & \Gamma_{23} \\ \Gamma_{31} & 0 & \Gamma_{33} \end{pmatrix},$$

$$v_z = v_z^0 + \Theta \omega_z' + v_z^s, \quad \Theta = \begin{pmatrix} \Theta_{11} & \Theta_{12} & \Theta_{13} \\ \Theta_{21} & \Theta_{22} & \Theta_{23} \\ \Theta_{31} & \Theta_{32} & \Theta_{33} \end{pmatrix}.$$

Здесь  $\Delta f_z, v_z$  – погрешности акселерометров и гироскопов,  $\Delta f_z^0, v_z^0$  – погрешности нулей акселерометров и гироскопов,  $\Gamma_{ii}, \Theta_{ii}$   $i = 1, 2, 3$  – погрешности масштабных коэффициентов,  $\Gamma_{ij}, \Theta_{ij}$   $i = 1, 2, 3, i \neq j$  – погрешности неортогональности осей чувствительности (перекосы),  $\Delta f_z^s, v_z^s$  – случайные составляющие погрешностей типа белого шума.

Полный вектор состояния используемого фильтра (для задачи автокалибровки) имеет 32-й порядок и содержит следующие переменные:

$$\Delta r_1, \Delta r_2, \delta V_1, \delta V_2, \alpha_1, \alpha_2, \beta_3, v_1^0, v_2^0, v_3^0, \Delta f_1^0, \Delta f_2^0, \Delta f_3^0, \Delta r_3, \Delta V_3, \\ \Theta_{11}, \Theta_{12}, \Theta_{13}, \Theta_{21}, \Theta_{22}, \Theta_{23}, \Theta_{31}, \Theta_{32}, \Theta_{33}, \Gamma_{11}, \Gamma_{21}, \Gamma_{22}, \Gamma_{23}, \Gamma_{31}, \Gamma_{33}, \\ \Delta t_1, \Delta t_2,$$

где:

- $\Delta r_1, \Delta r_2$  – погрешности определения местоположения в горизонтальной плоскости в осях модельного географического трехгранника с полусвободной азимутальной ориентацией [4];
- $\delta V_1, \delta V_2$  – динамические погрешности [5] определения горизонтальных составляющих относительной скорости в тех же осях;
- $\alpha_1, \alpha_2$  – угловые погрешности построения приборной вертикали [4] в тех же осях;
- $\beta_3$  – азимутальная кинематическая погрешность [4] в тех же осях;
- $\Delta r_3, \Delta V_3$  – погрешности определения высоты и вертикальной скорости;
- $\Delta t_1$  – запаздывание позиционной спутниковой информации относительно инерциальной;
- $\Delta t_2$  – запаздывание между скоростной и позиционной информацией СНС.

Имеют место следующие уравнения погрешностей [4]:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{r}_1 &= \delta V_1 + \beta_3 V'_2, \\ \Delta \dot{r}_2 &= \delta V_2 - \beta_3 V'_1,\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\delta \dot{V}_1 &= 2u'_3 \delta V_2 - g\alpha_2 - V'_2 v_1^0 d'_{31} - V'_2 v_2^0 d'_{32} - V'_2 v_3^0 d'_{33} + \Delta f_1^0 d'_{11} + \Delta f_2^0 d'_{12} + \\ &+ \Delta f_3^0 d'_{13} + \Gamma_{11} d'_{11} f_{z1} + \Gamma_{21} d'_{12} f_{z1} + \Gamma_{22} d'_{12} f_{z2} + \Gamma_{23} d'_{12} f_{z3} + \Gamma_{31} d'_{13} f_{z1} + \Gamma_{33} d'_{13} f_{z3} - \\ &- \Theta_{11} V'_2 d'_{31} \omega'_{z1} - \Theta_{12} V'_2 d'_{31} \omega'_{z2} - \Theta_{13} V'_2 d'_{31} \omega'_{z3} - \Theta_{21} V'_2 d'_{32} \omega'_{z1} - \Theta_{22} V'_2 d'_{32} \omega'_{z2} - \\ &- \Theta_{23} V'_2 d'_{32} \omega'_{z3} - \Theta_{31} V'_2 d'_{33} \omega'_{z1} - \Theta_{32} V'_2 d'_{33} \omega'_{z2} - \Theta_{33} V'_2 d'_{33} \omega'_{z3} + \Delta f_1^s, \\ \delta \dot{V}_2 &= -2u'_3 \delta V_1 + g\alpha_1 + V'_1 v_1^0 d'_{31} + V'_1 v_2^0 d'_{32} + V'_1 v_3^0 d'_{33} + \Delta f_1^0 d'_{21} + \Delta f_2^0 d'_{22} + \\ &+ \Delta f_3^0 d'_{23} + \Gamma_{11} d'_{21} f_{z1} + \Gamma_{21} d'_{22} f_{z1} + \Gamma_{22} d'_{22} f_{z2} + \Gamma_{23} d'_{22} f_{z3} + \Gamma_{31} d'_{23} f_{z1} + \Gamma_{33} d'_{23} f_{z3} + \\ &+ \Theta_{11} V'_1 d'_{31} \omega'_{z1} + \Theta_{12} V'_1 d'_{31} \omega'_{z2} + \Theta_{13} V'_1 d'_{31} \omega'_{z3} + \Theta_{21} V'_1 d'_{32} \omega'_{z1} + \Theta_{22} V'_1 d'_{32} \omega'_{z2} + \\ &+ \Theta_{23} V'_1 d'_{32} \omega'_{z3} + \Theta_{31} V'_1 d'_{33} \omega'_{z1} + \Theta_{32} V'_1 d'_{33} \omega'_{z2} + \Theta_{33} V'_1 d'_{33} \omega'_{z3} + \Delta f_2^s, \\ \dot{\alpha}_1 &= -u'_3 \frac{\Delta r_1}{R_1} - \frac{\delta V_2}{R_2} + u'_3 \alpha_2 - u'_2 \beta_3 + v_1^0 d'_{11} + v_2^0 d'_{12} + v_3^0 d'_{13} + \Theta_{11} d'_{11} \omega'_{z1} + \Theta_{12} d'_{11} \omega'_{z2} \\ &+ \Theta_{13} d'_{11} \omega'_{z3} + \Theta_{21} d'_{12} \omega'_{z1} + \Theta_{22} d'_{12} \omega'_{z2} + \Theta_{23} d'_{12} \omega'_{z3} + \Theta_{31} d'_{13} \omega'_{z1} + \Theta_{32} d'_{13} \omega'_{z2} + \\ &+ \Theta_{33} d'_{13} \omega'_{z3} + v_1^s, \\ \dot{\alpha}_2 &= -\frac{u_3 \Delta r_2}{R_2} + \frac{\delta V_1}{R_1} - u'_3 \alpha_1 + u'_1 \beta_3 + v_1^0 d'_{21} + v_2^0 d'_{22} + v_3^0 d'_{23} + \Theta_{11} d'_{21} \omega'_{z1} + \\ &+ \Theta_{12} d'_{21} \omega'_{z2} + \Theta_{13} d'_{21} \omega'_{z3} + \Theta_{21} d'_{22} \omega'_{z1} + \Theta_{22} d'_{22} \omega'_{z2} + \Theta_{23} d'_{22} \omega'_{z3} + \Theta_{31} d'_{23} \omega'_{z1} + \\ &+ \Theta_{32} d'_{23} \omega'_{z2} + \Theta_{33} d'_{23} \omega'_{z3} + v_2^s,\end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_3 = & \frac{\omega'_{x1}\Delta r_1}{R_1} + \frac{\omega'_{x2}\Delta r_2}{R_2} + \omega'_{x2}\alpha_1 - \omega'_{x1}\alpha_2 + v_1^0 d'_{31} + v_2^0 d'_{32} + v_3^0 d'_{33} + \Theta_{11} d'_{31} \omega'_{z1} + \\ & + \Theta_{12} d'_{31} \omega'_{z2} + \Theta_{13} d'_{31} \omega'_{z3} + \Theta_{21} d'_{32} \omega'_{z1} + \Theta_{22} d'_{32} \omega'_{z2} + \Theta_{23} d'_{32} \omega'_{z3} + \Theta_{31} d'_{33} \omega'_{z1} + \\ & + \Theta_{32} d'_{33} \omega'_{z2} + \Theta_{33} d'_{33} \omega'_{z3} + v_3^s, \\ & \Delta \dot{f}_i^0 = 0, \quad \dot{V}_i^0 = 0, \quad \Delta \dot{V}_3 = \Delta V_3, \\ & \dot{\Theta}_{ij} = 0, \quad \dot{\Gamma}_{ij} = 0, \quad \Delta \dot{V}_3 = 0. \end{aligned}$$

Здесь  $V'_i$  – проекции скорости ЛА на оси упомянутого выше модельного географического трехгранника,  $u'_i$  – проекции угловой скорости Земли на оси этого трехгранника,  $g$  – номинальное значение ускорения силы тяжести,  $d'_{ij}$  – элементы вычисляемой матрицы ориентации приборного трехгранника БИНС (образованного осями чувствительности акселерометров) [4] относительно модельного географического,  $f'_{zi}$  – проекции удельной внешней силы, измеренные блоком акселерометров в приборных осях БИНС,  $\omega'_{zi}$  – проекции абсолютной угловой скорости приборного трехгранника БИНС в собственных осях,  $R_i$  – радиусы кривизны сечений поверхности земного эллипсоида,  $\omega'_{xi}$  – проекции угловой скорости модельного географического трехгранника на собственные оси,  $\Delta f_i^s$  – шумовые составляющие погрешностей акселерометров, перепроектированные на оси модельного географического трехгранника,  $v_i^s$  – шумовые составляющие погрешностей лазерных гироскопов в тех же осях.

Модели позиционных  $z^{pos}$  и скоростных  $z^{vel}$  измерений, формируемые при помощи данных БИНС ( $\lambda'$ ,  $\varphi'$ ,  $h'$ ,  $V'_E$ ,  $V'_N$ ) и ЧНС ( $\lambda^{CHC}$ ,  $\varphi^{CHC}$ ,  $h^{CHC}$ ,  $V_E^{CHC}$ ,  $V_N^{CHC}$ ), таковы:

$$z_1^{pos} = \Delta r_\varphi \sin \varepsilon' + \Delta r_\lambda \cos \varepsilon', \quad z_2^{pos} = \Delta r_\varphi \cos \varepsilon' - \Delta r_\lambda \sin \varepsilon', \quad z_3^{pos} = \Delta h,$$

где

$$\begin{aligned} \Delta r_\varphi &= (\varphi' - \varphi^{CHC}) R_N, \quad \Delta r_\lambda = (\lambda' - \lambda^{CHC}) R_E \cos \varphi', \quad \Delta h = h' - h^{CHC}, \\ R_E &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi'}}, \quad R_N = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi')^{\frac{3}{2}}}, \end{aligned}$$

и

$$z_1^{pos} = \Delta r_1 + V'_1 \Delta t_1 + \zeta_1, \quad z_2^{pos} = \Delta r_2 + V'_2 \Delta t_1 + \zeta_2, \quad z_3^{pos} = \Delta r_3 + \zeta_3.$$

Здесь  $R_N$  и  $R_E$  – радиусы кривизны меридионального сечения и первого вертикала,  $a$  и  $e$  – большая ось земного эллипсоида и его эксцентриситет,  $\varepsilon'$  – угол, характеризующий азимутальную ориентацию модельного географического трехгранника с полусвободной азимутальной ориентацией относительно гео-

графического трехгранника, ориентированного в азимуте в географической координатной сетке,  $\zeta_i, i = 1, 2, 3$  – шумовые погрешности измерений.

Скоростные измерения:

$$\begin{aligned} z_1^{vel} &= V' - V_1^{CHC}, \\ z_2^{vel} &= V' - V_2^{CHC}, \\ V_1^{CHC} &= V_N^{CHC} \sin(\varepsilon' - \Delta\lambda \sin \varphi') + V_E^{CHC} \cos(\varepsilon' - \Delta\lambda \sin \varphi'), \\ V_2^{CHC} &= V_N^{CHC} \cos(\varepsilon' - \Delta\lambda \sin \varphi') - V_E^{CHC} \sin(\varepsilon' - \Delta\lambda \sin \varphi'), \end{aligned}$$

и

$$\begin{aligned} z_1^{vel} &= \delta V_1 + V_2 \beta_3 + f_1' \Delta t_1 + f_1' \Delta t_2 + \varsigma_1, \\ z_2^{vel} &= \delta V_2 - V_1 \beta_3 + f_2' \Delta t_1 + f_2' \Delta t_2 + \varsigma_2, \end{aligned}$$

где  $\varsigma_i, i = 1, 2$  – шумовые погрешности измерений,  $f_i'$  – перегрузки в проекциях на оси модельного географического трехгранника,  $\Delta\lambda$  – оценка погрешности долготы, полученная в алгоритме КОИ.

В задаче довыставки используется редуцированный фильтр 15 порядка, вектор состояния которого содержит только следующие компоненты

$$\Delta r_1, \Delta r_2, \delta V_1, \delta V_2, \alpha_1, \alpha_2, \beta_3, v_1^0, v_2^0, v_3^0, \Delta f_1^0, \Delta f_2^0, \Delta f_3^0, \Delta t_1, \Delta t_2.$$

Модели корректирующих измерений остаются прежними. Кроме того, на интервале неподвижности ЛА, определяемом алгоритмическим датчиком движения, применяется скоростная коррекция по нулевой скорости – ZUPT-коррекция (Zero Velocity Update Technology) в варианте оценивания [14]. Соответствующие модели скоростных измерений в этом случае имеют вид:

$$z_1^{vel} = V'_1 = \delta V_1 + \varsigma_1^{vel}, \quad z_2^{vel} = V'_2 = \delta V_2 + \varsigma_2^{vel},$$

где  $\varsigma_i^{vel}, i = 1, 2$  – шумовые погрешности скоростных измерений.

### Довыставка

Назначение режима довыставки БИНС ЛА состоит в оценке и последующей алгоритмической компенсации остаточных погрешностей начальной выставки БИНС. При этом используется информация СНС на этапе рулежки ЛА. Оцениваемые и компенсируемые параметры таковы:

- позиционные погрешности БИНС, приводимые к ошибкам определения долготы  $\lambda$  и широты  $\varphi$ ;
- скоростные погрешности  $\Delta V_E, \Delta V_N$  БИНС (восточная и северная составляющие);

- угловые погрешности  $\alpha_1, \alpha_2$  построения вертикали (индексы 1, 2 обозначают оси так называемой «виртуальной» платформы, или квазиприборного трехгранника [4, 6]);
- погрешность  $\Delta\psi$  угла истинного курса  $\psi$ ;
- смещения нулей  $\Delta f_1^0, \Delta f_2^0, \Delta f_3^0$  акселерометров (индексы 1, 2, 3 обозначают приборные оси БИНС).

Возможность оценки и компенсации указанных остаточных погрешностей начальной выставки БИНС, погрешностей нулей акселерометров в запуске БИНС базируется на свойствах наблюдаемости указанных параметров при маневрировании ЛА на аэродроме. Здесь можно говорить об аналоге метода двойного гироскопирования в задаче выставки БИНС, когда в процессе рулежки ЛА на аэродроме курсовая ориентация его корпуса существенно изменяется.

Для оценки указанных параметров используются позиционные и скоростные данные, предоставляемые приемником сигналов СНС. Кроме того, для оценивания угловых ошибок построения приборной вертикали весьма эффективной является ZUPТ-коррекция БИНС по нулевой скорости при наличии интервалов неподвижности ЛА [14].

Для фиксации интервалов неподвижности в бортовом программно-математическом обеспечении (ПМО) представляемых БИНС реализован алгоритмический датчик движения, по выходной информации которого включается или выключается режим ZUPТ-коррекции.

Как показывают результаты летных испытаний БИНС с характерными значениями погрешностей гироскопов на уровне  $0.01^\circ/\text{час}$  и  $\leq 50 \mu\text{g}$  для смещений нулей акселерометров, эти погрешности могут быть достаточно надежно и точно оценены на ограниченных интервалах времени при маневрировании ЛА на аэродроме. Следует также отметить, что погрешность угла курса также оказывается хорошо наблюдаемой при разгоне ЛА по взлетной полосе.

Компенсация оцененных погрешностей, а также ошибок координат и компонент вектора скорости производится в момент отрыва ЛА от полосы, что позволяет повысить точность последующего инерциального счисления, поскольку на интервале решения задачи довыставки оценки погрешностей начальной выставки и некоторых инструментальных погрешностей, как правило, сходятся (это зависит от длительности и характера маневрирования).

Работу алгоритма довыставки можно структурировать следующим образом. В процессе стоянки и рулежки ЛА по аэродрому алгоритм КОИ формирует оценки компонент вектора состояния и одновременно контролирует поступающую корректирующую информацию на достоверность. Для идентификации факта неподвижности объекта используются собственные датчики БИНС, что возможно благодаря их высокому классу точности. В этом режиме алгоритм продолжает работать до момента взлета ЛА. В момент взлета оценки фильтра используются для разовой коррекции инерциальных навигационных параметров и погрешностей начальной выставки (коррекция координат, скорости, углов ориентации). Также в момент взлета запоминаются оценки наблюдаемых инструментальных погрешностей (смещения нулей акселерометров), которые затем учитываются при вычислении сигналов датчиков в течение всего последующего полета.

Описанная процедура проводится лишь в том случае, когда анализ оценок, проведенный с использованием меры оцениваемости [6], позволяет считать их достоверными на момент взлета. В противном случае оценки фильтра, сформированные к моменту взлета, для коррекции не используются.

### Автокалибровка

Анализ материалов летных испытаний и стендовых экспериментов показывает, что ошибки автономного инерциального канала БИНС в основном определяются остаточными после алгоритмической компенсации инструментальными погрешностями инерциальных датчиков. Алгоритм КОИ в каждом полете предоставляет оценки параметров инструментальных погрешностей инерциальных датчиков, введенных в вектор состояния фильтра Калмана. Как показало исследование, точность инерциального режима может быть повышена за счет обработки оценок инструментальных погрешностей, накопленных по серии предыдущих полетов. Эти оценки проходят процедуру взвешивания. При этом учитываются следующие факторы: сходимости оценок в каждом полете, тип траектории (маневренная или «спокойная»), и характеристики достоверности информации СНС. Далее взвешенные оценки используются для вычисления поправок к инерциальному режиму, формируемых путем численного интегрирования уравнений ошибок БИНС. Компенсация поправок осуществляется только в выходной информации инерциального канала БИНС без «вмешательства» в его работу.

Поясним использование взвешенных оценок в текущем полете. Пусть, например, определены взвешенные оценки перекосов осей чувствительности блока гироскопов:  $\tilde{\Theta}_{12}, \tilde{\Theta}_{13}, \tilde{\Theta}_{21}, \tilde{\Theta}_{23}, \tilde{\Theta}_{31}, \tilde{\Theta}_{32}$ . В бортовое программно-математическое обеспечение (ПМО) добавляется блок интегрирования уравнений ошибок БИНС (используется та же модель, которая реализована в алгоритме КОИ). В начальный момент времени  $t_0$  все компоненты фазового вектора этой модели имеют нулевое значение, за исключением компонент  $\Theta_{ij}(t_0) = \tilde{\Theta}_{ij}$ .

Результатом интегрирования уравнений ошибок в каждый момент времени  $t$  с учетом текущей траектории движения ЛА служат реализации позиционных, скоростных, угловых ошибок БИНС, порождаемых введенными перекосами  $\tilde{\Theta}_{ij}$  осей чувствительности гироскопов. Далее эти ошибки компенсируются в выходной информации инерциального канала БИНС. Данная процедура называется автокалибровкой, поскольку позволяет по оценкам инструментальных погрешностей (отсюда «калибровка»), полученным в процессе эксплуатации (отсюда «авто»), уточнять автономный режим.

Выделим достаточно очевидные свойства режима автокалибровки в текущем полете:

- он сохраняет автономность инерциального решения;
- его работоспособность не зависит от наличия корректирующих данных СНС;
- формируемые поправки к выходной информации инерциального канала связаны только с траекторией текущего полета.



### Комплекс моделирующих программ

Внедрению новых алгоритмов в бортовое ПМО предшествовала стадия их отладки методом математического моделирования. Для оценки эффективности режима довыставки БИНС было разработано программное обеспечение (ПО), позволяющее по зарегистрированным полетным данным оценить эффект от его использования. Для этого сравнивалось поведение позиционных и скоростных ошибок БИНС при использовании поправок от алгоритма довыставки и без него. Проведенный анализ на траекториях реальных полетов, включающих участки маневров по аэродрому, показал, что в первом случае к концу полета в среднем уровень позиционных и скоростных ошибок БИНС оказывался меньше, чем в ситуации, когда этот режим не применялся. Это послужило основанием к внедрению довыставки в бортовое ПМО. Анализ на основе математического моделирования предшествовал и внедрению автокалибровки.

После внедрения процедур довыставки и автокалибровки для исследования их эффективности, а также для автоматизации обработки данных летных испытаний было разработано ПО анализа данных летных испытаний БИНС.

Входной информацией разработанного ПО являются:

- параметры инерциального решения БИНС (координаты, скорости, углы ориентации) после применения автокалибровки;
- параметры инерциального решения БИНС (координаты, скорости, углы ориентации) без применения автокалибровки (восстановленные исходные данные);
- параметры гибридного канала – координаты, скорости, углы ориентации;
- данные СНС – координаты, скорости;
- оценки компонент фазового вектора фильтра Калмана, полученные в результате работы алгоритма КОИ;
- угловые скорости и ускорения, зарегистрированные на выходе БИНС.

Разработанное ПО предназначено для обработки как отдельных полетов, так и серий летных испытаний. Для каждого полета реализованы следующие вычисления:

- формирование результирующих оценок инструментальных погрешностей инерциальных датчиков с учетом их оцениваемости и сходимости в текущем полете, включая вычисление весовых коэффициентов, используемых в режиме автокалибровки в последующем полете;
- определение максимальных позиционных и скоростных ошибок после автокалибровки за каждый час полета;
- определение максимальных ошибок в исходных координатах и скоростях за каждый час полета;
- вычисление меры маневренности полета как интеграла от модуля измеряемой угловой скорости ЛА;
- вычисление суммарного времени, в течение которого система находилась вне допуска технического задания (ТЗ) по отдельному полету или по серии полетов;
- вычисление длительности полета или совокупности полетов;
- сравнение оценок инструментальных погрешностей и ошибок ориентации, полученных на интервале довыставки, с оценками, получившимися в конце полета;

- построение графиков зависимостей ошибок широты, долготы и составляющих скорости от времени по серии полетов;
- выдача сводной таблицы результатов.

Разработанное ПО позволяет по полетным и стендовым данным оценивать эффективность используемых алгоритмических решений, анализировать статистическую информацию по сериям летных испытаний, моделировать измерения инерциальных датчиков БИНС, формировать единые оценки ряда инструментальных погрешностей с целью их использования в последующем полете. Созданный комплекс программ является удобным инструментом для совершенствования бортового ПМО, позволяющим оценивать результаты его внедрения на реальных и модельных траекториях. В частности, анализ данных, проведенный с помощью разработанного комплекса программ, выявил положительный эффект от использования процедуры довыставки и автокалибровки БИНС.

### Результаты внедрения

В результате исследований был разработан алгоритм КОИ, укрупненная структура которого приведена на рис. 1.



Рис. 1. Структура и функционал алгоритма КОИ

Алгоритм КОИ реализован в семействе БИНС двух классов точности [16, 17] (гражданского БИМС-Т и военного применения БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2), разработанных ПАО «МИЭА». Функции алгоритма КОИ для каждой системы зависят от специфики задач, выполняемых данными системами. Системы БИМС-Т и БИНС-СП-1 относятся к системам 3-го класса точности с погрешностью счисления координат 3,7 км за час работы, а система БИНС-СП-2 – к системам 2-го класса точности с погрешностью 1,85 км за час [18].

В качестве их инерциальных чувствительных элементов используются лазерные гироскопы и кварцевые акселерометры собственной разработки [16, 19, 20] различных классов точности.

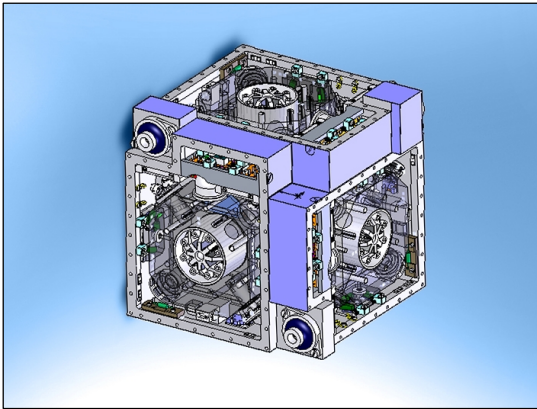


Рис. 2. Трехосный блок лазерных гироскопов

Конструктивно системы максимально унифицированы [13], в частности, в части трехосного блока лазерных гироскопов (рис. 2).

Системы БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 имеют встроенный приемник СНС, а система БИМС-Т использует информацию внешнего приемника СНС, являющегося принадлежностью комплекса бортового оборудования. Потребляемая мощность < 70 Вт.

На рис. 3 представлены максимальные за час полета позиционные ошибки системы БИНС-СП-1, полученные по результатам летных испытаний на объекте Як-130 до внедрения рассмотренных алгоритмов и после. Здесь по горизонтальной оси указан номер полета, а по вертикальной – погрешность в км. Для наглядности на рис. 3 и последующих отрезками прямых линий указано поле допуска.

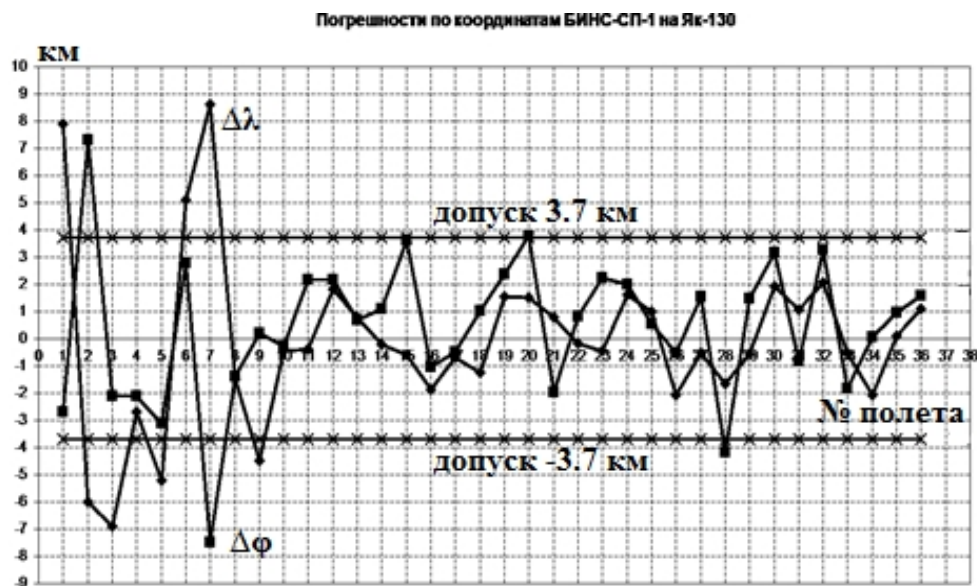


Рис. 3. Погрешности по координатам БИНС-СП-1 до и после внедрения алгоритмов автокалибровки и довыставки

Изменения в ПМО с учетом режимов довыставки и автокалибровки были сделаны в системе после 6-го полета. Как видно из представленных материалов, погрешность системы стабильно уменьшилась как минимум в 2 раза, что свидетельствует об эффективности предложенных алгоритмических решений.

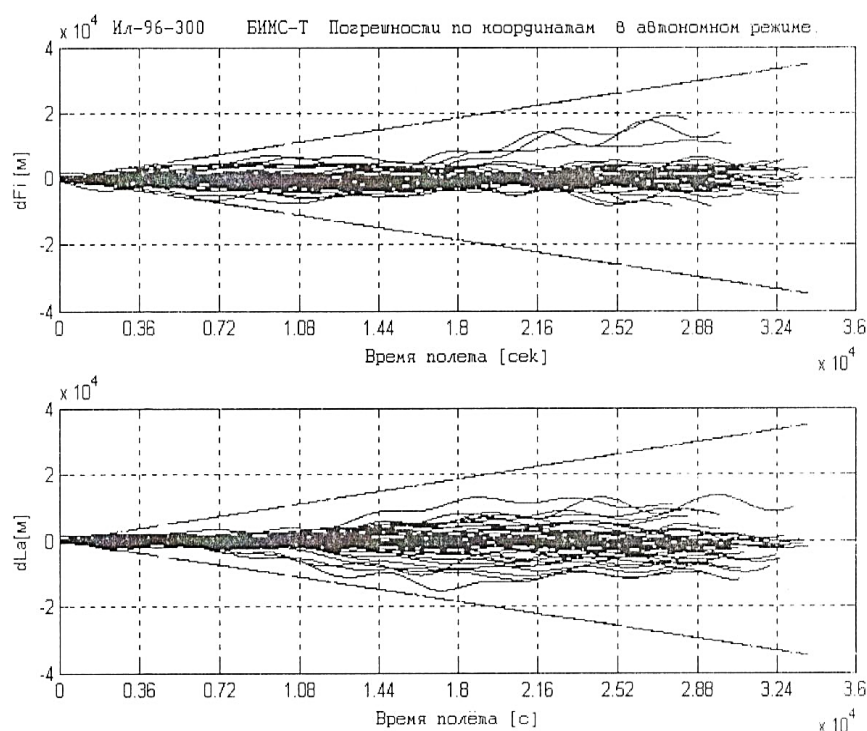


Рис.4. Погрешности формирования координат и границы допуска 3,7 км за час (прямые линии), БИМС-Т, объект Ил-96-300

Позиционные погрешности системы БИМС-Т по результатам сертификационных испытаний на дальнем магистральном самолете отражены на рис. 4.

Государственные летные испытания системы БИНС-СП-1 проводились на двух типах самолетов – высокоманевренном Як-130 и самолете дальней авиации. На графиках рис. 5 показаны позиционные погрешности системы при испытаниях на высокоманевренном самолете, а рис. 6 – при испытаниях на маломаневренном самолете дальней авиации. На этих графиках пунктирными линиями обозначены границы допусков, которые формируются по следующему правилу: позиционная ошибка за первый час полета не должна превышать 2 или 1 милю, а далее эти границы расширяются линейно на 2 или 1 милю за каждый последующий час полета.

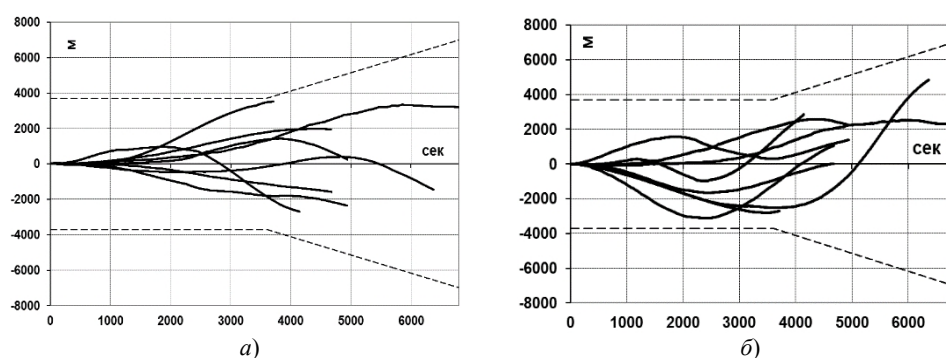


Рис. 5. Погрешности формирования координат и границы допуска 3.7 км за час (пунктирные линии): а) широта, б) долгота. БИНС-СП-1, объект Як-130

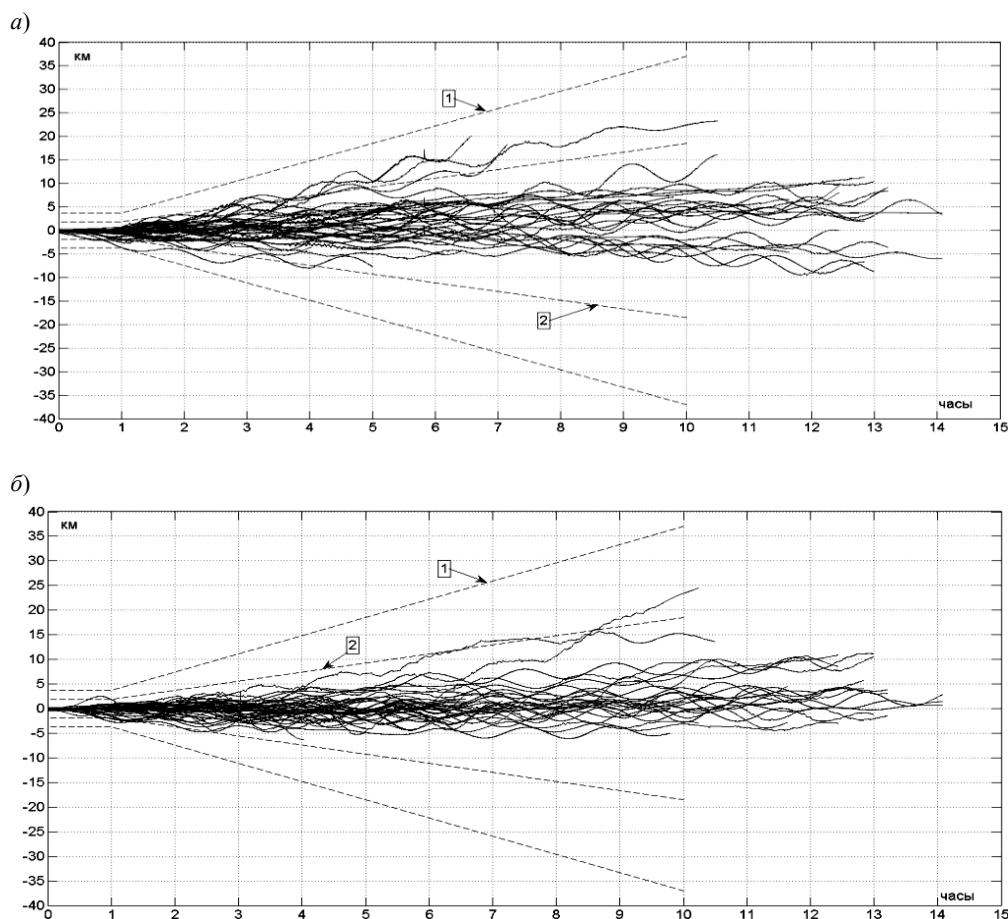


Рис. 6. Погрешности формирования координат и границы допусков 3.7 и 1.85 км за час (пунктирные линии: 1 – 3.7 км за час, 2 – 1.85 км за час): а – широта, б – долгота. БИНС-СП-1, самолет дальней авиации

Анализ результатов летных испытаний показывает, что наиболее неблагоприятным с точки зрения точности счисления инерциальных координат является высокоманевренный полет. Так, система 3-го класса точности БИНС-СП-1 в полетах на самолете дальней авиации приближается к системе 2-го класса точности [18], тогда как при полетах на Як-130 точность сильно снижается.

Объяснение этого факта вытекает из известной модели погрешности БИНС [4, 6] – интенсивное маневрирование приводит к резкому увеличению вклада некомпенсированных инструментальных погрешностей в ошибки инерциального счисления навигационных параметров. Из этого непосредственно следует, что для систем, применяемых на высокоманевренных объектах, необходимо предъявлять более жесткие требования к погрешностям трактов инерциальных датчиков [4]. Это, в свою очередь, предполагает более тщательный подход как к методикам и средствам формирования оценок инструментальных погрешностей, так и к используемым алгоритмам компенсации.

Результаты государственных летных испытаний системы БИНС-СП-2 на высокоманевренном самолете Су-35 приведены на рис. 7.

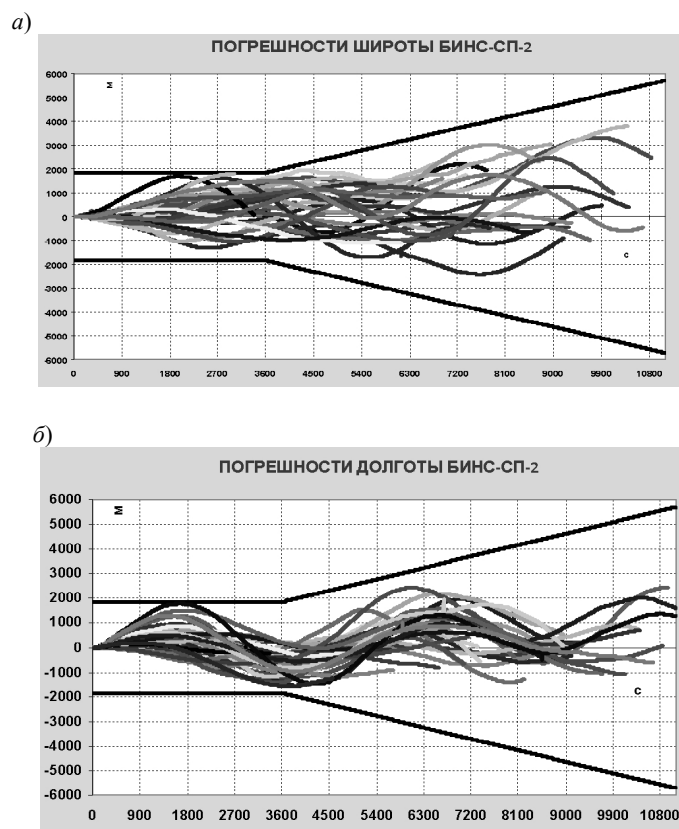


Рис.7. Погрешности формирования координат и границы допусков 1.85 км за час (ломаные линии): *a* – широта, *б* – долгота. БИНС-СП-2, объект Су-35

Из представленных результатов сертификационных и государственных летных испытаний следует, что внедрение рассмотренного способа информационной интеграции в ПМО указанного семейства БИНС обеспечило выполнение требований по точности формирования навигационного решения.

### Выводы

Рассмотрены два способа построения и использования интегрированных БИНС-СНС решений, учитывающих специфику авиационных приложений, – довыставка и автокалибровка БИНС.

В режиме довыставки решается задача оценки остаточных погрешностей БИНС после ее штатной выставки. Для коррекции БИНС используются данные СНС и, при установленной неподвижности ЛА, информация о нулевой скорости. Оцененные ошибки БИНС далее используются для компенсации в алгоритмах инерциального счисления в момент отрыва ЛА от полосы.

В режиме автокалибровки вычисляются поправки к инерциальному режиму на основе результирующих оценок погрешностей инерциальных датчиков, полученных в алгоритме КОИ по серии предыдущих полетов.

Алгоритмы КОИ с этими расширенными функциями были исследованы в режиме постобработки с помощью созданного комплекса моделирующих про-

грамм и внедрены в бортовое ПМО серии БИНС, разработанных в ПАО «МИЭА». Опыт испытаний и эксплуатации БИНС подтверждает эффективность режимов довыставки и автокалибровки.

Режимы довыставки и автокалибровки, очевидно, могут быть также реализованы в аналогичных приложениях для БИНС, построенных на иных инерциальных датчиках с соответствующим уточнением процесса формирования результирующих оценок инструментальных погрешностей этих датчиков.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. <https://www.safran-electronics-defense.com/aerospace/military-aircraft/navigation-systems>
2. <https://aerospace.honeywell.com/en/products/navigation-and-sensors/embedded-gps-or-ins>
3. <http://www.northropgrumman.com/Capabilities/LN100GIInertialNavigationSystem/Pages/default.aspx>
4. Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем. Ч. 1. Математические модели инерциальной навигации. М.: МАКС Пресс, 2011. 136 с.
5. Тазьба А. М., Леви Ю. В., Ермолина М. А. Структура интегрированных навигационных систем на базе бесплатформенных инерциальных систем средней точности // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. С. 115–127.
6. Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем. Ч. 2. Приложения методов оптимального оценивания к задачам навигации. М.: МАКС Пресс, 2012. 172 с.
7. Емельянец Г. И., Степанов А. П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». СПб., 2016. 393 с.
8. Farrell J. A. Aided navigation systems: GPS and high rate sensors. New York, USA, 2008. 552 p.
9. Степанов О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 428 с.
10. Weill L. R., Andrews A. P. Global positioning systems, inertial navigation, and integration. 3rd Edition. Wiley&Sons, 2013. 408 p.
11. Вавилова Н. Б., Голован А. А., Измайлов Е. А., Кухтевич С. Е., Парусников Н. А., Фомичев А. В. Способ повышения точности начальной выставки бесплатформенной инерциальной системы. Патент РФ на изобретение № 2591738.
12. Вавилова Н. Б., Голован А. А., Измайлов Е. А., Кухтевич С. Е., Парусников Н. А., Фомичев А. В. Способ повышения точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Патент РФ на изобретение № 25934325.
13. Пешехонов В. Г., Степанов О. А. и др. Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля земли. / Под общей ред. В. Г. Пешехонова; науч. редактор О. А. Степанов. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 390 с.
14. Дмитриев С. П. Инерциальные методы в инженерной геодезии. СПб.: ГНЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 1997. 208 с.
15. Maybeck P. S. Stochastic models, estimation and control. USA, N.Y.: Acad. Press, 1979. 307 p.
16. Кузнецов А. Г., Портнов Б. И., Измайлов Е. А. Разработка и испытания двух классов авиационных бесплатформенных инерциальных навигационных систем на лазерных гироскопах. // Гироскопия и навигация. № 2 (85). 2014. С. 3–13.
17. Фомичев А. В., Кухтевич С. Е., Измайлов Е. А. Результаты совершенствования программно-математического обеспечения системы БИНС-СП-2 по материалам летных испытаний. М.: Труды «МИЭА», Навигация и управление летательными аппаратами. 2013. Вып. 7. С. 19–29.
18. ГОСТ РВ 52 339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах. М., 2005. 15 с.
19. Молчанов А. В., Измайлов Е. А., Вишняков С. Н. Способ повышения точности полезного сигнала кольцевого лазера. Патент на изобретение № 2581396.
20. Кан С. Г., Измайлов Е. А., Молчанов А. В., Савельев Ю. К., Измайлов А. Е. Маятниковый акселерометр. Патент на полезную модель № 104320.

**Zorina O. A., Izmailov E. A., Kukhtevich S. E., Portnov B. I., Fomichev A. V.** (PJSC MIEA), **Vavilova N. B., Golovan A. A., Papusha I. A., and Parusnikov N. A.** (Lomonosov Moscow State University)  
Enhancement of INS/GNSS Integration Capabilities for Aviation-Related Applications // *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2017. Vol. 25. № 2 (97). P.18-34.

**Abstract** Two methods for construction and use of integrated inertial and satellite systems are considered, taking into account the specific features of aviation-related applications, namely, pre-flight alignment and autocalibration. Pre-flight alignment is performed during aircraft maneuvering on the aerodrome. Autocalibration of strapdown inertial navigation systems (SINS) is based on using the estimations of instrumental errors of inertial sensors, which had been obtained by the complex information processing (CIP) algorithm in a number of previous flights of the aircraft. The results of numerous flight tests of laser SINS designed by PAO MIEA for civil and military applications are provided as an evidence of high efficiency of the information integration methods proposed herein.

**Key words:** strapdown inertial navigation system, SINS, GNSS, pre-flight alignment, autocalibration, navigation solution accuracy, maneuverable vehicle.

#### REFERENCES

1. **SAFRAN Electronics and Defense**, <https://www.safran-electronics-defense.com/aerospace/military-aircraft/navigation-systems>
2. **Honeywell**, <https://aerospace.honeywell.com/en/products/navigation-and-sensors/embedded-gps-or-ins>
3. **Northrop Grumman**, <http://www.northropgrumman.com/Capabilities/LN100GIInertialNavigationSystem/Pages/default.aspx>
4. **Golovan, A.A. and Parusnikov, N.A.** *Matematicheskie osnovy navigatsionnykh system. Chast I. Matematicheskie modeli inertial'noi navigatsii* (Mathematical Background of Navigation Systems. Part 1. Mathematical Models of Inertial Navigation), Moscow, MAKS Press, 2011.
5. **Taz'ba, A.M., Levi, Yu.V., and Ermolina, M.A.**, Structures of Integrated Navigation systems Based on Strapdown Inertial Navigation Systems of Medium Accuracy, in *Integrirovannye inertial'no-sputnikovye sistemy navigatsii* (Integrated Inertial Satellite Navigation Systems) collected articles and papers (in the Russian language), Saint Petersburg, Elektropribor, 2004, pp. 115-127.
6. **Golovan, A.A. and Parusnikov, N.A.**, *Matematicheskie osnovy navigatsionnykh system. Chast II. Prilozheniya metodov optimal'nogo otsenivaniya k zadacham navigatsii* (Applications of Optimal Estimation Methods to Navigation Issues), Moscow, MAKS Press, 2012.
7. **Emel'yantsev, G.I., and Stepanov, A.P.**, *Integrirovannye inertial'no-sputnikovye sistemy orientatsii i navigatsii* (Integrated Inertial Satellite Systems of Orientation and Navigation), St. Petersburg, Elektropribor, 2016.
8. **J. A. Farrell**, Aided Navigation Systems: GPS and High Rate Sensors, New York, NY, McGraw-Hill, 2008.
9. **Stepanov, O.A.**, *Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoi informatsii. Chast 2. Vvedenie v teoriyu fil'tratsii* (Fundamentals of the Estimation Theory with Applications to the Problems of Navigation Information Processing. Part 2. Introduction to the Filter Theory), St. Petersburg: *Elektropribor*, 2017.
10. **Lawrence R. Weill, and Angus P. Andrews**, Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration, Wiley&Sons, 2013, 3rd Edition.
11. **Vavilova, N.B., Golovan, A.A., Izmailov, E.A., Kukhtevich, S.E., Parusnikov, N.A., and Fomichev, A.V.**, Method of Increasing the Accuracy of Initial Alignment Accuracy of Strapdown Inertial System, RF Patent No. 2591738, 2016.
12. **Peshekhonov, V.G., Stepanov, O.A. et al.**, *Sovremennye metody i sredstva izmereniya parametrov gravitatsionnogo polya zemli* (Modern Methods and Means of Measuring the Parameters of Earth Gravity Field), Saint Petersburg, Elektropribor, 2017.
13. **Dmitriev, S.P.**, *Inertial'nye metody v inzhenernoi geodezii* (Inertial Methods in Engineering Geodesy), Saint Petersburg, Elektropribor, 1997.



14. **Maybeck P.S.**, Stochastic Models, Estimation and Control, New-York, Academic Press, 1979.
15. **Kuznetsov, A.G., Portnov, B.I., and Izmailov, E.A.**, Two Classes of Aircraft Strapdown Inertial Navigation Systems on Laser Gyros: Development and Test Results. Gyroscopy and Navigation, 2014, vol. 5, No. 4, pp.187-194.
16. **Fomichev, A.V., Kukhtevich, S.E., and Izmailov, E.A.**, Results of Improving BINS-SP-2 System Software on the Basis of Flight Trials Information, in *Trudy MEIA Navigatsia i upravlenie letatel'nyimi apparatami* (MEIA Papers on Navigation and Aircraft Control), Moscow, 2013, no. 7, pp.19-29.
17. GOST RV 52 339-2005, Strapdown Inertial Navigation Systems on Laser Gyroscopes, Moscow, 2005.
18. **Molchanov, A.V., Izmailov, E.A., and Vishnyakov, S.N.**, Method of Increasing the Accuracy of Useful Signal of Ring Laser. Patent RF No. 2581396, 2014.
19. **Kan, S.G., Izmailov, E.A., Molchanov, A.V., Savel'ev, Yu.K., and Izmailov, A.E.**, Pendulous Accelerometer. RF Utility Model Patent no. 104320.

Материал поступил 26.04.2017