
**РАСПОЗНАВАНИЕ ОБРАЗОВ
И ОБРАБОТКА ИЗОБРАЖЕНИЙ**

УДК 681.32

**ОТКАЗОУСТОЙЧИВАЯ ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ
СИСТЕМА ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО АППАРАТА
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ¹**

© 2020 г. Д. А. Антонов^{а,*}, К. К. Веремеенко^а, М. В. Жарков^а,
Р. Ю. Зимин^а, И. М. Кузнецов^а, А. Н. Пронькин^а

^а МАИ (национальный исследовательский ун-т), Москва, Россия

*e-mail: nio3@mai.ru

Поступила в редакцию 09.07.2019 г.

После доработки 14.11.2019 г.

Принята к публикации 25.11.2019 г.

Представлены структура и математическое обеспечение комплексной навигационной системы для беспилотных аппаратов. В нее входят: бесплатформенная инерциальная навигационная система, приемники спутниковой навигационной системы и система технического зрения. Предложен подход к построению алгоритма исключения отказов. Даны результаты моделирования.

DOI: 10.31857/S0002338820020043

Введение. По мере роста числа задач, решаемых беспилотными аппаратами (БА), и в связи с необходимостью их интеграции в общее пространство с управляемыми человеком воздушными, водными и наземными транспортными средствами все острее становится задача повышения точности определения параметров движения БА и гарантирование требуемого уровня надежности навигационного обеспечения [1–5]. Решение этих задач путем использования более точных измерителей ведет к существенному повышению стоимости БА и снижению их конкурентоспособности, а иногда и просто невозможно из-за ограничений по массе, габаритам и энергопотреблению. Таким образом, перед разработчиками БА стоит задача построения навигационных комплексов (НК) повышенной точности и надежности навигационного обеспечения при условии сохранения требуемых массогабаритных, энергетических и стоимостных показателей.

Решение этой задачи возможно путем формирования универсального ядра НК, применимого для многих воздушных, водных и наземных беспилотных аппаратов (БА), которое будет строиться на минимальном наборе таких датчиков и систем, получивших широкое распространение в коммерческих приложениях и более доступных по стоимости и ограничениям на поставки. При этом должна быть разработана такая структура ядра и такой состав программно-алгоритмического обеспечения НК, которые гарантировали бы не только комплексную обработку информации (КОИ), позволяющую оценить погрешности подсистем, но и вести контроль первичной измерительной информации на предмет обнаружения и исключения возможных сбоев. Важной составляющей при этом является информация от системы технического зрения (СТЗ), обеспечивающей НК каналом оптических данных в дополнение к инерциальным и спутниковым измерениям [6–8].

Цель настоящей статьи – представление итогов работ по созданию структуры, математического обеспечения и результатов имитационного моделирования интегрированной навигационной системы для малогабаритных БА, обеспечивающей как комплексную обработку навигационных данных от различных источников, включая СТЗ, и в различных режимах работы, так и построение алгоритмов обнаружения и исключения сбоев в показаниях систем и датчиков.

1. Состав и структура системы. В качестве основы НК БА предлагается использовать инерциальную навигационную систему бесплатформенного типа (БИНС), а с целью ее коррекции –

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (Задание № 8.2118.2017/4.6 на выполнение НИР в рамках проектной части госзадания в сфере научной деятельности).

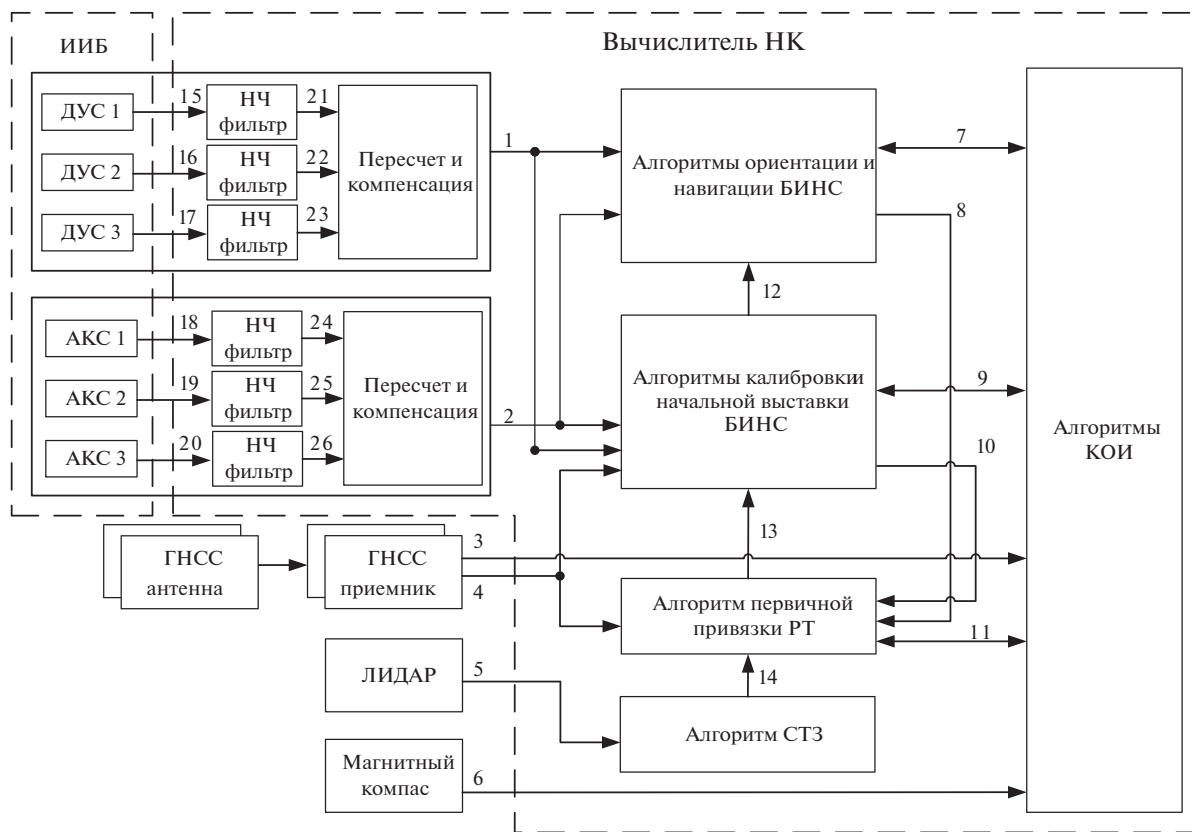


Рис. 1

глобальную навигационную спутниковую систему (ГНСС), работающую по созвездиям ГЛОНАСС (Глобальная навигационная спутниковая система) и GPS (Global positioning system). Такая схема является уже устоявшейся и часто применяется в различных приложениях. Однако серьезный недостаток ГНСС – их низкая помехозащищенность, что сказывается на надежности работы комплекса в целом. Предлагается повысить точность и надежность комплекса с помощью измерений оптических систем, организованных в СТЗ. В этой системе формируется навигационное поле реперных точек (РТ) на основе обнаружения, распознавания и привязки к некоторой системе координат хорошо опознаваемых точечных объектов с последующим отслеживанием движения БА относительно них.

На рис. 1 представлена структура НК, представляющая состав измерительных средств и иллюстрирующая взаимосвязи между блоками основных алгоритмов. В состав измерительных средств входят:

- инерциальный измерительный блок (ИИБ), объединяющий три датчика угловой скорости (ДУС) и три акселерометра (АКС);
- два приемника ГНСС;
- ЛИДАР (Light Identification Detection and Ranging, LIDAR);
- магнитный компас (МК).

Информационные связи (ИС) 18–20 содержат измерения, пропорциональные проекциям кажущегося ускорения на соответствующие оси, а также текущее значение температуры акселерометров. ИС 15–17 содержат измерения, пропорциональные проекциям абсолютной угловой скорости на соответствующие оси, и текущее значение температуры гироскопов. Измерения ИИБ поступают на вход линейных цифровых фильтров (блоки “НЧ-фильтр”).

ИС 21–26 предназначены для передачи показаний ИИБ в блоки “Пересчет и компенсация”. Функции, реализуемые этими блоками: приведение измерений абсолютной угловой скорости, кажущегося ускорения и показания температурных датчиков к формату соответствующих вычислительных блоков; пересчет измерений инерциальных датчиков из приборной системы ко-

ординат, образованной осями чувствительности ИИБ, в связанную с БА систему координат; компенсация погрешностей инерциальных датчиков с использованием коэффициентов математических моделей погрешностей, полученных на этапе калибровки ИИБ.

Таким образом, ИС 1 содержит проекции абсолютной угловой скорости, а ИС 2 – проекции кажущегося ускорения на оси связанной системы координат с учетом компенсации погрешностей инерциальных датчиков в блоке “Пересчет и компенсация”.

На вход блока “Алгоритмы ориентации и навигации БИНС” поступает следующая информация:

проекция кажущегося ускорения на оси связанной системы координат (ИС 2);

проекций абсолютной угловой скорости на оси связанной системы координат (ИС 1);

начальные значения географических широты, долготы и высоты, проекций путевой скорости, углов ориентации, дрейфов нулей ДУС, полученные на этапе начальной выставки в блоке “Алгоритм калибровки и начальной выставки БИНС” (ИС 12);

оценки погрешностей координат, скоростей, оценки погрешностей определения углов ориентации, сдвигов нулей и ошибок масштабных коэффициентов ДУС, постоянных ошибок и масштабных коэффициентов акселерометров, а также гиромагнитный курс, получаемые в блоке “Алгоритмы КОИ” (ИС 7).

При этом выходной информацией блока являются:

значения долготы, широты, северной и восточной проекций путевой скорости и углы ориентации, поступающие в блок “Алгоритмы КОИ” (ИС 7);

значения широты и долготы, а также горизонтальных проекций путевой скорости, необходимые для начальной привязки РТ СТЗ в блоке “Алгоритм первичной привязки РТ” (ИС 8).

В блоке “Алгоритмы калибровки и начальной выставки БИНС” реализованы алгоритмы:

ручного ввода начальных условий или использования показаний приемника ГНСС по координатам и скоростям (ИС 4);

начальной выставки (определение углов ориентации связанной системы координат);

оценка дрейфов нулей ДУС;

расчет магнитного склонения на основе вводимой вручную информации о координатах точки старта и текущей даты на этапе начальной выставки или на основе информации, поступающей с приемника ГНСС (ИС 4).

Наличие двух приемников при условии установки на БА двух разнесенных антенн ГНСС позволяет на основе спутниковых кодовых и фазовых измерений получать информацию о координатах, путевой скорости и двух углах ориентации БА (курс и тангаж или крен в зависимости от расположения антенн) [9]. По ИС 3 передаются в блок “Алгоритмы КОИ” измеренные приемниками ГНСС псевдодальности, псевдоскорости и углы ориентации БА.

С целью повышения надежности навигационного обеспечения предусматривается использование СТЗ. Основным измерительным средством СТЗ, согласно предлагаемой концепции, является ЛИДАР. Однако концепция системы позволяет применять различные измерения для построения системы технического зрения. В этой системе формируется навигационное поле на основе распознавания и привязки к некоторой системе координат реперных точек с последующим отслеживанием движения БА относительно них (блок “Алгоритм СТЗ”). Учитывая это, измерительной основой СТЗ может быть, например, комплекс из фото/видеокамеры и лазерного дальнометра, аналогичный тому, который установлен, например, на шагающем роботе LS3, разработанном компанией Boston Dynamics (США) [10]. Другими вариантами измерителей СТЗ являются: две фото/видеокамеры, позволяющие оценивать дальности до реперных точек на основе стереоэффекта; акустический гидролокатор, устанавливаемый на подводных БА [11] и др. Основная функция блока “Алгоритм первичной привязки РТ” – выбор и получение начальных данных о РТ, определенных СТЗ в локальной или общеземной системах координат, с последующим использованием этой информации в алгоритмах КОИ.

Входной информацией блока “Алгоритмы КОИ” является:

время (внутренняя шкала НК, синхронизированная со шкалой всемирного координированного времени UTC (Universal time coordinated));

значения широты, долготы, проекций путевой скорости и углов ориентации от приемников ГНСС (ИС 4);

широта, долгота, горизонтальные проекции путевой скорости и углы ориентации, определяемые БИНС (ИС 7);

оценки погрешностей привязки РТ, определяемые алгоритмами КОИ (ИС 11).

Выходная информация алгоритма содержит данные о широте, долготе и высоте РТ (ИС 11).

Для повышения информационной избыточности и наблюдаемости в курсовом канале в состав комплекса включен магнитный компас. Выработка гиромагнитного курса осуществляется в блоке “Алгоритмы КОИ”.

Использование нескольких измерителей различной физической природы – ИИБ, ГНСС, СТЗ, МК – при глубокой интеграции в едином алгоритме КОИ создает предпосылки не только для повышения точности работы комплекса и уменьшения времени оценки параметров, но и для оценивания уровня возмущений и контроля как отдельных измерений подсистем, так и отказа подсистем в целом. При разработке алгоритмов обнаружения и исключения отказов был использован адаптивный подход к построению оценщика.

2. Алгоритм комплексной обработки навигационной информации. Для построения алгоритма комплексной обработки была применена жестко связанная схема комплексирования, функциональная схема алгоритма приведена на рис. 2. В соответствии с предложенным составом и структурой комплекса выходные векторы его подсистем содержат следующие компоненты:

$$\begin{aligned} \bar{Y}_{\text{БИНС}} &= [\lambda^{\text{БИНС}} \quad \phi^{\text{БИНС}} \quad V_e^{\text{БИНС}} \quad V_n^{\text{БИНС}} \quad \psi^{\text{БИНС}} \quad \vartheta^{\text{БИНС}} \quad \gamma^{\text{БИНС}}]^T, \\ \bar{Y}_{\text{ГНСС}_i} &= [\rho_1^{\text{ГНСС}} \quad \rho_2^{\text{ГНСС}} \quad \dots \quad \rho_m^{\text{ГНСС}} \quad \dot{\rho}_1^{\text{ГНСС}} \quad \dot{\rho}_2^{\text{ГНСС}} \quad \dots \quad \dot{\rho}_m^{\text{ГНСС}}]^T, \\ \bar{Y}_{\text{ГНСС}_2} &= [\lambda^{\text{ГНСС}} \quad \phi^{\text{ГНСС}} \quad \dots \quad h^{\text{ГНСС}} \quad V_e^{\text{ГНСС}} \quad V_n^{\text{ГНСС}} \quad V_h^{\text{ГНСС}} \quad \psi^{\text{ГНСС}} \quad \vartheta^{\text{ГНСС}}]^T, \\ \bar{Y}_{\text{СТЗ}} &= [\rho_1^{\text{СТЗ}} \quad \rho_2^{\text{СТЗ}} \quad \dots \quad \rho_k^{\text{СТЗ}}]^T, \\ \bar{Y}_{\text{МК}} &= \psi^{\text{МК}}, \end{aligned}$$

где λ, ϕ, h – долгота, широта, высота; $V_e^{\text{ГНСС}}, V_n^{\text{ГНСС}}, V_h^{\text{ГНСС}}$ – проекции путевой скорости (восточная, северная и вертикальная); ψ, ϑ, γ – курс, тангаж и крен, полученные от соответствующих систем (БИНС, ГНСС и МК); $\rho_1^{\text{ГНСС}}, \rho_2^{\text{ГНСС}}, \dots, \rho_m^{\text{ГНСС}}$ – псевдодальности, $\dot{\rho}_1^{\text{ГНСС}}, \dot{\rho}_2^{\text{ГНСС}}, \dots, \dot{\rho}_m^{\text{ГНСС}}$ – псевдоскорости НКА, найден от ГНСС (m – количество НКА рабочего созвездия), $\rho_1^{\text{СТЗ}}, \rho_2^{\text{СТЗ}}, \dots, \rho_k^{\text{СТЗ}}$ – дальности до РТ, полученные от СТЗ после привязки к требуемой системе координат (k – количество рабочих РТ).

В системе строятся и жестко связанное (tightly-coupled), и слабосвязанное решения. Второе, как видно из функциональной схемы алгоритма комплексной обработки, приведенной на рис. 2, используется для расчета дальностей до РТ – $\rho_{\text{СТЗ}_j}^{\text{ГНСС}}$ (где j – номер РТ). При неполном созвездии система находится в автономном инерциальном режиме и углы ориентации вычисляются в БИНС либо система работает в режиме коррекции от СТЗ, если имеется информация от достаточного количества РТ. При полном созвездии в системе функционируют как слабосвязанная, так и жестко связанная структура.

Учитывая использование жестко связанной схемы, вектор измерений \bar{Z} (рис. 2) представляется разностью компонент выходных векторов подсистем комплекса:

$$\bar{Z} = \begin{bmatrix} \bar{Z}_1 \\ \bar{Z}_2 \\ \bar{Z}_3 \\ \bar{Z}_4 \\ \bar{Z}_5 \\ \bar{Z}_6 \\ \bar{Z}_7 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [\rho_{\text{ГНСС}_1}^{\text{БИНС}} - \rho_1^{\text{ГНСС}} \quad \rho_{\text{ГНСС}_2}^{\text{БИНС}} - \rho_2^{\text{ГНСС}} \quad \dots \quad \rho_{\text{ГНСС}_m}^{\text{БИНС}} - \rho_m^{\text{ГНСС}}]^T \\ [\dot{\rho}_{\text{ГНСС}_1}^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_1^{\text{ГНСС}} \quad \dot{\rho}_{\text{ГНСС}_2}^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_2^{\text{ГНСС}} \quad \dots \quad \dot{\rho}_{\text{ГНСС}_m}^{\text{БИНС}} - \dot{\rho}_m^{\text{ГНСС}}]^T \\ [\psi^{\text{БИНС}} - \psi^{\text{ГНСС}} \quad \vartheta^{\text{БИНС}} - \vartheta^{\text{ГНСС}}]^T \\ \psi^{\text{МК}} - \psi^{\text{ГНСС}} \\ \psi^{\text{БИНС}} - \psi^{\text{МК}} \\ [\rho_{\text{СТЗ}_1}^{\text{БИНС}} - \rho_1^{\text{СТЗ}} \quad \rho_{\text{СТЗ}_2}^{\text{БИНС}} - \rho_2^{\text{СТЗ}} \quad \dots \quad \rho_{\text{СТЗ}_k}^{\text{БИНС}} - \rho_k^{\text{СТЗ}}]^T \\ [\rho_1^{\text{СТЗ}} - \rho_{\text{СТЗ}_1}^{\text{ГНСС}} \quad \rho_2^{\text{СТЗ}} - \rho_{\text{СТЗ}_2}^{\text{ГНСС}} \quad \dots \quad \rho_{m_1}^{\text{СТЗ}} - \rho_{\text{СТЗ}_m}^{\text{ГНСС}}]^T \end{bmatrix}.$$

Формируемые измерения могут быть представлены линейными моделями связи с вектором состояния комплексной системы (связи с ошибками подсистем), при этом на данном этапе

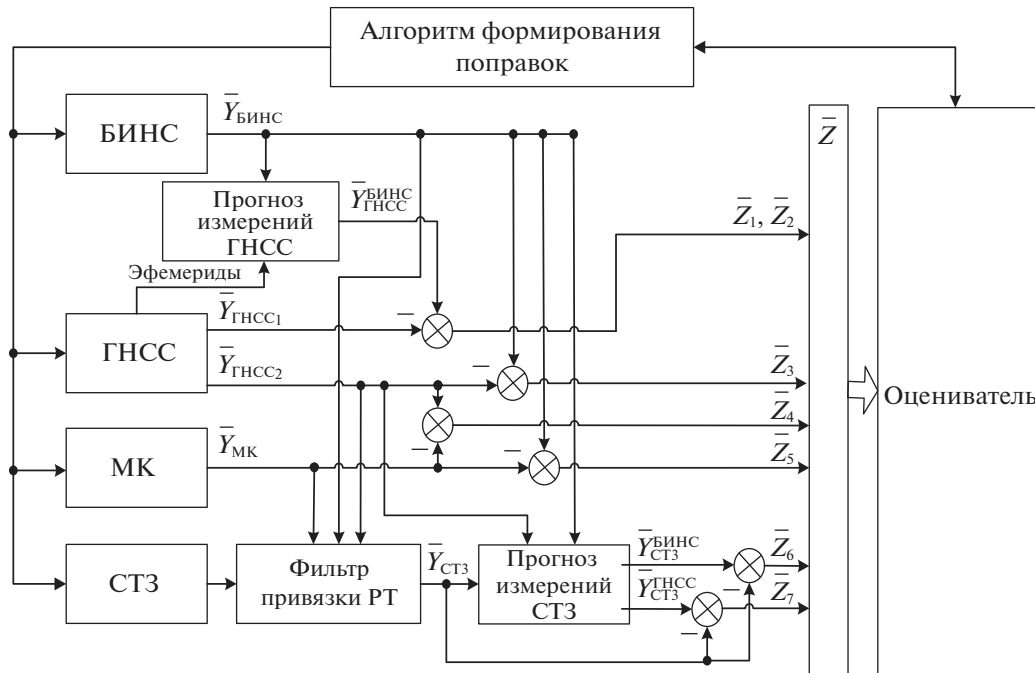


Рис. 2

исследований шумы измерений, обусловленные ошибками подсистем корректоров, принимались белыми с соответствующими интенсивностями.

Для формирования векторов измерений \bar{Z}_1 и \bar{Z}_2 с использованием координат и скорости БА от БИНС, а также координат и скорости навигационных космических аппаратов (НКА) вычисляются прогнозируемые дальности $\rho_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}}$ и скорости $\dot{\rho}_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}}$ относительно всех НКА рабочего созвездия (где i – номер спутника):

$$\bar{Y}_{\text{ГНСС}}^{\text{БИНС}} = [\rho_{\text{ГНСС}_1}^{\text{БИНС}} \ \rho_{\text{ГНСС}_2}^{\text{БИНС}} \ \dots \ \rho_{\text{ГНСС}_m}^{\text{БИНС}} \ \dot{\rho}_{\text{ГНСС}_1}^{\text{БИНС}} \ \dot{\rho}_{\text{ГНСС}_2}^{\text{БИНС}} \ \dots \ \dot{\rho}_{\text{ГНСС}_m}^{\text{БИНС}}]^T,$$

где $\rho_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}} = \sqrt{(X_i^{\text{ГНСС}} - X^{\text{БИНС}})^2 + (Y_i^{\text{ГНСС}} - Y^{\text{БИНС}})^2 + (Z_i^{\text{ГНСС}} - Z^{\text{БИНС}})^2}$, $X^{\text{БИНС}}$, $Y^{\text{БИНС}}$, $Z^{\text{БИНС}}$ – координаты БА, вычисленные БИНС; $X_i^{\text{ГНСС}}$, $Y_i^{\text{ГНСС}}$, $Z_i^{\text{ГНСС}}$ – координаты i -го НКА, вычисленные на основе эфемерид;

$$\dot{\rho}_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}} = \frac{1}{\rho_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}}} [(X_i^{\text{ГНСС}} - X^{\text{БИНС}})(V_{ix}^{\text{ГНСС}} - V_x^{\text{БИНС}}) + (Y_i^{\text{ГНСС}} - Y^{\text{БИНС}})(V_{iy}^{\text{ГНСС}} - V_y^{\text{БИНС}}) + (Z_i^{\text{ГНСС}} - Z^{\text{БИНС}})(V_{iz}^{\text{ГНСС}} - V_z^{\text{БИНС}})],$$

где $V_{x,y,z}^{\text{БИНС}}$ – проекции скорости БА на оси x, y, z , вычисленные БИНС; $V_{ix,y,z}^{\text{ГНСС}}$ – проекции скорости i -го НКА на оси x, y, z , рассчитанные на основе эфемерид; x, y, z – оси прямоугольной земной системы координат.

Для формирования векторов измерений \bar{Z}_6 и \bar{Z}_7 на основе показаний БИНС и ГНСС по аналогии с дальностями до НКА вычисляются прогнозируемые дальности до РТ $\rho_{\text{СТЗ}_i}^{\text{БИНС}}$ и $\rho_{\text{СТЗ}_i}^{\text{ГНСС}}$, где i – номер РТ:

$$\bar{Y}_{\text{СТЗ}}^{\text{БИНС}} = [\rho_{\text{СТЗ}_1}^{\text{БИНС}} \ \rho_{\text{СТЗ}_2}^{\text{БИНС}} \ \dots \ \rho_{\text{СТЗ}_k}^{\text{БИНС}}]^T,$$

$$\bar{Y}_{\text{СТЗ}}^{\text{ГНСС}} = [\rho_{\text{СТЗ}_1}^{\text{ГНСС}} \ \rho_{\text{СТЗ}_2}^{\text{ГНСС}} \ \dots \ \rho_{\text{СТЗ}_k}^{\text{ГНСС}}]^T.$$

Размерность вектора измерений определяется соотношением $\dim \bar{Z} = 2m + 2k + 4$.

Для организации процедуры оценивания получаемые измерения необходимо связать с вектором состояния системы, в качестве которого принимается вектор ошибок системы, представляемый в виде

$$\overline{\Delta X} = [\overline{\Delta X}_{\text{БИНС}}^T \quad \overline{\Delta X}_{\text{ГНСС}}^T \quad \overline{\Delta X}_{\text{СТЗ}}^T]^T,$$

где

$$\overline{\Delta X}_{\text{БИНС}} = [\Delta x_1 \quad \Delta x_2 \quad \Delta x_3 \quad \Delta x_4 \quad \alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta \Omega_x \quad \Delta \Omega_y \quad \Delta \Omega_z \quad \Delta K_{\Omega_x} \quad \Delta K_{\Omega_y} \quad \Delta K_{\Omega_z} \quad \Delta n_x \quad \Delta n_y \quad \Delta n_z \quad \Delta K_{n_x} \quad \Delta K_{n_y} \quad \Delta K_{n_z}]^T,$$

$$\overline{\Delta X}_{\text{ГНСС}} = [\delta \rho_{\Delta t}^{\text{ГНСС}} \quad \delta \dot{\rho}_{\Delta t}^{\text{ГНСС}}]^T,$$

$$\overline{\Delta X}_{\text{СТЗ}} = \begin{bmatrix} \delta \lambda_{\text{СТЗ}_i} \\ \delta \phi_{\text{СТЗ}_i} \\ \delta h_{\text{СТЗ}_i} \end{bmatrix},$$

в которых $\Delta x_1, \Delta x_2$ – ошибки определения координат БИНС, $\Delta x_3, \Delta x_4$ – ошибки определения производных от ошибок координат БИНС (содержат ошибки проекций скорости), α, β, γ – угловые погрешности построения базового трехгранника БИНС, $\Delta \Omega_x, \Delta \Omega_y, \Delta \Omega_z$ – постоянные составляющие дрейфов гироскопов, $\Delta K_{\Omega_x}, \Delta K_{\Omega_y}, \Delta K_{\Omega_z}$ – погрешности масштабных коэффициентов гироскопов, $\Delta n_x, \Delta n_y, \Delta n_z$ – постоянные составляющие погрешностей акселерометров, $\Delta K_{n_x}, \Delta K_{n_y}, \Delta K_{n_z}$ – погрешности масштабных коэффициентов акселерометров; $\delta \rho_{\Delta t}^{\text{ГНСС}}$ – погрешность определения дальности, вызванная сдвигом временной шкалы приемника относительно общесистемной шкалы и описываемая математической моделью; $\delta \dot{\rho}_{\Delta t}^{\text{ГНСС}}$ – константа; $\delta \dot{\rho}_{\Delta t}^{\text{ГНСС}}$ – погрешность определения радиальной скорости, вызванная сдвигом частоты опорного генератора и описываемая математической моделью; $\delta \rho_{\Delta t}^{\text{ГНСС}}$ – константа; $\delta \lambda_{\text{СТЗ}_i}, \delta \phi_{\text{СТЗ}_i}, \delta h_{\text{СТЗ}_i}$ – погрешности определения долготы, широты и высоты i -й РТ, соответственно. Все перечисленные погрешности определяются как разности между истинным значением параметра и его значением, вычисленным в системе или введенным в нее по априорной информации.

Для вектора состояния предложенного вида получены линейные уравнения динамики на основе линейных уравнений ошибок рассматриваемых систем, а также линейные уравнения связи между вектором измерений \bar{Z} и вектором состояния $\overline{\Delta X}$, которые, например, можно найти в работах [12, 13]. При этом шумы измерений, обусловленные ошибками ГНСС, СТЗ и МК, а также шумы системы, обусловленные прежде всего случайными погрешностями гироскопов и акселерометров, принимаются белыми с нормальным распределением, интенсивности которых определяются их техническими характеристиками [14].

На основе сформированных измерений и принятой линейной модели состояния при условии неподвижности РТ строится оптимальный фильтр Калмана, производящий оценку вектора состояния $\overline{\Delta X}$. Размерность такого фильтра определяется размерностью векторов $\overline{\Delta X}_{\text{БИНС}}, \overline{\Delta X}_{\text{ГНСС}}, \overline{\Delta X}_{\text{СТЗ}}$, приведенных выше. Для рассматриваемого в статье случая она равна $(21 + 3k)$, где k – число РТ, используемых в СТЗ. Оценка вектора состояния производится на основе следующих уравнений оптимального фильтра Калмана–Бьюси [14, 15]:

$$\hat{\Delta X}(t) = \mathbf{F}(t)\hat{\Delta X}(t) + \mathbf{B}(t)\bar{U}(t) + \mathbf{K}(t)(\bar{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\Delta X}(t)),$$

$$\mathbf{K}(t) = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}(t)^T \mathbf{R}(t)^{-1},$$

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{F}(t)^T + \mathbf{G}(t)\mathbf{Q}(t)\mathbf{G}(t)^T - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}(t)^T \mathbf{R}(t)^{-1} \mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t),$$

где $\mathbf{F}(t)$ – матрица динамики системы; $\mathbf{B}(t)$ – матрица управления; $\bar{U}(t)$ – вектор управляющих сигналов; $\mathbf{G}(t)$ – матрица шумов системы; $\bar{W}(t)$ – вектор шумов системы; $\bar{Z}(t)$ – вектор измерений; $\mathbf{H}(t)$ – матрица связи вектора состояния и вектора измерений; $\bar{V}(t)$ – вектор шумов измерений.

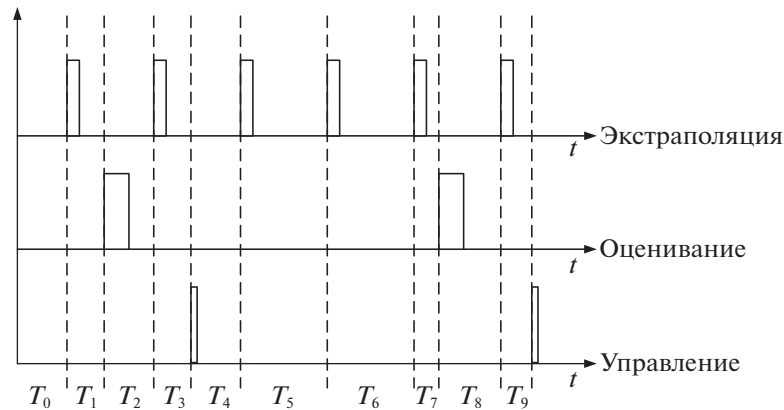


Рис. 3

При переходе к дискретному виду на k -м шаге работы линейный оптимальный фильтр представляется в виде [14, 15]

$$\begin{aligned}\Delta\hat{X}_k &= \Phi_{k/k-1}\Delta\hat{X}_{k-1} + \mathbf{B}_{k/k-1}\bar{U}_{k-1} + \mathbf{K}_k(\bar{Z}_k - \mathbf{H}_k\Phi_{k/k-1}\Delta\hat{X}_{k-1}), \\ \mathbf{S}_k &= \Phi_{k/k-1}\mathbf{P}_{k-1}\Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1}\mathbf{Q}_{k-1}\Gamma_{k/k-1}^T, \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{S}_k\mathbf{H}_k^T(\mathbf{H}_k\mathbf{S}_k\mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{E} - \mathbf{K}_k\mathbf{H}_k)\mathbf{S}_k.\end{aligned}$$

Переход к дискретному виду осуществляется при использовании следующих соотношений для основных матриц фильтра [15]

$$\begin{aligned}\mathbf{R}_k &= \frac{\mathbf{R}(t_k)}{T}, \quad \mathbf{Q}_k = \frac{\mathbf{Q}(t_k)}{T}, \\ \Phi_{k/k-1} &= e^{\mathbf{F}(t_k)T} = \mathbf{E} + \mathbf{F}(t_k)T + \frac{(\mathbf{F}(t_k)T)^2}{2} + \dots, \\ \Gamma_{k/k-1} &= \mathbf{F}(t_k)^{-1}(\Phi_{k/k-1} - \mathbf{E})\mathbf{G}_{k/k-1},\end{aligned}$$

где T – шаг дискретизации алгоритма.

Фильтр Калмана реализует функции оценивания, экстраполяции (прогноза) и управления с одинаковой частотой в одни и те же моменты времени. Для повышения устойчивости алгоритмов оптимального фильтра Калмана (ОФК) в случае использования на динамичном объекте необходимо увеличение частоты решения задачи экстраполяции поведения оценки вектора состояния. Также следует учитывать то, что частота решения задачи управления по выработанным оценкам может не совпадать с частотой решения задачи оценивания. Временная диаграмма дискретного алгоритма ОФК в общем виде приведена на рис. 3.

Реализация ОФК в таком виде обеспечивает гибкость построения и вычислительную устойчивость. При этом на каждом такте работы вне зависимости от выполняемой функции необходимо переопределять шаг дискретизации T . На рис. 3 приведены шаги дискретизации $T_0 \dots T_9$. Шаги дискретизации обычно привязываются к шагу дискретизации навигационного алгоритма, который определяется на этапе разработки навигационной системы.

Для задачи экстраполяции [15, 16]

$$\begin{aligned}\Delta\hat{X}_k &= \Phi_{k/k-1}\Delta\hat{X}_{k-1} + \mathbf{B}_{k/k-1}^{\text{EXTR}}\bar{U}_{k-1}^{\text{EXTR}}, \\ \mathbf{P}_k &= \Phi_{k/k-1}\mathbf{P}_{k-1}\Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1}\mathbf{Q}_{k-1}\Gamma_{k/k-1}^T,\end{aligned}$$

где \mathbf{B}^{EXTR} – матрица управления для задачи экстраполяции; \bar{U}^{EXTR} – вектор управления для задачи экстраполяции.

Для задачи оценивания [15, 16]

$$\begin{aligned} \Delta \hat{X}_k &= \Phi_{k/k-1} \Delta \hat{X}_{k-1} + \mathbf{B}_{k/k-1}^{\text{EST}} \Delta \bar{U}_{k-1}^{\text{EST}} + \mathbf{K}_k (\bar{Z}_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k/k-1} \Delta \hat{X}_{k-1}), \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{S}_k \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{S}_k \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \\ \mathbf{S}_k &= \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k/k-1}^T, \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{E} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{S}_k, \end{aligned}$$

где \mathbf{B}^{EST} – матрица управления для задачи оценивания; \bar{U}^{EST} – вектор управления для задачи оценивания; \mathbf{E} – единичная матрица.

Для задачи управления

$$\begin{aligned} \Delta \hat{X}_k &= \Phi_{k/k-1} \Delta \hat{X}_{k-1} + \mathbf{B}_{k/k-1}^{\text{CONTR}} \bar{U}_{k-1}^{\text{CONTR}}, \\ \mathbf{P}_k &= \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k/k-1}^T, \end{aligned}$$

где $\mathbf{B}^{\text{CONTR}}$ – матрица управления; \bar{U}^{CONTR} – вектор управления.

В зависимости от наличия или отсутствия обратной связи по элементам оценки вектора состояния \hat{X}_{k-1} , а также от текущего режима работы фильтра (экстраполяция, оценка или управление) будет определяться матрица управления $\mathbf{B}_{k/k-1}^{\text{EXTR}}$, $\mathbf{B}_{k/k-1}^{\text{EST}}$, $\mathbf{B}_{k/k-1}^{\text{CONTR}}$ и вектор управления $\bar{U}_{k-1}^{\text{EXTR}}$, $\bar{U}_{k-1}^{\text{EST}}$, $\bar{U}_{k-1}^{\text{CONTR}}$ дискретного ОФК.

3. Исключение отказов. Одной из основных задач при построении комплексов является своевременное обнаружение и исключение первичных датчиков с высоким уровнем возмущений. Предлагается алгоритм, позволяющий в рассматриваемом комплексе выявлять аномальные измерения, исключать их из состава системы и организовывать перестройку структуры алгоритмов КОИ. Одна из особенностей этого алгоритма – использование волнового подхода к описанию возмущений [17] в спутниковых навигационных системах. Исследование реальных записей погрешностей определения местоположения по сигналам ГНСС показало наличие волновой составляющей погрешностей местоположения, в том числе их скачкообразного изменения при смене рабочего созвездия НКА. Применение как волнового подхода при формировании математической модели ошибок ГНСС, так и стохастического дает более достоверное описание погрешностей спутникового навигационного приемника. У возмущений, обладающих волновой структурой (рис. 4), изменения связаны не только со стохастическими процессами, но и с детерминированными функциями, некоторые параметры которых изменяются случайным образом на неопределенных интервалах времени. Возмущения волновой структуры $\omega(t)$ могут быть математически представлены с помощью аналитических выражений:

$$\omega(t) = c_1(t)f_1(t) + c_2(t)f_2(t) + \dots + c_n(t)f_n(t),$$

где $f_1(t), f_2(t), \dots, f_n(t)$ – известные базовые функции; $c_1(t), c_2(t), \dots, c_n(t)$ – кусочно-постоянные неизвестные весовые коэффициенты, которые могут скачкообразно менять свои значения в некоторые моменты времени и определяются в описываемом в статье алгоритме обнаружения аномальных измерений.

Так, например, для волновых процессов, представленных на рис. 4, математическое описание можно представить в виде

$$T_1 : \omega_1(t) = e_1; \quad T_2 : \omega_2(t) = e_2; \quad T_3 : \omega_3(t) = e_3 + e_4 t; \quad T_4 : \omega_4(t) = e_5 + e_6 e^{\beta t},$$

где T_1, T_2, T_3, T_4 – интервалы действия возмущения соответствующего вида.

Для повышения отказоустойчивости НК предлагается использовать алгоритм КОИ с переменной структурой ОФК, учитывающей возмущения волновой структуры в измерениях [14, 18].

Так, например, волновая составляющая погрешности определения псевдодалности $\delta \rho_i^w$ и псевдоскорости $\delta \dot{\rho}_i^w$ для i -го НКА рабочего созвездия ГНСС может быть представлена как

$$\begin{aligned} \delta \rho_i^w &= \Delta \rho_i + a_i t_i + b_i t_i^2, \\ \delta \dot{\rho}_i^w &= \Delta \dot{\rho}_i + d_i t_i, \end{aligned}$$

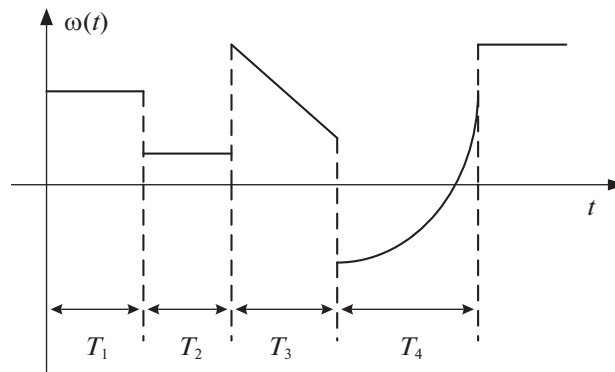


Рис. 4

где $\Delta\rho_i$ – постоянная составляющая погрешности определения псевдодальности; $\Delta\dot{\rho}_i$ – постоянная составляющая погрешности определения псевдоскорости; a_i – коэффициент линейной составляющей погрешности определения псевдодальности; b_i – коэффициент квадратичной составляющей погрешности определения псевдодальности; d_i – коэффициент линейной составляющей погрешности определения псевдоскорости; t_i – время с момента расширения вектора состояния за счет включения параметров волновых функций погрешностей i -го НКА.

Расширенный (перестроенный) вектор состояния в этом случае примет вид

$$\bar{X}_p^T = [\bar{X}^T \quad \bar{X}_1^{w^T} \quad \dots \quad X_i^{w^T}],$$

где $\bar{X}_i^{w^T} = [\Delta\rho_i \quad a_i \quad b_i \quad \Delta\dot{\rho}_i \quad c_i]$, $i = \overline{1, (m-4)}$ – число НКА, в измерениях псевдодальностей до которых предположительно содержатся погрешности волновой структуры, превышающие заданный порог, m – количество НКА рабочего созвездия.

Обобщенная блок-схема алгоритма оценивания с переменной структурой приведена на рис. 5. Под переменностью структуры алгоритма оценивания понимается изменение составов измеряемых псевдодальностей и вектора состояния, что приводит к соответствующему изменению размерности матриц измерений и динамики системы. При этом из измерений исключаются те, которые не прошли допусковый контроль, а в векторе состояния изменяются компоненты волнового представления ошибок измерений. Алгоритм оптимального оценивания остается таким же, как и приведенный выше. В нем изменяется набор псевдодальностей и как следствие – размерность соответствующих матриц. Пример структурной перестройки алгоритма можно найти в монографии [14].

При построении предлагаемого алгоритма используется предположение, что наличие среднего в невязках вызвано наличием смещения в гауссовском законе распределения погрешностей ГНСС в определении псевдодальностей и псевдоскоростей. В блоке 1 осуществляется допусковый контроль шага псевдодальностей и псевдоскоростей. В блоке 2 на основе полученных невязок на текущем шаге измерений и массива предыдущих значений невязок рассчитываются статистические характеристики – скользящие среднее и среднеквадратическое отклонение (СКО).

Скользящее среднее для невязок спутниковых измерений для НКА $_i$:

$$M(\bar{P}_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}} - \bar{P}_i^{\text{ГНСС}}),$$

СКО для невязок спутниковых измерений:

$$\sigma(\bar{P}_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}} - \bar{P}_i^{\text{ГНСС}}),$$

где M – оператор вычисления математического ожидания, σ – оператор вычисления математического ожидания, $\bar{P}_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}} = [\rho_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}}(t_1) \dots \rho_{\text{ГНСС}_i}^{\text{БИНС}}(t_q)]^T$ – массив, содержащий q последних значений прогнозируемых дальностей до НКА, $\bar{P}_i^{\text{ГНСС}} = [\rho_i^{\text{ГНСС}}(t_1) \dots \rho_i^{\text{ГНСС}}(t_q)]^T$ – массив, содержащий q последних значений псевдодальностей. Скользящие среднее и СКО для измерений СТЗ вычисляются аналогичным образом. При этом вопрос выбора интервала осреднения

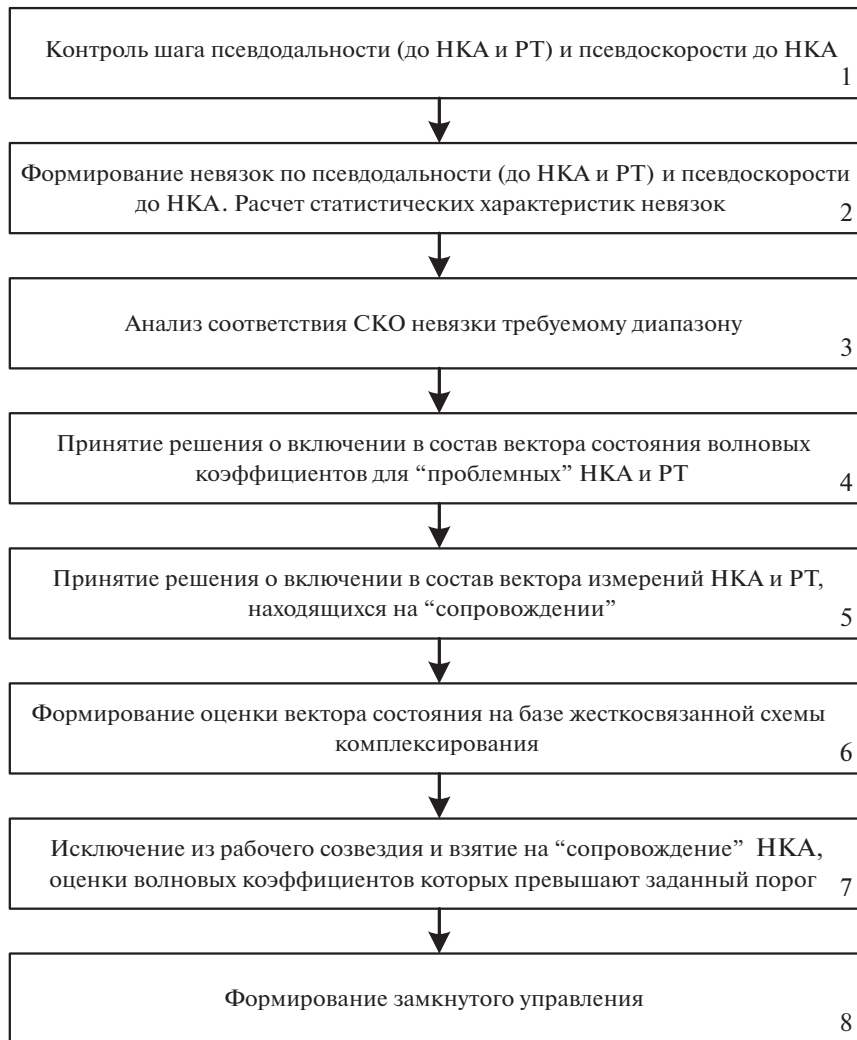


Рис. 5

определяется шагом интегрирования, характеристиками оцениваемого процесса и должен выбираться на основе отдельного экспериментального исследования.

В блоке 3 осуществляется контроль СКО невязок с целью обнаружения и исключения измерений от НКА и РТ, СКО невязок псевдодальности или псевдоскорости которых превышает заданный порог. В блоке 4 на основе полученных значений статистических характеристик невязок и установленного порога принятия решения формируется набор "проблемных" НКА и РТ, измерения от которых предположительно содержат погрешности волновой структуры, превышающие заданный порог. В случае отсутствия в текущем векторе состояния параметров волновой модели погрешностей "проблемных" НКА и РТ осуществляется включение этих параметров в вектор состояния (перестройка оценщика). В блоке 5 на основе невязок происходит анализ возможности использования измерений от ранее исключенных НКА и РТ. В блоке 6 реализуется алгоритм КОИ на базе жесткосвязанной схемы комплексирования с использованием уравнений ОФК, приведенных выше, с учетом расширенного вектора состояния. В блоке 7 на базе установленных порогов принимается решение о возможности исключения измерений от НКА и РТ на следующем шаге работы рекуррентного оценщика. В блоке 8 вычисляются управляющие сигналы для замыкания обратной связи в алгоритмы БИНС и алгоритм привязки РТ. При замыкании обратной связи в алгоритм БИНС, приемника ГНСС и СТЗ по оценкам вектора состояния необходимо расширить вектор управления $\bar{U}(t)$. Вектор управления для дискретного ОФК $\bar{U}(t)$ и матрица управления $[B(t)]$ в зависимости от режима работы принимают следующий вид:

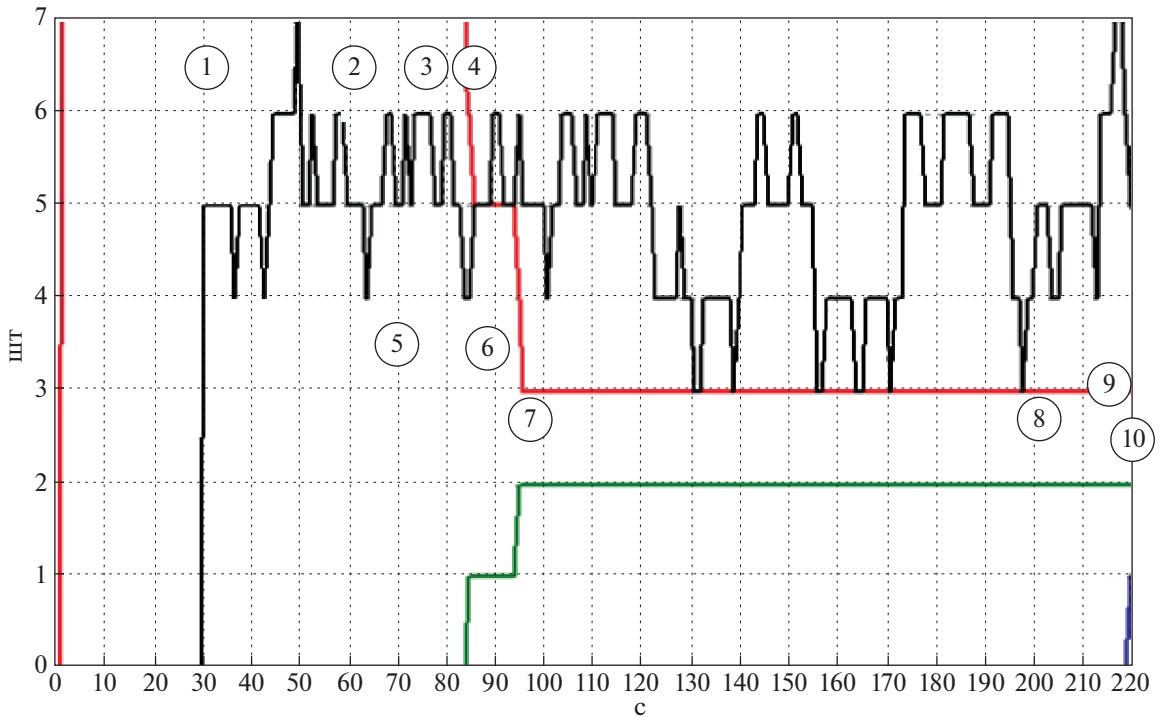


Рис. 6. Количество НК и РТ: ___ количество НКА рабочего созвездия; ___ количество исключенных НКА; ___ количество РТ; ___ количество исключенных РТ

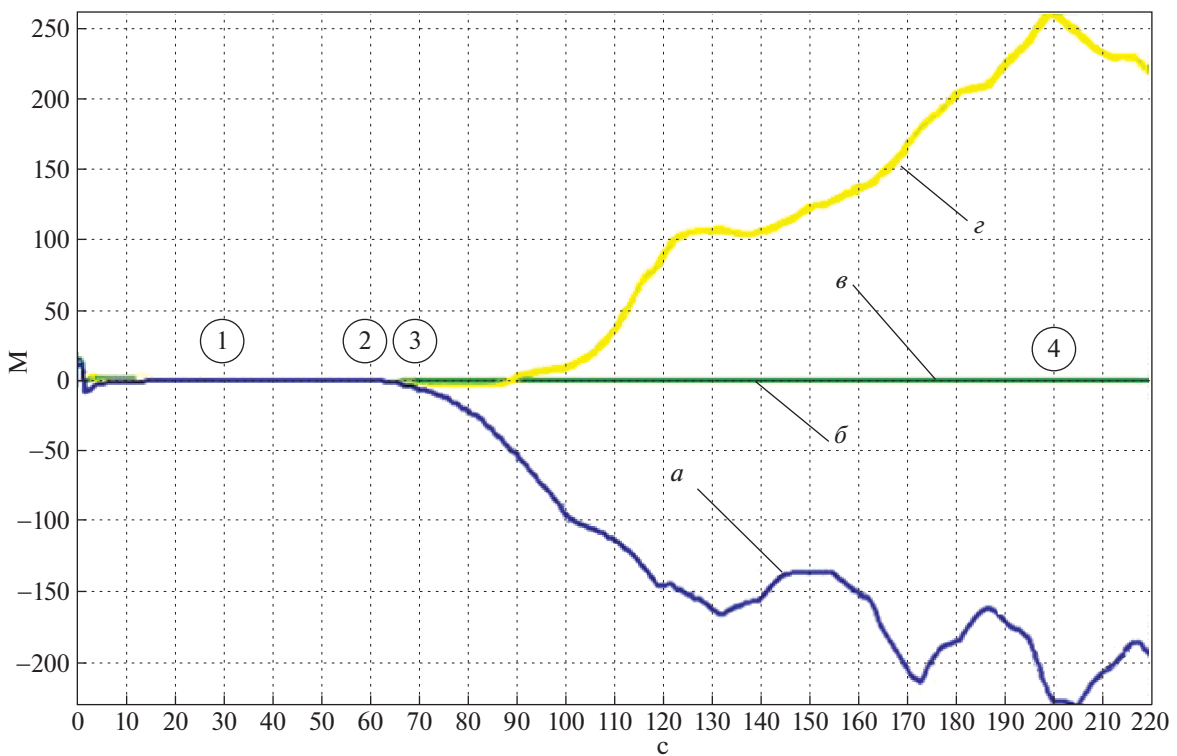


Рис. 7. СКО ошибок оценок определения местоположения по долготе и широте и ошибок оценок для ОФК (полная модель): а – ошибка оценки по широте; б – СКО ошибки по широте; в – СКО ошибки по долготе; г – ошибка оценки по долготе

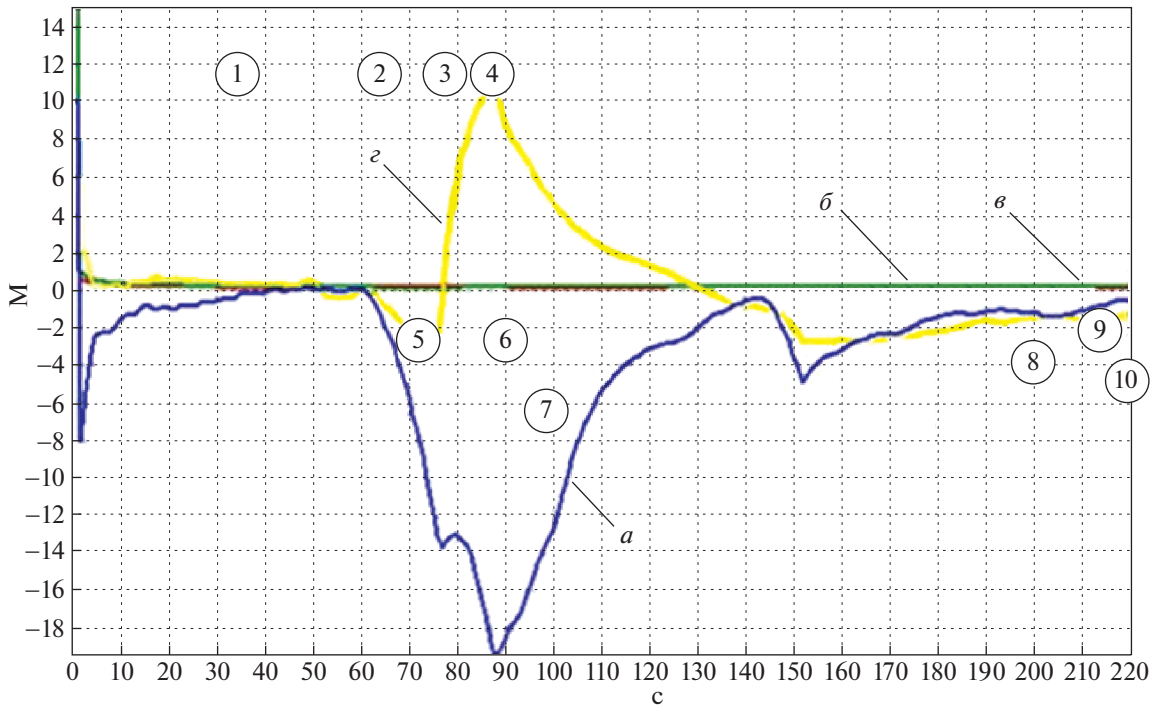


Рис. 8. SKO ошибок оценок определения местоположения по долготе и широте и ошибок оценок ОФК (полная модель): *a* – ошибка оценки по широте; *б* – SKO ошибки по широте; *в* – SKO ошибки по долготе; *г* – ошибка оценки по долготе

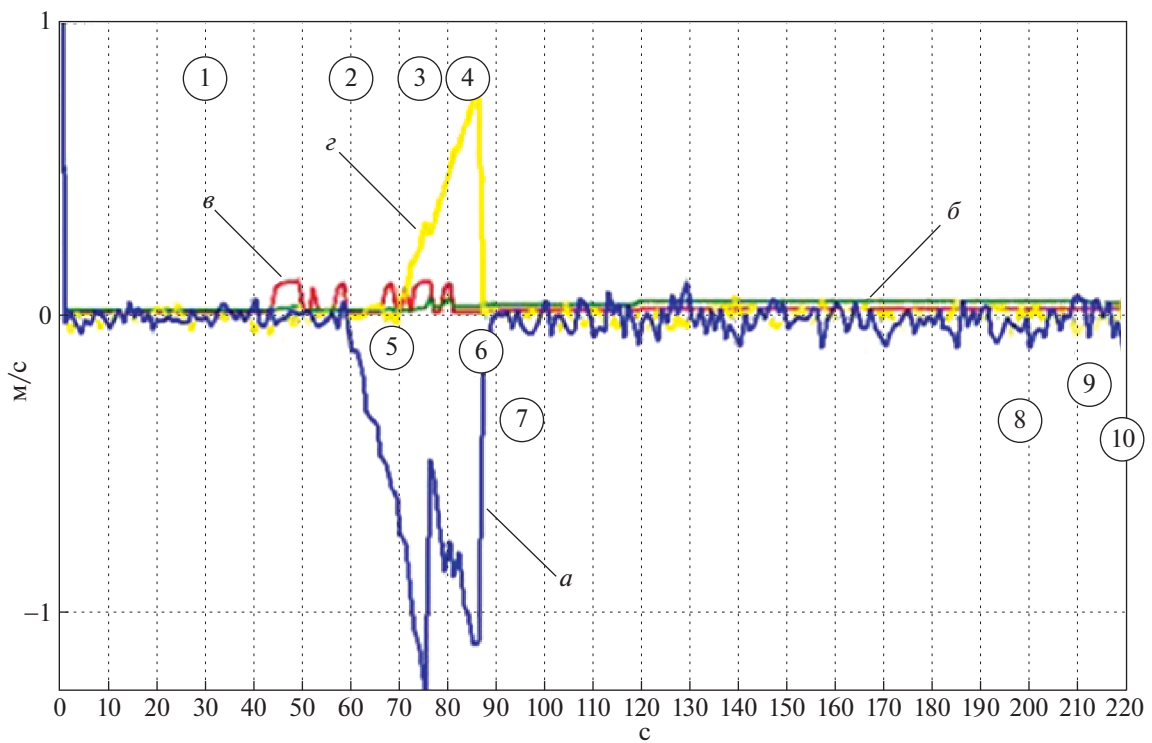


Рис. 9. SKO ошибок оценок для составляющих путевой скорости и ошибок оценок для ОФК: *a* – ошибка оценки по W_n ; *б* – SKO ошибки по W_n ; *в* – SKO ошибки по W_e ; *г* – ошибка оценки по W_e

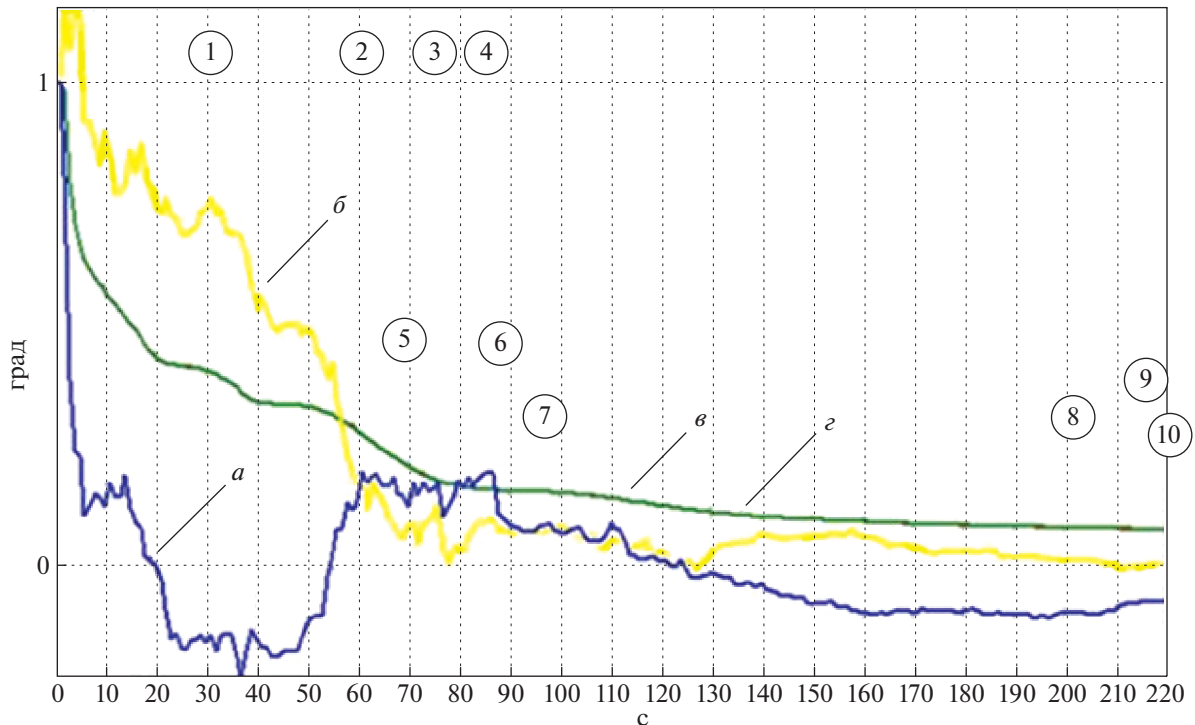


Рис. 10. СКО ошибок оценок по углам Alfa, Beta и ошибки оценок данных углов для ОФК: *a* – ошибка оценки по Beta; *б* – СКО ошибки по Alfa; *в* – СКО ошибки по Beta; *г* – ошибка оценки по Alfa

1) для задачи экстраполяции и оценивания:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{k-1}^{\text{EXTR}} &\equiv \bar{U}_{k-1}^{\text{EST}} = 0, \\ [B^{\text{EST}}]_{k/k-1} &= [B^{\text{EXTR}}]_{k/k-1} = [0]; \end{aligned}$$

2) для задачи управления:

$$\begin{aligned} \bar{U}_{k-1}^{\text{CONTR}} &= \Delta \hat{X}_{k-1}, \\ [B^{\text{EXTR}}]_{k/k-1} &= -[E]. \end{aligned}$$

Предлагаемую схему построения алгоритма с перестраиваемой структурой измерений при соответствующих изменениях можно применять и для контроля показаний (работоспособности) БИНС и МК.

4. Результаты имитационного моделирования. Для подтверждения работоспособности комплексной навигационной системы, построенной с использованием предложенного подхода, а также для оценки ее основных характеристик была разработана методика имитационного моделирования и создан программный комплекс. При проведении численных исследований осуществлялось моделирование движения БА, движения НКА ГНСС, а также измерений датчиков первичной навигационной информации с учетом созданных моделей погрешностей. Принятые характеристики гироскопов, входящих в состав ИИБ, соответствовали волоконно-оптическим гироскопам Оптилинк ОИУС-1000, акселерометров – АК-15. На рис. 6–11 приводятся результаты имитационного моделирования. При этом цифрами обозначены следующие события: 1 – инициализация СТЗ (30 с), 2 – нарастание погрешности определения псевдодальности до НКА 9 GPS со скоростью 2 м/с (с 60-й с), 3 – расширение вектора состояния параметрами волновой структуры для “проблемного” НКА 9 GPS (76 с), 4 – исключение НКА 9 GPS (84 с), 5 – нарастание погрешности определения псевдодальности до НКА 11 ГЛОНАСС со скоростью 1.3 м/с (с 70-й с), 6 – расширение вектора состояния параметрами волновой структуры для “проблемного” НКА 11 ГЛОНАСС (87 с), 7 – исключение НКА 11 ГЛОНАСС (94 с), 8 – движение РТ 15 со скоростью 1.1 м/с (с 200-й с), 9 – расширение вектора состояния параметрами волновой структуры для “проблемной” РТ 15 (216 с), 10 – исключение РТ 15 (219 с).

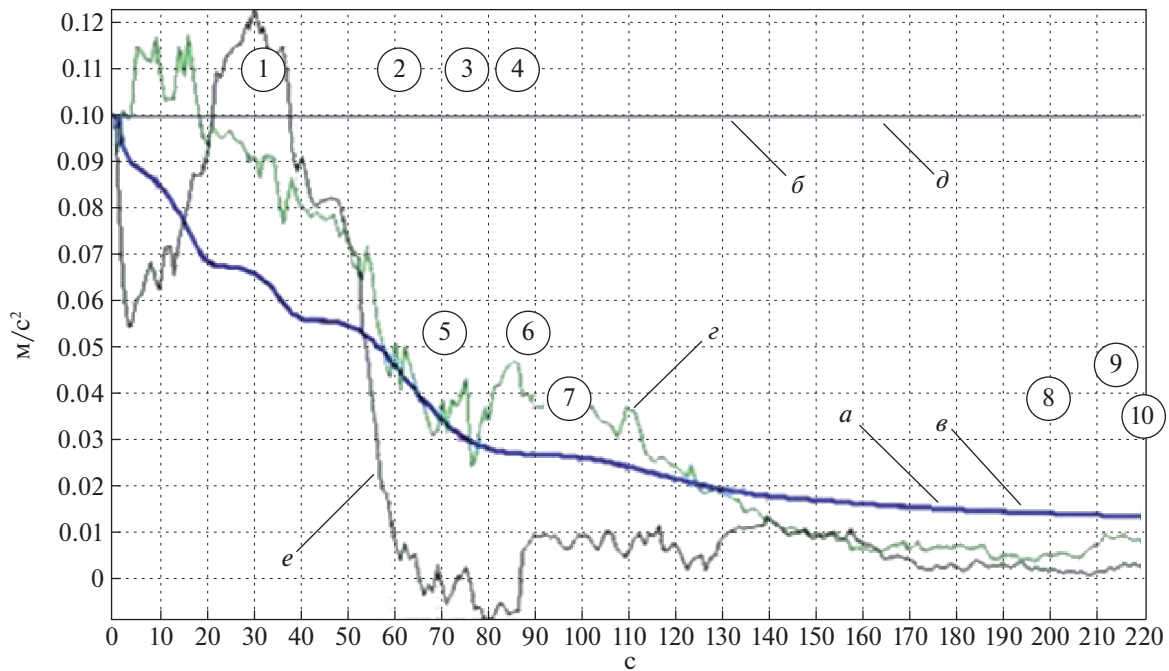


Рис. 11. СКО ошибок оценок сдвига нуля акселерометров для ОФК (полная модель): *a* – СКО ошибки оценивания измерений акселерометров по оси 1; *б* – СКО ошибки оценивания измерений акселерометров по оси 2; *в* – СКО ошибки оценивания измерений акселерометров по оси 3; *г* – ошибка оценивания измерений акселерометров по оси 1; *д* – ошибка оценивания измерений акселерометров по оси 2; *е* – ошибка оценивания измерений акселерометров по оси 3

На рис. 6 представлены графики изменения числа НКА в рабочем созвездии (кривая *a*), число РТ (*б*), число исключенных НКА (*в*), число исключенных РТ (*г*), при этом видно, что при принятых скоростях нарастания погрешностей соответствующие сигналы от НКА и РТ исключаются из структуры измерений через 7–9 с после взятия сигнала на сопровождение.

Рис. 7 показывает, как растет ошибка оценивания при наличии возмущений, отличных от случайных, в традиционном фильтре Калмана (*a*, *г* – ошибка оценки СКО, *б*, *в* – СКО). Преимущества использования волнового подхода и построенного на его основе фильтра с перестраиваемой структурой показывают графики на рис. 8–11, на которых для того же случая, что и для графиков на рис. 7, отображены ошибки оценок координат, скорости, углов ориентации и сдвига нуля акселерометра (*a*, *г* – ошибка оценки СКО, *б*, *в* – СКО).

Сопоставление результатов имитационного моделирования работы линейного дискретного ОФК и разработанного описанного выше оптимального фильтра с переменной структурой измерений и вектора состояния, использующего сигналы СТЗ, показывает преимущества предлагаемого подхода к построению алгоритма оценивания с помощью процедуры обнаружения отказов.

Заключение. Предложенный подход к организации контроля показаний датчиков с использованием СТЗ продемонстрировал свою эффективность, позволяя за короткое время обнаруживать аномальные измерения и исключать их источники из вектора измерений, перестраивая структуру оценщика. Полученные результаты имитационного моделирования, показавшие эффективность предлагаемого подхода, дают возможность перейти к этапу изготовления экспериментальных образцов и натурных испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Витковский А.* Беспилотник будущего – машина, которая сможет все, 2010. <http://www.uav.ru>.
2. *Волков М.* Новые возможности беспилотной разведки, 2010. <http://www.uav.ru>.
3. *Агеев М.Д., Киселев Л.В., Матвиенко Ю.В. и др.* Автономные подводные роботы: системы и технологии / Под общ. ред. Агеева М.Д. М.: Наука, 2005. 398 с.

4. *Каляев И.А., Лохин В.М., Макаров И.М.* Интеллектуальные роботы: учеб. пособие по направлению 220400.65—“Мехатроника и робототехника”. М.: Машиностроение, 2007. 360 с.
5. *Груммондз В.Т., Половинкин В.В., Яковлев Г.А.* Теория движения двусредных аппаратов. Математические модели и методы исследования. М.: Вузовская книга, 2012. 643 с.
6. *Veremeenko K.K., Antonov D.A., Zharkov V.M., Zimin R.Yu., Tchernodoubov A.Yu.* Small-sized Integrated Navigation System // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2011. № 26 (3). P. 39–41.
7. *Амирагов А.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Пронькин А.Н., Чехов Е.Л.* Отказоустойчивый навигационный комплекс автоматического необитаемого аппарата // Новости навигации. 2017. № 2. С. 24–30.
8. *Антонов Д.А., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Лунёв Е.М., Пронькин А.Н.* Определение навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения и инерциальных измерений // Тр. МАИ. 2016. № 91. <http://trudymai.ru/published.php>.
9. *Степанов О.А., Кошаев Д.А.* Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 1999. № 2 (25). С. 30–55.
10. Интернет сайт компании Boston Dynamics – http://www.bostondynamics.com/robot_ls3.html.
11. *Веремеенко К.К., Антонов Д.А., Жарков М.В., Амирагов А.С.* О концепции построения навигационного комплекса автоматического необитаемого подводного аппарата // Новости навигации. 2014. № 1. С. 28–33.
12. *Степанов О.А.* Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: 2012.
13. *Степанов О.А.* Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: 2010.
14. *Алёшин Б.С., Афонин А.А., Веремеенко К.К., Кошелев Б.В., Плеханов В.Е., Тихонов В.А., Тювин А.В., Черноморский А.И.* Ориентация и навигация подвижных объектов. Современные информационные технологии / Под ред. Алешина Б.С., Веремеенко К.К., Черноморского А.И. М.: Физматлит, 2006. 422 с.
15. *Ривкин С.С., Ивановский Р.И., Костров А.В.* Статистическая оптимизация навигационных систем. Л.: Судостроение, 1976. 280 с.
16. *Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / Под ред. Леондеса К.Т.* М.: Мир, 1980. 408 с.
17. *Салычев О.С.* Волновое описание возмущений в задачах оценки ошибок инерциальных систем навигации. М.: Машиностроение, 1992. 216 с.
18. *Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Зимин Р.Ю., Жарков М.В., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н.* Малогабаритный интегрированный навигационно-посадочный комплекс // Тр. МАИ. 2016. № 54. <http://trudymai.ru/published.php?ID=29692>.