

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-69-77

СТРУКТУРНЫЙ СИНТЕЗ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТРИАДНОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ НА ОСНОВЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ И СПУТНИКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

В.С. МАРЮХНЕНКО¹, В.В. ЕРОХИН²

¹*Иркутский государственный университет путей сообщения, г. Иркутск, Россия*

²*Иркутский филиал Московского государственного технического университета
гражданской авиации, г. Иркутск, Россия*

В связи с возрастающей сложностью навигационного обеспечения воздушных судов (ВС), с ростом требований, предъявляемых к ним, всё более необходимой является разработка систем комплексной обработки навигационной информации путем решения задач синтеза на основе методов оптимальной фильтрации. Одним из перспективных направлений совершенствования навигационного обеспечения ВС является создание интегрированных систем навигации (ИСН). В работе предложена триадная структура перспективной интегрированной системы навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий. Объединение навигационных измерителей в рамках реализации триадной концепции позволяет гибко использовать различные алгоритмы обработки навигационной информации и оптимизации траекторий движения на различных этапах полета. Синтезирован на основе методов теории оптимальной фильтрации алгоритм комплексной обработки навигационной информации, представляющий собой расширенный фильтр Калмана. Отличительная особенность алгоритма заключается в том, что переменными вектора состояния, подлежащими оценке, являются ошибки определения соответствующих навигационно-временных параметров. Априорная информация о динамике погрешностей известна более достоверно, чем информация о параметрах движения ВС. Показано, что применение предлагаемой системы навигации в качестве навигационного средства для решения задач высокоточного определения местоположения ВС удовлетворяет требованиям, предъявляемым к точности навигационно-временных определений. Выполнено имитационное статистическое моделирование алгоритма оптимальной фильтрации триадной интегрированной системы, приведены точностные характеристики подсистем для различных конфигураций рабочего созвездия. Анализ результатов исследования точностных характеристик ИСН в различных условиях функционирования показал, что точность определения координат в навигационном вычислителе находится на уровне современных приемников спутниковой навигации.

Ключевые слова: синтез, триада, интегрированная система навигации, оптимальное оценивание, фильтр Калмана.

ВВЕДЕНИЕ

Комплексное исследование вопросов навигационно-временного обеспечения показало, что одним из перспективных подходов к решению проблемы повышения точности навигационных определений является разработка интегрированных систем навигации (ИСН) на основе инерциальных и спутниковых технологий. При объединении навигационных измерителей предлагается использовать триадный принцип организации ИСН воздушного судна (ВС) [1]. Объединение навигационных измерителей в рамках реализации этой концепции позволяет гибко использовать различные алгоритмы обработки навигационной информации и оптимизации траекторий движения [2, 3].

Цель статьи: решение актуальной научной задачи повышения точности навигационных определений путем комплексной обработки навигационной информации в триадной интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий.

КОМПЛЕКСНАЯ ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В ИСН НА ОСНОВЕ ТРИАДНОГО ПРИНЦИПА

Перспективным направлением реализации триадного принципа комплексирования навигационных измерителей является объединение в составе ИСН (рис. 1) бортового оборудования (БО) глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), транспондера системы автоматического

зависимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В) и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), вертикальный канал которой демпфирован баровысотометром (БВ).

Изложенная в [2, 4, 5] постановка задачи синтеза комплексной обработки информации (КОИ) с использованием всей совокупности доступных наблюдений предполагает использование стандартного аппарата теории оптимальной фильтрации. Методы Калмановской фильтрации, активно используемые при построении современных интегрированных навигационных систем различных типов, основанных на использовании инерциальных и спутниковых технологий и их комбинаций, показывают высокую эффективность [2–7].

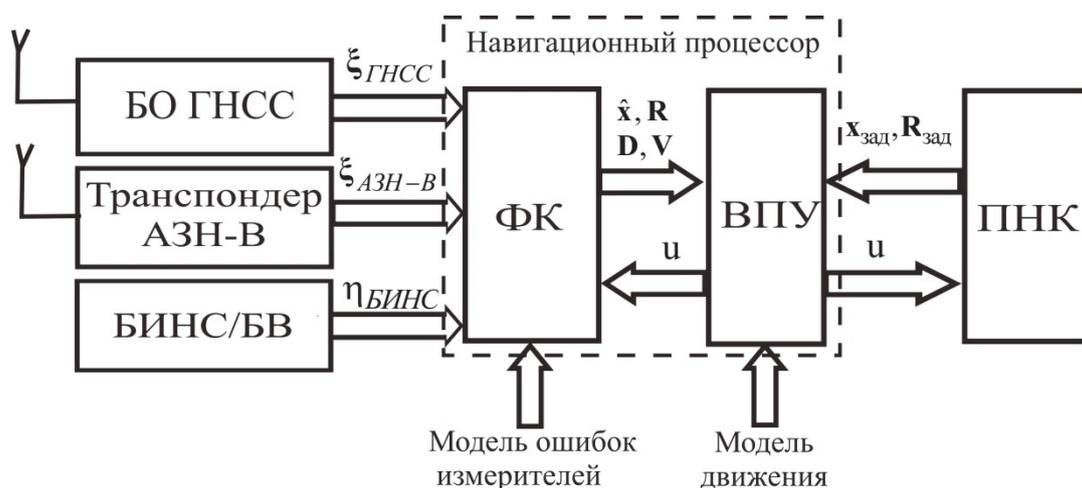


Рис. 1. Архитектура перспективной ИСН:

ФК – фильтр Калмана, реализующий алгоритм КОИ;

ВПУ – вычислитель параметров управления; ПНК – пилотажно-навигационный комплекс

Fig. 1. Perspective ISN architecture: FK – Kalman filter, implementing the CIP algorithm;

CCP – computer control parameters; FCNS – flight control and navigation system

На практике широкое распространение получили линейные методы обработки навигационной информации, которые требуют соответствующей линеаризации как навигационных измерений, так и моделей погрешностей измерителей, входящих в состав ИСН. Измерения, формируемые в ИСН, имеют вид [2–6]

$$\mathbf{z}(t) = \Delta \mathbf{D}(t) = \mathbf{D}_u(t) - \mathbf{D}_p(t), \quad (1)$$

где $\mathbf{z}(t)$ – вектор разностных измерений; $\mathbf{D}_u(t), \mathbf{D}_p(t)$ – измеренное и расчетное значения вектора первичных навигационных параметров (псевдодальности и радиальной псевдоскорости в ГНСС и АЗН-В), которые могут быть представлены в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{D}_u(t) &= F(\mathbf{x}(t), t) + \mathbf{n}(t), \\ \mathbf{D}_p(t) &= F(\tilde{\mathbf{x}}(t), t) = F(\mathbf{x}(t) + \Delta \mathbf{x}(t), t), \end{aligned} \quad (2)$$

где $\mathbf{x}(t)$ – вектор навигационных параметров (координаты местоположения и составляющие скорости), приборное значение $\tilde{\mathbf{x}}(t)$ которого вырабатывается в БИНС с погрешностью $\Delta \mathbf{x}(t) = \tilde{\mathbf{x}}(t) - \mathbf{x}(t)$; $F(\mathbf{x}(t), t)$ – известная и в общем случае нелинейная функция навигационных параметров объекта и времени; $\mathbf{n}(t)$ – вектор погрешностей измерения на этапе первичной обработки навигационной информации (погрешностей ГНСС и АЗН-В).

Введем функцию $\mathbf{H}[\Delta\mathbf{x}(t), t] = F(\tilde{\mathbf{x}}(t) - \Delta\mathbf{x}(t), t) - F(\tilde{\mathbf{x}}(t), t)$, которая также является в общем случае нелинейной функцией навигационных параметров. Тогда измерения (1) можно представить в виде

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}[\Delta\mathbf{x}(t), t] + \mathbf{n}(t). \quad (3)$$

В предположении, что погрешности $\Delta\mathbf{x}(t)$ малы, возможна линеаризация функции $\mathbf{H}[\Delta\mathbf{x}(t), t]$ в окрестности точки $\mathbf{x}(t) = \tilde{\mathbf{x}}(t)$, т. е.

$$\mathbf{H}[\Delta\mathbf{x}(t), t] \cong F(\mathbf{x}(t), t) \Big|_{\mathbf{x}=\tilde{\mathbf{x}}} - \frac{\partial F(\mathbf{x}(t), t)}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\mathbf{x}=\tilde{\mathbf{x}}} \Delta\mathbf{x}(t) - F(\tilde{\mathbf{x}}(t), t) \cong - \frac{\partial F(\mathbf{x}(t), t)}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\mathbf{x}=\tilde{\mathbf{x}}} \Delta\mathbf{x}(t). \quad (4)$$

В этом случае измерения (3) могут быть представлены в виде [2, 5, 7]

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t)\Delta\mathbf{x}(t) + \mathbf{n}(t), \quad (5)$$

$$\text{где } \mathbf{H}(t) = - \frac{\partial F(\mathbf{x}(t), t)}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\tilde{\mathbf{x}}=\tilde{\mathbf{x}}} = \frac{\partial \mathbf{H}(\Delta\mathbf{x}(t), t)}{\partial (\Delta\mathbf{x})} \Big|_{\Delta\mathbf{x}=0}.$$

Для обработки линеаризованных измерений (5) в навигационном процессоре ИСН необходимо знание математической модели, описывающей поведение вектора $\Delta\mathbf{x}(t)$ погрешностей навигационных измерителей. Как правило, такую модель получают из так называемых алгоритмов «идеальной работы» [2]. В настоящее время для комплексной обработки информации в навигационных системах широко применяются различные модификации фильтров Калмана (ФК). Вектор состояния системы может включать как погрешности выработки выходных данных навигационных измерителей, так и оцениваемые составляющие инструментальных погрешностей измерителей [2, 5, 7]. При использовании ФК модели погрешностей системы и измерений можно представить в виде системы разностных уравнений.

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_k &= \mathbf{\Phi}_k(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k-1} + \mathbf{G}_k \mathbf{w}_k, \\ \mathbf{z}_k &= \mathbf{H}_k(\mathbf{x}_k) + \mathbf{n}_k, \end{aligned}$$

где \mathbf{x}_k – вектор состояния; $\mathbf{\Phi}_k(\mathbf{x}_{k-1})$ – функция динамики системы; \mathbf{B}_k – матрица управляющих воздействий; \mathbf{G}_k – матрица ограничений на шумы системы; \mathbf{u}_{k-1} – вектор управления; \mathbf{w}_k – вектор гауссовских шумов; \mathbf{z}_k – вектор измерений (наблюдений) системы; $\mathbf{H}_k(\mathbf{x}_k)$ – функция измерений (наблюдений) системы; \mathbf{n}_k – вектор гауссовских шумов измерений (наблюдений).

В настоящее время в задачах навигации при гауссовском характере шумов \mathbf{w}_k системы и \mathbf{n}_k измерений широкое распространение получили алгоритмы расширенного (обобщенного) фильтра Калмана, основанные на гауссовской аппроксимации апостериорной плотности при разложении в ряд Тейлора функций динамики $\mathbf{\Phi}_k(\mathbf{x}_{k-1})$ и измерений $\mathbf{H}_k(\mathbf{x}_k)$ [2, 5, 7].

В алгоритмах используется линеаризованное представление функций $\mathbf{\Phi}_k(\mathbf{x}_{k-1})$ и $\mathbf{H}_k(\mathbf{x}_k)$, которое может быть записано в виде [2, 6, 7]

$$\Phi_k(\mathbf{x}_{k-1}) \cong \Phi_k(\mathbf{x}_{л1}) + \frac{\partial \Phi_k(\mathbf{x}_{л1})}{\partial \mathbf{x}_{k-1}^T} (\mathbf{x}_{k-1} - \mathbf{x}_{л1}),$$

$$\mathbf{H}_k(\mathbf{x}_k) \cong \mathbf{H}_k(\mathbf{x}_{л2}) + \frac{\partial \mathbf{H}_k(\mathbf{x}_{л2})}{\partial \mathbf{x}_k^T} (\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_{л2}),$$

где $\mathbf{x}_{л1}$, $\mathbf{x}_{л2}$ – точки линеаризации.

В навигационных приложениях и задачах траекторного слежения нелинейности связаны с нелинейностью функции в модели измерений. В частности, модель наблюдений в ИСН представляет собой измерение псевдодальностей до навигационных опорных точек (НОТ)

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{s}(t_k, \mathbf{x}_{НОТ,k}, \mathbf{x}_k) + \mathbf{n}_k = \mathbf{D}_k + c\mathbf{T}_k + \mathbf{n}_{\xi k}, \quad (6)$$

где $\mathbf{x}_{НОТj} = [x_j, y_j, z_j]^T$, $\mathbf{x} = [x, y, z]^T$ – вектора координат j -й НОТ и ВС; $D_v = [(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2 + (z - z_j)^2]^{1/2}$ – дальность; $c\mathbf{T}_k$ – смещение шкалы времени ВС относительно системного; \mathbf{n}_{ξ} – m -мерный вектор шума наблюдения, принимаемый дискретным БГШ (ДБГШ) с нулевыми математическими ожиданиями матрицей дисперсий \mathbf{V} .

Для ИСН модель сигнала на выходе определяется выражением

$$\boldsymbol{\eta}_k = \mathbf{x}_k + \Delta \mathbf{x}_k,$$

где $\mathbf{x} = [\mathbf{X}^T, \mathbf{V}^T, \mathbf{a}^T]^T$ – вектор навигационно-временных параметров (НВП),

$\mathbf{X} = [X, Y, Z, \tau]^T$ – координаты и значение смещения шкалы времени (ШВ),

$\mathbf{V} = [X, Y, Z, \tau]^T$ – вектор скоростей и скорость смещения ШВ, $\mathbf{a} = [a_x, a_y, a_z]^T$ – вектор ускорений; $\Delta \mathbf{x}$ – вектор погрешностей определения соответствующих НВП.

При синтезе алгоритма считаем, что используется единая ШВ, при этом необходимо, чтобы объекты АЗН-В производили синхронизацию своих часов по сигналам навигационных спутников (НС) ГНСС [8–11].

Если в качестве точек линеаризации используются оценки $\Delta \mathbf{x}_{л1} = \Delta \hat{\mathbf{x}}_{k-1}$, $\Delta \mathbf{x}_{л2} = \Delta \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1}$, то такой алгоритм нелинейной фильтрации принято называть расширенным (обобщенным) ФК. Алгоритм оценивания вектора состояния в этом случае имеет вид [2, 5, 7]

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} = \Phi_k(\Delta \mathbf{x}_{л1}) + \frac{\partial \Phi_k(\Delta \mathbf{x}_{л1})}{\partial \Delta \mathbf{x}_{k-1}^T} (\Delta \hat{\mathbf{x}}_{k-1} - \Delta \mathbf{x}_{л1}),$$

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k = \Delta \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k(\Delta \mathbf{x}_{л1}, \Delta \mathbf{x}_{л2}) [\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k(\Delta \mathbf{x}_{л2}) - \frac{\partial \mathbf{H}_k(\Delta \mathbf{x}_{л2})}{\partial \Delta \mathbf{x}_k^T} (\Delta \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} - \Delta \mathbf{x}_{л2})],$$

где матрицы ковариаций $\mathbf{P}_{k/k-1}(\Delta \mathbf{x}_{л1})$, $\mathbf{P}_k(\Delta \mathbf{x}_{л1}, \Delta \mathbf{x}_{л2})$ и матричный коэффициент усиления $\mathbf{K}_k(\Delta \mathbf{x}_{л1}, \Delta \mathbf{x}_{л2})$ будут определяться согласно выражениям ФК для линейного оценивания [2, 5, 7], т. е.

$$\begin{aligned} P_{k/k-1} &= \Phi_k P_{k-1} \Phi_k^T + G_k Q_{k-1} G_k^T, \\ K_k &= P_{k/k-1} H_k^T [H_k P_{k/k-1} H_k^T + V_k]^{-1}, \\ P_k &= [I - K_k H_k] P_{k/k-1}. \end{aligned}$$

в которых $\Phi_k = \frac{\partial \Phi_k(\Delta x_{л1})}{\partial \Delta x_{k-1}^T}$, а $H_k = \frac{\partial H_k(\Delta x_{л2})}{\partial \Delta x_k^T}$.

Отличительная особенность предлагаемого алгоритма заключается в том, что переменными вектора состояния, подлежащими оценке, являются ошибки определения соответствующих навигационно-временных параметров. Априорная информация о динамике погрешностей известна более достоверно, чем информация о параметрах движения ВС.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИНТЕЗИРОВАННОГО АЛГОРИТМА

Подсистема БИНС/ГНСС. Методами имитационного статистического моделирования были получены точностные характеристики синтезированного алгоритма навигационно-временных определений (НВО) в подсистеме БИНС/ГНСС и проведен их анализ. Известно, что в штатных условиях функционирования ГНСС качество определения НВП ВС позволяет удовлетворить предъявляемые к точности НВО. Однако в реальных условиях функционирования ГНСС в зоне видимости потребителя не всегда будет находиться количество НС, достаточное для решения навигационных задач, что значительно снижает качество навигационных определений, либо ввиду воздействия помех мощность сигнала будет ниже порогового уровня, необходимого для уверенного приема и обработки навигационной информации. Поэтому актуальной является задача исследований точностных характеристик алгоритма в условиях, когда в зоне видимости находится менее четырех НС. Результаты исследования точностных характеристик подсистемы БИНС/ГНСС при различных конфигурациях рабочего созвездия НС показаны на рис. 2–3.

Проведенные исследования показали, что при работе по полному рабочему созвездию из четырех НС погрешность определения местоположения (МП) (2σ) подсистемой БИНС/ГНСС 7–8 м (рис. 2). В случае когда в зоне видимости находятся три НС, погрешность возрастает и составляет 30–60 м (рис. 3), при этом инерциальная поддержка позволяет экстраполировать значения НВП при отсутствии сигналов НС. При наличии на входе комплексного алгоритма сигналов от двух НС погрешность МП увеличивается и на длительных интервалах времени определяется точностью БИНС и величиной смещения ШВ бортового эталона времени и частоты (БЭВЧ).

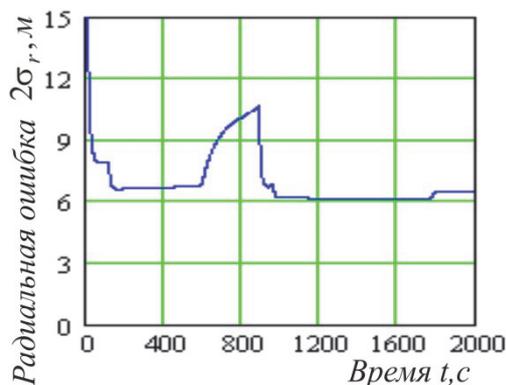


Рис. 2. Ошибка оценки координаты X в подсистеме БИНС/ГНСС при 3 НС
Fig. 2. Error of estimating the coordinate X in the subsystem of BINS / GNSS at 3 NS

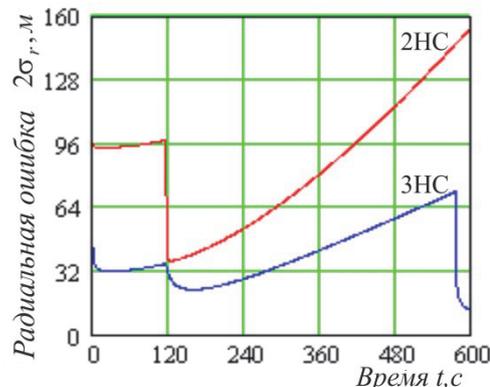


Рис. 3. Радиальная ошибка в подсистеме БИНС/ГНСС при 3 и 2 НС
Fig. 3. Radial error in the subsystem of BINS / GNSS at 3 and 2 NS

Таким образом, из полученных для подсистемы БИНС/ГНСС результатов исследований следует, что потеря сигналов двух или трех спутников приводит к значительному снижению точности определения НВП подсистемой БИНС/ГНСС и определяется характеристиками БИНС и БЭВЧ. Для поддержания достаточно высокой точности НВО подсистемы БИНС/ГНСС целесообразно ее объединение с системами, НОТ которых позволят частично компенсировать потерю сигналов спутников рабочего созвездия. Одной из таких систем является система АЗН-В, предназначенная для обмена данными и измерения взаимных дальностей между ВС и наземными станциями.

Подсистема БИНС/АЗН-В. Для исследования характеристик подсистемы БИНС/АЗН-В моделировалась ситуация, при которой производится вторичная комплексная обработка информации (КОИ) на основе данных БИНС и четырех НОТ. При этом оценка МП объекта основывается на измерениях псевдодальностей и обмене данными об их геодезических координатах [8–11]. Полученные для данной ситуации точностные характеристики определения НВП представлены на рис. 4.

Анализ полученных результатов показывает, что при реализации оптимальной КОИ на основе данных БИНС и АЗН-В возможно повышение точности определения МП. Для удовлетворения требований по точности определения НВП необходимо использовать в навигационном вычислителе всю совокупность информации от геодезических, достаточно точно привязанных НОТ. Результаты исследований точностных характеристик показали, что комплексирование АЗН-В, ГНСС и БИНС в составе ИСН, а также обработка всей доступной информации от данных подсистем позволит, компенсируя недостатки одной системы достоинствами другой, повысить точность определения НВП. В частности, на рис. 5 представлены характеристики точности оценки МП по данным ИСН для конфигурации и состава рабочего созвездия НС и НОТ АЗН-В. В процессе исследований полагалось, что объект производит измерения дальностей до двух НС ГНСС и двух НОТ АЗН-В с точно известными координатами.

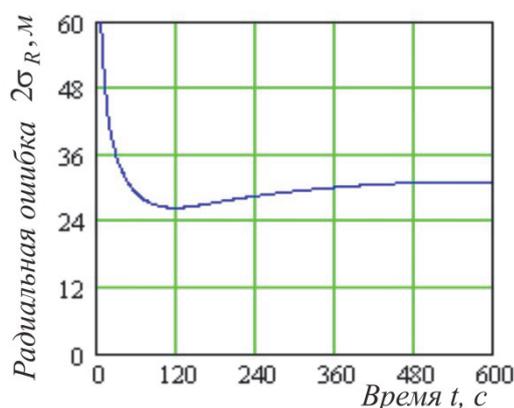


Рис. 4. Ошибка оценки координаты X в ИСН
Fig. 4. Error of estimating the X coordinate in the ISN

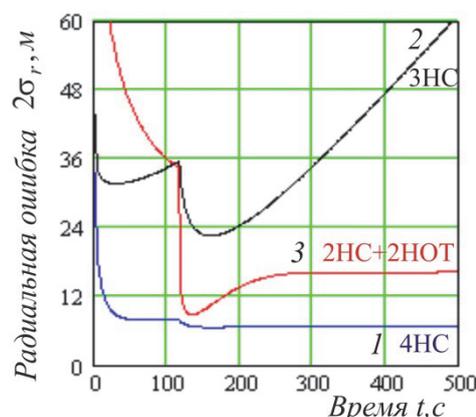


Рис. 5. Радиальная ошибка в ИСН
Fig. 5. Radial error in ISN

На графиках видно, что при использовании псевдодальностей до двух НОТ АЗН-В в алгоритме погрешность определения МП снижается с 36 до 16 м. Анализ результатов исследований показывает, что использование измерений псевдодальностей до спутников и наземных станций АЗН-В позволяет повысить точность НВО. Потеря сигналов одного или нескольких спутников может существенно ухудшить точность функционирования аппаратуры ГНСС, в то время как объекты АЗН-В создают избыточность псевдодальномерных наблюдений. В моделируемой ситуации при наличии сигналов только двух спутников применение двух псевдодальномерных измерений АЗН-В позволило снизить радиальную ошибку практически в 2 раза.

Таким образом, результаты исследований показывают, что совместное применение ГНСС и системы АЗН-В позволяет значительно повысить точность определения МП по сравнению с точностью систем счисления. Анализ приведенных зависимостей и характеристик, полученных методом имитационного статистического моделирования, позволяет сделать вывод о возможности использования интеграции ГНСС и АЗН-В с инерциальной поддержкой в качестве средства для решения задач высокоточного определения МП ВС (радиальная ошибка составляет 16–18 м).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ результатов имитационного статистического моделирования ИСН в различных условиях функционирования показал, что, благодаря оптимальной комплексной обработке навигационной информации, точность определения координат ВС достигается не хуже точности современных приемников спутниковой навигации в благоприятных условиях и составляет (16–18) м. Тем самым подтверждена целесообразность триадной структуры ИСН на основе инерциальных и спутниковых технологий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Марюхненко В.С.** Информационный анализ и структурный синтез навигационного обеспечения управляемых транспортных средств: дис. ... докт. техн. наук: 05.13.01: защищена 24.06.2010 г. [Место защиты: Иркут. гос. ун-т путей сообщения]. Иркутск, 2010. 348 с.
2. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Г.И. Емельянцева, А.П. Степанов; под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016. 394 с.
3. **Алёшечкин А.М., Ерохин В.В.** Оптимизация траекторий динамических управляемых объектов в интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий // Гирроскопия и навигация. 2016. № 2 (93). С. 3–19.
4. **Нагин И.А.** Комплексный инерциально-спутниковый алгоритм вторичной обработки на основе метода «unscented» фильтрации // Радиотехника. 2013. № 5. С. 17–22.
5. **Capua R., Bottaro A.** Implementation of the Unscented Kalman Filter and a Simple Augmentation System for GNSS SDR Receivers, Proceedings of the 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2012), Nashville, TN, September 2012, pp. 2398–2407.
6. **ГЛОНАСС.** Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
7. **Grewall M., Weill L.R., Andrews A.P.** (2013) Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. N.Y.: John Wiley & Sons. Third Edition, 608 pp.
8. **Chen Y-H., Lo S., Akos D.M., Wong G., Enge P.A.** (2013) Testbed for Studying Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) Based Range and Positioning Performance to Support Alternative Position Navigation and Timing (APNT). Proceedings of the 26th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2013), Nashville, TN: 09-2013, pp. 263–273.
9. **Cho T., Lee C., Choi S.** (2013) Multi-Sensor Fusion with Interacting Multiple Model Filter for Improved Aircraft Position Accuracy. Sensors 2013, 13, 4122-4137; doi:10.3390/s130404122.
10. **Doukas D., Berends J., Rees M., Kerkhofs G.** (2009): CNS/ATM Ground Station and Service Status Reports; SUR.ET1.ST05.2000-STD-16-01; European Air Traffic Management: Brussels, Belgium.
11. **Шестаков И.Н., Крыжановский Г.А.** Расширение поля СРНС с помощью наземных станций АЗН-В // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 210. С. 114–117.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Марюхненко Виктор Сергеевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматки, телемеханики и связи Иркутского государственного университета путей сообщения, Viktor.maryukhnenko@yandex.ru.

Ерохин Вячеслав Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования ИФ МГТУ ГА, Ww_erohin@mail.ru.

STRUCTURAL SYNTHESIS OF NAVIGATION SUPPORT OF TRIAD INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM ON THE BASIS OF INERTIAL AND SATELLITE TECHNOLOGIES

Viktor S. Maryukhnenko¹, Vyacheslav V. Erokhin²

¹ Irkutsk State University of Railway Transport (IrGUPS), Irkutsk, Russia

² Irkutsk branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation (IB MSTU CA), Irkutsk, Russia

ABSTRACT

In connection with the increasing complexity of aircraft navigation support, with growing demands placed on them, it is increasingly necessary to develop integrated navigation data processing system by solving synthesis problems based on optimal filtering methods. One of the promising ways to improve aircraft navigation support is to create an integrated navigation system (INS). In this work the triadic structure of a promising integrated navigation system based on inertial and satellite technologies is proposed. Combining nautical meters as part of the triad concept allows the flexible use of various navigation data processing algorithms and trajectory optimization ones at different stages of flight. Based on optimal filtering theory methods the integrated navigation data processing algorithm, which is an extended Kalman filter, is synthesized. A distinctive feature of the algorithm is that the variables of the state vector which are to be measured, are the errors in the determination of appropriate navigation and timing parameters. Prior information about the dynamics of errors is more reliably known than the one about aircraft motion variables. It is shown that the use of the proposed navigation system as a navigation aid for problem solving of highly accurate aircraft position indication satisfies the requirements for navigation and timing data accuracy. The imitating statistical modeling of optimal filtering algorithm of the triad integrated system is carried out. The accuracy characteristics of subsystems for different operating configurations of the constellation are given. Analysis of the results of the accuracy characteristics study of INS in various operating conditions has showed that the positioning accuracy in the navigation computer is up to date satellite navigation receivers.

Key words: synthesis, triad, integrated navigation system, optimal estimation, Kalman filter.

REFERENCES

- 1. Maryukhnenko V.S.** *Informatsionnyy analiz i strukturnyy sintez navigatsionnogo obespecheniya upravlyayemykh transportnykh sredstv* [Information Analysis and Structural Synthesis of Navigation Provision of Managed Vehicles]. Dis. Doct. Tech. Sciences: 05.13.01: defensively on 24.06.2010 [Place of protection: Irkut. State. Un-t ways of communication]. Irkutsk, 2010, 348 p. (in Russian)
- 2. Emelyantsev G.I., Stepanov A.P.** *Integrirrovannyye inertsiialno-sputnikovyie sistemy orientatsii i navigatsii* [Integrated inertial-satellite systems of orientation and navigation]. Under the general ed. Academician of the Russian Academy of Sciences V.G. Peshekhonov. SPb., SSC RF JSC Concern CSRI Elektropribor, 2016, 394 p. (in Russian)
- 3. Alyoshechkin A.M., Erokhin V.V.** *Optimizatsiya trayektoriy dinamicheskikh upravlyayemykh obyektov v integrirovannoy sisteme navigatsii na osnove inertsiial'nykh i sputnikovykh tekhnologiy* [Optimization of trajectories of dynamic controlled objects in the integrated navigation

system based on inertial and satellite technologies]. Gyroscopy and Navigation, 2016, N 2 (93), pp. 3–19. (in Russian)

4. **Nagin I.A.** *Kompleksnyiy inertialno-sputnikovyy algoritm vtorichnoy obrabotki na osnove metoda «unscented» fil'tratsii* [Integrated inertial-satellite algorithm for secondary processing based on the "unscented" filtering method]. Radiotekhnika, 2013, no. 5, pp. 17–22. (in Russian)

5. **Capua R., Bottaro A.** Implementation of the Unscented Kalman Filter and a Simple Augmentation System for GNSS SDR Receivers, Proceedings of the 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2012), Nashville, TN, September 2012, pp. 2398–2407.

6. **Perov A.I., Harisov V.N.** *GLONASS. Printsipyi postroyeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and operation]. ed. 4th, revised. and additional. Moscow, Radiotekhnika, 2010, 800 p. (in Russian)

7. **Grewall M., Weill L.R., Andrews A.P.** (2013) Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. N.Y.: John Wiley & Sons. Third Edition, 608 p.

8. **Chen Y-H., Lo S., Akos D.M., Wong G., Enge P.A.** (2013) Testbed for Studying Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) Based Range and Positioning Performance to Support Alternative Position Navigation and Timing (APNT). Proceedings of the 26th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2013), Nashville, TN: 09-2013, pp. 263–273.

9. **Cho T., Lee C., Choi S.** (2013) Multi-Sensor Fusion with Interacting Multiple Model Filter for Improved Aircraft Position Accuracy. Sensors 2013, 13, 4122-4137; doi:10.3390/s130404122.

10. **Doukas D., Berends J., Rees M., Kerkhofs G.** (2009): CNS/ATM Ground Station and Service Status Reports; SUR.ET1.ST05.2000-STD-16-01; European Air Traffic Management: Brussels, Belgium.

11. **Shestakov I.N., Kryzhanovskiy G.A.** *Rasshireniye polya SRNS s pomoshchyu nazemnykh stantsiy AZN-V* [Expansion of the SRNS field by means of ground stations ADS-B]. Scientific Bulletin of MSTU CA, 2014, no. 210, pp. 114–117. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Viktor S. Maryukhnenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Automation, Telemechanics and Communication Chair of Irkutsk State University of Communications, Viktor.maryukhnenko@yandex.ru.

Vyacheslav V. Erokhin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Avionics Chair of IB MSTU CA, ww_erohin@mail.ru.

Поступила в редакцию 22.03.2017
Принята в печать 25.05.2017

Received 22.03.2017
Accepted for publication 25.05.2017