

УДК 520.6.05/.08-13/-17

А.В. Грибовский¹, Р.Р. Исмаилов¹, К.В. Козадаев¹, С.П. Красовский¹,
М.А. Прохорович¹, А.Ф. Чернявский²

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ДАННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ НЕЛИНЕЙНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Рассматривается возможность построения схемы комплексирования данных спутниковых и инерциальных навигационных систем. В качестве основного алгоритма комплексирования предлагается использовать нелинейный динамический фильтр Калмана. Схема комплексирования данных реализуется в модуле инерциально-спутниковой навигационной системы, для которого были проведены практические испытания, показавшие улучшение качества навигационных решений по сравнению с применением только спутниковых средств позиционирования.

Введение

Созданная в конце прошлого века американская глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС) Navstar (ныне GPS) явилась мощным инструментом для определения глобальных географических координат и параметров движения наземных, наводных и воздушных объектов. В последнее десятилетие приобретает свои окончательные контуры альтернативная российская спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. Однако точность определения положения объекта системами типа ГНСС в определенной мере ограничивается флуктуациями плотности атмосферы, ионосферными возмущениями, отражениями и переотражениями от наземных объектов. Стабильное и точное позиционирование можно обеспечить согласованием навигационных данных, получаемых с помощью GPS и ГЛОНАСС. В этом случае дополнительный положительный эффект достигается за счет увеличения количества навигационных космических аппаратов (НКА) в зоне видимости навигационного приемника, что улучшает условия для формирования корректного навигационного решения.

Между тем при движении объектов в условиях сложного рельефа могут создаваться ситуации снижения уровня и даже полного отсутствия принимаемых спутниковых навигационных радиосигналов. В этом случае решение задачи позиционирования можно оптимизировать применением гибридных навигационных систем, содержащих как приемники спутниковых сигналов, так и автономные инерциальные датчики (акселерометры и гироскопы) [1]. Более того, даже в условиях хорошей видимости НКА применение гибридных схем позволяет повысить качество навигационных решений по сравнению с решениями, формируемыми только средствами ГНСС.

В зависимости от алгоритмов совместной фильтрации результатов измерений инерциальной навигационной системы (ИНС) и ГНСС выделяют следующие схемы комплексирования: глубокоинтегрированную, сильносвязанную, слабосвязанную и разомкнутую [2]. Не останавливаясь на описании каждой из них, отметим, что наибольшее распространение в настоящее время получила слабосвязанная схема [3, 4], которую отличает относительная простота алгоритмов комплексирования и их реализации. Принципиальный недостаток слабосвязанной системы: погрешность предварительного формирования навигационного решения приемником спутниковых сигналов в формате NMEA до процедуры общего комплексирования увеличивает ошибку итогового решения. Кроме того, при наличии в области видимости спутникового приемника менее четырех НКА принципиально невозможно построить промежуточное навигационное решение, т. е. нет смысла в реализации процедуры комплексирования.

Устранить отмеченный недостаток позволяет сильносвязанная схема, функционирование которой имеет следующие особенности: «сырые» данные о псевдодальности и псевдоскорости от навигационного процессора спутникового сегмента поступают на вход внешнего динамического фильтра, далее происходит их комплексирование с показаниями инерциальной части по специальному алгоритму. Итоговое навигационное решение формируется даже в случае неполного покрытия территории НКА при видимом количестве навигационных спутников меньше четырех [5]. Однако серийные спутниковые приемники, как правило, не имеют в программном

обеспечении опции для обработки «сырых» данных, поэтому при реализации сильносвязанной схемы необходима значительная доработка алгоритма комплексирования данных от ГНСС и ИНС.

Настоящая работа посвящена разработке и оценке эффективности алгоритмов сильносвязанной схемы комплексирования потоков данных, формируемых на основе фильтра Калмана (ФК) спутниковой навигационной системой, автономными трехмерными гироскопами и акселерометрами.

1. Организация сильносвязанной схемы комплексирования данных

Рассмотрим функциональную схему сильносвязанного варианта интеграции навигационных систем (рис. 1). В отличие от слабосвязанной схемы комплексирования спутниковый датчик передает «сырые» данные в виде векторов псевдодальностей (расстояний до спутников) и псевдоскоростей (скоростей сближения со спутниками). Наряду с этим учитываются параметры координат, скоростей и бортового времени спутников, содержащиеся во фреймах сообщений ГНСС. Таким образом, фильтрующий блок в процессе комплексирования и сглаживания расчетной траектории объекта выполняет еще и процедуру трилатерации (определения пространственной координаты точки по известным расстояниям до трех опорных точек). Проинтегрированные данные от инерциального датчика учитываются на этапе построения результирующего навигационного решения по координатам спутников и расстояниям до них.



Рис. 1. Функциональная схема сильносвязанной системы

Результирующий вектор измерений системы (см. рис. 1) имеет $(9 + 2N)$ компонент, где N – количество спутников, данные от которых реально получены. Первые девять компонент относятся к ИНС. Показания инерциальной подсистемы представляют собой два трехкомпонентных вектора: ускорения \mathbf{a} и угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$. Эти данные поступают на интегратор, на выходе которого по запросу формируются три трехкомпонентных вектора: смещения по координате $\Delta \mathbf{r}$, изменения скорости $\Delta \mathbf{v}$ и ориентации в пространстве $\Delta \boldsymbol{\eta}$, вызванные ускоренным движением наблюдаемого объекта. Относительно каждого спутника дополнительно измеряются псевдодальность и псевдоскорость (оставшиеся $2N$ компонент). Для корректной оценки положения НКА необходимо также оперативно отслеживать информацию о координатах и скоростях спутников, однако эти данные не связаны с вектором измерений, поскольку рассчитываются априорно.

Положение тела в пространстве описывается шестью переменными: тремя декартовыми координатами и тремя углами Эйлера [6]. Так как основной задачей системы навигации является расчет координат объекта при его перемещении, то при сглаживании траектории движения в вектор состояния добавляют три компоненты скорости объекта. Таким образом, вектор состояния для слабосвязанной системы определяется девятью основными компонентами [4]. Ошибки таймера приемника и неточности генератора несущей частоты для каждой из ГНСС (GPS и ГЛОНАСС) учитываются добавлением еще четырех компонент. В итоге вектор состояния сильносвязанной схемы комплексирования имеет 13 компонент и представляется следующим образом:

$$\mathbf{X} = [x, y, z, ct^{GPS}, ct^{GLN}, v_x, v_y, v_z, \lambda^{GPS} f^{GPS}, \lambda^{GLN} f^{GLN}, \eta^R, \eta^P, \eta^Y]^T, \quad (1)$$

где x, y, z – координаты в системе ECEF;

t^{GPS}, t^{GLN} – ошибки системных часов приемника систем GPS и ГЛОНАСС соответственно;
 c – скорость света;
 v_x, v_y, v_z – компоненты вектора скорости в системе ECEF;
 f^{GPS}, f^{GLN} – ошибки частоты опорного генератора системы GPS и ГЛОНАСС соответственно;
 $\lambda^{GPS}, \lambda^{GLN}$ – длина волны несущей GPS и средняя длина волны несущей ГЛОНАСС;
 η^x, η^y, η^z – ориентация (углы Эйлера). Здесь и далее показатель T обозначает процедуру транспонирования матрицы.

Принципиальной основой фильтрующего блока служит нелинейный ФК.

2. Нелинейный фильтр Калмана для комплексирования данных

Алгоритм ФК в реальном времени формирует оптимальную оценку состояния системы, основываясь на измерениях, неизбежно содержащих погрешности. При этом вектор измерений соответствует многомерному выходному сигналу системы в смеси с шумом, а вектор состояния – неизвестному многомерному сигналу, подлежащему определению. Условием оптимальности оценки состояния является минимум ее среднеквадратичной ошибки.

Совокупность измерений, отнесенных к каждому из моментов времени, формирует вектор измерений. Алгоритм последовательно обрабатывает вновь поступающие векторы измерений, учитывая при этом поправки, вычисленные в предшествующем цикле. Эта особенность отличает алгоритм ФК от рекуррентных алгоритмов, которым для работы требуется хранить весь массив обрабатываемых данных. ФК относится к фильтрам рекурсивного типа и представляет собой двухступенчатую циклическую процедуру, на первой ступени которой производится так называемое «предсказание» вектора состояния системы на основе данных предшествующего цикла, на второй – его «коррекция» в соответствии с обновленным вектором измерений.

Начальными условиями на каждом новом цикле функционирования алгоритма ФК (рис. 2) служит оценка состояния системы и погрешность оценки. В случае скалярной переменной погрешностью является дисперсия значений измеряемых величин. Обобщением дисперсии для векторных величин служит ковариационная матрица, в которой диагональные элементы представляют собой дисперсии соответствующих составляющих вектора, а недиагональные – ковариации, характеризующие взаимосвязь между каждой парой составляющих. Начальная оценка вектора состояния системы в каждый момент времени строится на основе результирующей оценки в предыдущий момент времени, к которой применяется динамическая модель движения системы. В простейшем (линейном) приближении движения автомобиля эта модель описывается матрицей перехода

$$\Phi = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_5 & \mathbf{I}_5 \cdot \Delta t & \mathbf{0}_{5 \times 3} \\ \mathbf{0}_{5 \times 3} & \mathbf{I}_5 & \mathbf{0}_{5 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 5} & \mathbf{0}_{3 \times 5} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где \mathbf{I}_k – единичная диагональная матрица размерности $k \times k$;
 $\mathbf{0}_{m \times n}$ – нулевая матрица размерности $m \times n$;
 Δt – длительность интервала времени формирования навигационного решения ГНСС.

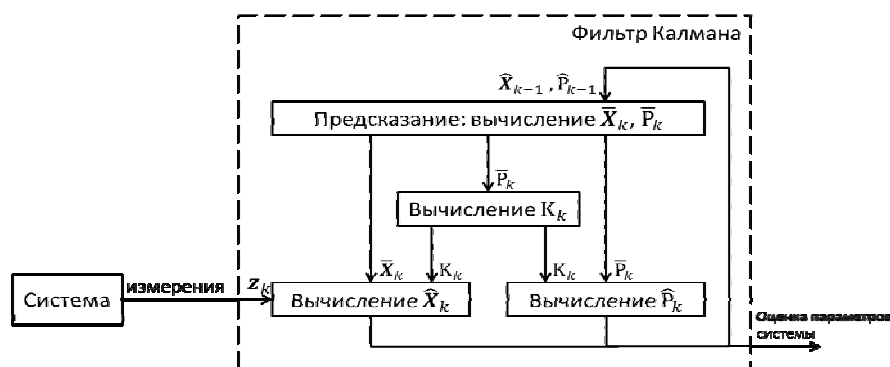


Рис. 2. Функциональная схема фильтра Калмана

Применение динамической модели системы к предыдущим измерениям, или предсказание, является первым шагом процедуры Калмановского оценивания. Далее уточняются начальные условия, для этого алгоритм вычисляет вес поправок к ним на основе ковариационных матриц оценки состояния и измерений предшествующего цикла. Веса поправок к оцениваемым ошибкам хранятся в матрице усиления. Чем меньшей погрешностью характеризуются измерения по сравнению с оценкой состояния системы, тем больший вес они получают [7].

Алгоритм цикла ФК для данного случая схематически можно представить следующим образом:

1. Предсказание вектора состояния:

$$\bar{\mathbf{X}}_k = \Phi \cdot \hat{\mathbf{X}}_{k-1}, \quad (3)$$

где $\bar{\mathbf{X}}_k$ – предсказанное значение вектора состояния системы на k -м цикле;

Φ – матрица перехода, соответствующая (2);

$\hat{\mathbf{X}}_{k-1}$ – оценка вектора состояния системы на $(k-1)$ -м цикле, имеющая структуру (1), в случае начала работы алгоритма компоненты этого вектора определяются с помощью предварительной калибровки.

2. Предсказание матрицы ковариации:

$$\bar{\mathbf{P}}_k = \Phi \cdot \hat{\mathbf{P}}_{k-1} \cdot \Phi^T + \mathbf{U}, \quad (4)$$

где $\bar{\mathbf{P}}_k$ – матрица ковариации предсказанного вектора состояния системы на k -м цикле;

$\hat{\mathbf{P}}_{k-1}$ – матрица ковариации оценки вектора состояния системы на $(k-1)$ -м цикле, на первом цикле работы алгоритма матрица ковариации может быть эквивалентна матрице динамического шума системы;

\mathbf{U} – матрица динамического шума системы, рассчитываемая экспериментально:

$$\mathbf{U} = \mathbf{I}_{13} \cdot [0,1, 0,1, 0,1, 10^4, 10^4, 0,2, 0,2, 0,2, 10^4, 10^4, 0,1, 0,1, 0,1]. \quad (5)$$

3. Вычисление матрицы усиления фильтра:

$$\mathbf{K}_k = \bar{\mathbf{P}}_k \cdot \mathbf{H}_k^T \cdot (\mathbf{H}_k \cdot \bar{\mathbf{P}}_k \cdot \mathbf{H}_k^T + \mathbf{E})^{-1}, \quad (6)$$

где \mathbf{K}_k – матрица усиления фильтра на k -м цикле;

\mathbf{H}_k – матрица чувствительности на k -м цикле, более подробно структура матрицы чувствительности описывается далее;

\mathbf{E} – матрица шума измерений, основанная на экспериментальных измерениях статических шумов (при неподвижных датчиках). Учитывая модель распространения ошибок интегрирования показаний гироскопа и акселерометра в [4] рассчитана матрица шумов измерений для системы, сходной с описываемой. Для построения матрицы шумов измерений, соответствующей настоящей системе, дополнительно экспериментально определены соответствующие среднеквадратичные отклонения псевдодальности и псевдоскорости.

4. Коррекция вектора состояния:

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \bar{\mathbf{X}}_k + \mathbf{K}_k \cdot (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \cdot \bar{\mathbf{X}}_k), \quad (7)$$

где $\mathbf{z}_k = [\rho_{1 \times N}, \mathbf{v}'_{1 \times N}, \Delta \mathbf{r}, \Delta \mathbf{v}, \Delta \boldsymbol{\eta}]^T$ – вектор измерений на k -м цикле;

$\rho_{1 \times N}$ и $\mathbf{v}'_{1 \times N}$ – векторы псевдодальностей и псевдоскоростей соответственно для N видимых спутников.

5. Коррекция матрицы ковариации:

$$\hat{\mathbf{P}}_k = (\mathbf{I}_k - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \bar{\mathbf{P}}_k. \quad (8)$$

В общем случае модель измерений для сильносвязанной системы нелинейна. Это обусловлено как нелинейной зависимостью показаний инерциального датчика от углов Эйлера, так и нелинейной зависимостью псевдодальностей от координат объекта [8]. Для линеаризации модели движения системы матрицы и уравнение ФК для коррекции вектора состояния представляются следующим образом:

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \bar{\mathbf{X}}_k + \mathbf{K}_k \cdot \tilde{\mathbf{z}}_k, \quad (9)$$

где $\tilde{\mathbf{z}}_k = \mathbf{z}_k - \bar{\mathbf{z}}_k$ – разностный вектор измерений на k -м цикле;

$$\bar{\mathbf{z}}_k = \left[\left| \bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{k1}^s \right|, \dots, \left| \bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{kN}^s \right|, \frac{(\bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{k1}^s)^T \cdot (\bar{\mathbf{v}}_k - \mathbf{v}_{k1}^s)}{\left| \bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{k1}^s \right|}, \dots, \frac{(\bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{kN}^s)^T \cdot (\bar{\mathbf{v}}_k - \mathbf{v}_{kN}^s)}{\left| \bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{kN}^s \right|}, \Delta \bar{\mathbf{r}}_k, \Delta \bar{\mathbf{v}}_k, \Delta \bar{\boldsymbol{\eta}}_k \right]^T$$
 – предсказанный вектор измерений на k -м цикле;

$\bar{\mathbf{r}}_k$ и $\bar{\mathbf{v}}_k$ – предсказанные на k -м цикле векторы положения и скорости объекта соответственно (вычисляются на первом шаге ФК (3) как компоненты $\bar{\mathbf{X}}_k$);

\mathbf{r}_{ki}^s и \mathbf{v}_{ki}^s – векторы координат и скоростей i -го видимого НКА на k -м цикле соответственно;

$\Delta \bar{\mathbf{r}}_k, \Delta \bar{\mathbf{v}}_k, \Delta \bar{\boldsymbol{\eta}}_k$ – предсказанные векторы изменения координаты, скорости и положения в пространстве соответственно для выбранной модели движения на k -м цикле.

Матрица чувствительности ФК представляет собой блочную матрицу с общей размерностью $(9 + 2N) \times 13$, которая позволяет учесть степень влияния компонент вектора измерения на оцениваемый вектор состояния. При этом столбцы матрицы чувствительности соответствуют компонентам вектора состояния в том порядке, в котором они приведены в (1). Таким образом, первый столбец соотносится с координатами объекта, второй и третий – с ошибками таймера систем GPS и ГЛОНАСС соответственно, четвертый связан со скоростью объекта, пятый и шестой – с неточностью генератора несущей частоты систем GPS и ГЛОНАСС соответственно, седьмой – с компонентами вектора ориентации объекта в пространстве:

$$\mathbf{H}_k = \left[\begin{array}{ccccccc} \frac{(\bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{k1}^s)}{\left| \bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{k1}^s \right|} & & & & & & \\ \dots & \mathbf{I}_{NGPS \times 1} & \mathbf{0}_{NGPS \times 1} & & & & \\ \frac{(\bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{kN}^s)}{\left| \bar{\mathbf{r}}_k - \mathbf{r}_{kN}^s \right|} & \mathbf{0}_{NGLN \times 1} & \mathbf{I}_{NGLN \times 1} & \mathbf{0}_{N \times 3} & \mathbf{0}_{N \times 1} & \mathbf{0}_{N \times 1} & \mathbf{0}_{N \times 3} \\ & & & \frac{(\bar{\mathbf{v}}_k - \mathbf{v}_{k1}^s)}{\left| \bar{\mathbf{v}}_k - \mathbf{v}_{k1}^s \right|} & & & \\ \mathbf{0}_{N \times 3} & \mathbf{0}_{N \times 1} & \mathbf{0}_{N \times 1} & \dots & \mathbf{I}_{NGPS \times 1} & \mathbf{0}_{NGPS \times 1} & \mathbf{0}_{N \times 3} \\ & & & \frac{(\bar{\mathbf{v}}_k - \mathbf{v}_{kN}^s)}{\left| \bar{\mathbf{v}}_k - \mathbf{v}_{kN}^s \right|} & \mathbf{0}_{NGLN \times 1} & \mathbf{I}_{NGLN \times 1} & \\ \mathbf{R}_{ECEF}^{ENU} \cdot \mathbf{R}_{ENU}^{RPYk} & & & \mathbf{0}_{3 \times 3} & & & \mathbf{G}_r \cdot \frac{\Delta t^2}{2} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 1} & \mathbf{0}_{9 \times 1} & \mathbf{R}_{ECEF}^{ENU} \cdot \mathbf{R}_{ENU}^{RPYk} & \mathbf{0}_{9 \times 1} & \mathbf{0}_{9 \times 1} & \mathbf{G}_r \cdot \Delta t \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & & & \mathbf{0}_{3 \times 3} & & & \mathbf{I}_3 \end{array} \right], \quad (10)$$

где $\mathbf{I}_{m \times n}$ – матрица размерности $m \times n$ с единичными элементами;

$$N = N_{GPS} + N_{GLN};$$

N_{GPS} и N_{GLN} – количество видимых НКА систем GPS и ГЛОНАСС соответственно;

$$\mathbf{G}_r = \begin{bmatrix} 0 & g^Y & -g^P \\ -g^Y & 0 & g^R \\ g^P & -g^R & 0 \end{bmatrix} \text{ – чувствительность по позиции;}$$

\mathbf{R}_{ENU}^{RPYk} – матрица поворота из трехгранника Дарбу в систему координат, связанную с телом. Эта матрица строится по углам Эйлера $[\eta^R, \eta^P, \eta^Y]$ [9].

\mathbf{R}_{ECEF}^{ENU} – матрица поворота из системы координат трехгранника Дарбу в ECEF;

$\mathbf{g} = -g \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}$ – вектор ускорения свободного падения в системе координат ECEF (g – уско-

рение свободного падения);

$\mathbf{g}_k^{RPY} = [g^R, g^P, g^Y] = \mathbf{R}_{ECEF}^{ENU} \cdot \mathbf{R}_{ENU}^{RPYk} \cdot \mathbf{g}$ – вектор ускорения свободного падения в системе координат, связанной с телом.

3. Результаты экспериментальных испытаний модуля комплексирования данных

Предложенная схема построения гибридной позиционирующей системы экспериментально реализована в виде модуля инерциально-спутниковой навигационной системы (ИСНС). В качестве ИНС использован трехосный инерциальный датчик ADIS16355 производства американской корпорации Analog Devices, спутниковая часть представлена разработкой отечественной организации «НТ-Лаб Системы» – устройством NT2000.2 для GPS/ГЛОНАСС-навигации. Для численной обработки получаемых данных в режиме реального времени применен стандартный портативный компьютер, связанный с датчиками посредством интерфейса USB. Программное обеспечение модуля ИСНС разработано на основе алгоритма ФК.

Характеристики датчиков:

среднее значение ошибки гироскопа – 0,60 град/с;

среднее значение ошибки акселерометра – 0,34 м/с²;

среднее значение ошибки определения положения спутниковым датчиком по горизонтали – 10 м;

среднее значение ошибки определения положения спутниковым датчиком по вертикали – 20 м;

среднее значение ошибки определения скорости спутниковым датчиком – 0,10 м/с.

Данные по ИНС взяты из официальной спецификации [9]. Параметры спутникового датчика измерены в процессе выполнения работы для случая неподвижной приемной антенны.

Количественные характеристики эффективности работы ФК оценивались при использовании эталонной траектории, координаты отдельных точек которой определены с высокой точностью. Система опорных точек (рис. 3) задавалась методом статической съемки [10].



Рис. 3. Система расположения опорных точек, привязанная к местности

В процессе испытания созданной гибридной системы позиционирования в условиях движения на легковом автомобиле мимо опорных точек показание ИСНС автоматически фиксировались и проходили обработку. Пример регистрации и фильтрации навигационных данных при движении вдоль эталонной траектории приведен на рис. 4, а.

Для сравнения на рис. 4, б показаны фрагменты траекторий, полученные от использования одной спутниковой подсистемы (штриховая кривая), и результаты фильтрации гибридной системы (сплошная кривая). Видно, что результат обработки данных ИСНС ближе к последовательности эталонных точек, чем трек одной лишь спутниковой части. При анализе движения объекта вдоль эталонной траектории также становятся заметными лучшие сглаживающие свойства ФК по сравнению с функционированием ГНСС.

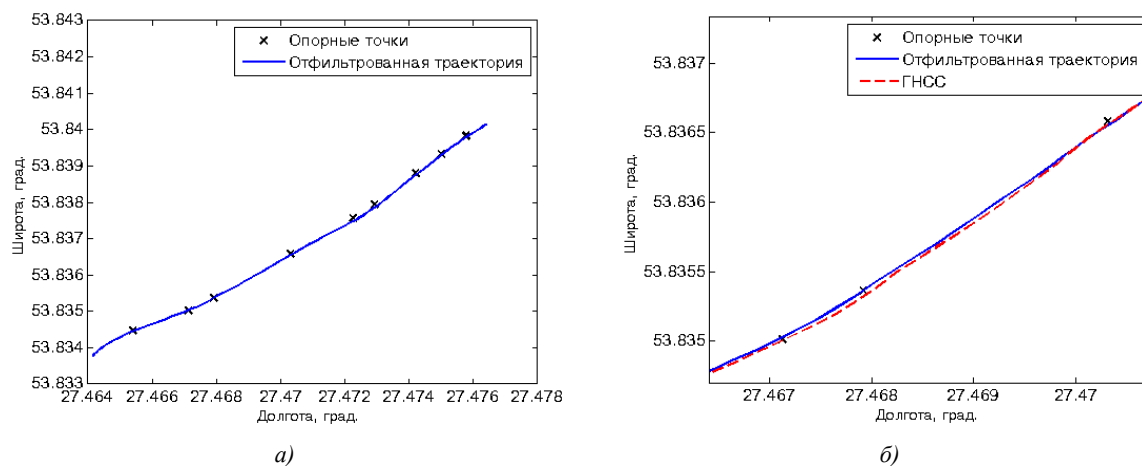


Рис. 4. Пример фильтрации экспериментальных данных: а) результат фильтрации данных вдоль траектории; б) сравнение отфильтрованной траектории и траектории по данным только ГНСС

При оценке характеристик точности позиционирования разработанной гибридной системы применялись средние значения невязок экспериментальных треков (абсолютных расстояний до соответствующих эталонных точек) и среднеквадратичные отклонения (СКО) данного параметра от его среднего значения. Первая характеристика позволяет оценить точность процедуры позиционирования, а вторая – степень сглаживания траектории ФК. По результатам восьми экспериментов вычислены средние значения этих величин для каждого испытания (таблица).

Результаты экспериментальных измерений отклонения скомплексированной траектории объекта от опорных точек (невязок) в условиях движения на автомобиле

Номер опорной точки	Номер эксперимента							
	1	2	3	4	5	6	7	8
1	3,30	3,12	7,59	2,78	7,94	3,42	8,20	8,36
2	4,54	4,08	7,52	9,31	6,83	2,49	8,36	7,41
3	8,09	5,49	7,54	5,84	6,60	2,52	9,15	8,00
4	7,32	5,66	3,82	6,24	0,64	3,71	8,40	5,21
5	3,22	7,87	2,93	5,84	1,77	3,04	12,71	6,42
6	0,07	12,07	3,97	4,05	1,01	1,88	13,98	3,77
7	1,37	12,99	10,18	3,55	2,01	1,69	10,56	1,06
8	1,61	18,79	10,38	4,39	3,08	1,37	7,40	1,21
9	2,66	15,99	11,07	2,99	5,70	0,62	10,24	9,74
Среднее значение невязки	3,76	9,56	7,22	4,99	3,95	2,30	9,89	5,69
СКО невязки	3,30	5,60	3,05	2,06	2,81	1,01	2,22	3,12

Из таблицы видно, что среднее значение невязки для всех точек составляет 5,2 м при СКО 2,81 м. Это позволяет говорить об увеличении точности позиционирования примерно в два раза (по сравнению со средним отклонением в 10 м для ГНСС). При этом сравнительно малое значение СКО говорит о хороших сглаживающих характеристиках ФК, что важно для реализации автоматических систем управления движущимися объектами на основе разработанной системы комплексирования.

Заключение

Разработан алгоритм комплексирования данных спутниковой и инерциальной навигационных подсистем. Показания подсистем интегрировались с использованием динамического ФК, для чего был разработан и программно реализован специальный алгоритм. Экспериментальные исследования позволили установить повышение качества процесса позиционирования для разработанного модуля ИСНС по сравнению с подсистемой чисто спутниковой навигации. Разработанный алгоритм может применяться для реализации широкого круга гибридных ИСНС при решении практических задач, требующих повышенной точности позиционирования. Примером подобного класса задач может служить проектирование комплекса ориентирования и навигации беспилотных мобильных средств, применяющих автоматические системы управления.

Список литературы

1. Grewal Mobinder, S. Global Positioning System, Inertial Navigation and Integration / S. Grewal Mobinder, R. Weill Lawrence, P. Andrews Angus. – Wiley-Interscience, 2007 – 525 p.
2. Salychev, O.S. Low cost INS/GPS integration: concepts and testing / O.S. Salychev, V.V. Voronov // Journal of Navigation. – 2001. – Iss. 54, № 1. – P. 119–134.
3. Kaniewski, P. Positioning with AHRS/odometer/GPS system / P. Kaniewski, S. Konantowski // Annual of navigation. – 2001. – № 3. – P. 75–89.
4. Разработка слабосвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы на основе фильтра Калмана / Л.В. Калацкая [и др.] // Электроника-инфо. – 2011. – № 4. – С. 42–45.
5. George, M. Tightly Coupled INS/GPS with Bias Estimation for UAV Applications / M. George, S. Sukkarieh // Proc. of Australasian Conference on Robotics and Automation (ACRA). – Australia, 2005. – P. 7.
6. Распопов, В.Я. Авионика малоразмерных беспилотных летательных аппаратов / В.Я. Распопов // Датчики и системы. – 2010. – № 9. – С. 45–55.
7. Браммер, К. Фильтр Калмана–Бьюси / К. Браммер, Г. Зиффлинг. – М. : Наука, 1989. – 200 с.
8. Слив, Э.И. Прикладная теория инерциальной навигации / Э.И. Слив. – СПб. : ГИТМО (ТУ), 2002. – 128 с.
9. Analog Devices. Tri-Axis Inertial Sensor ADIS16355, 2007 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.analog.com/static/imported-files/Data_Sheets/ADIS16350_16355.pdf. – Дата доступа : 27.02.2012.
10. Инструкция по установлению, восстановлению и закреплению границ земельных участков. Постановление Комитета по земельным ресурсам, геодезии и картографии при Совете Министров Республики Беларусь. 16.05.2002 г. № 3 // Банк законов Республики Беларусь [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://old.bankzakonov.com/obsch/razdel109/time1/lavz0001.htm>. – Дата доступа : 13.02.2011.

Поступила 01.02.2012

¹Белорусский государственный университет,
Минск, пр. Независимости, 4
e-mail: kozadaeff@mail.ru

²Институт прикладных физических проблем
им. А.Н. Севченко БГУ,
Минск, ул. Курчатова, 7

**A.V. Gribovskiy, R.R. Ismailov, K.V. Kozadaev, S.P. Krasouski,
M.A. Prohorovich, A.F. Chernyavskiy**

**AGGREGATION OF NAVIGATION SYSTEMS DATA ON THE BASE
OF NON-LINEAR KALMAN FILTER**

The possibility of joint use of the inertial and satellite navigation data is described. As the basic algorithm of aggregation, the non-linear dynamic Kalman filtering is proposed. Such data aggregation scheme is implemented in experimental inertial-satellite navigation system. A practical study of the experimental sample was carried out. As a result, an increase of navigation solution quality up to two times was demonstrated as compared with the way of applying of solely satellite navigation system.