

Навигационный комплекс аэропортового транспортного средства

И.М. Кузнецов, А.Н. Пронькин, К.К. Веремеенко

Аннотация

В статье рассматривается бортовой навигационный комплекс, входящий в состав усовершенствованной системы управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS), предназначенной для наземных транспортных средств аэропорта. Предлагается структура комплекса, рассматриваются его основные характеристики. Приводится методика имитационного и полунатурного моделирования, в соответствии с которой проводится численное исследование свойств системы на разработанном программном комплексе. Рассмотрены несколько сценариев моделирования, в одном из которых после первоначальной работы спутниковой навигационной системы (СНС), функционирующей в дифференциальном режиме, следует интервал отсутствия сигналов от корректирующей станции, и система продолжает работу в автономном режиме – при совместной обработке информации от бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), построенной на микромеханических гироскопах и акселерометрах, бортового одометра и магнитного датчика курса. Оценены точностные характеристики навигационного обеспечения на предмет удовлетворения требованиям Doc 9830 AN/452 ICAO. Представлены результаты в виде ошибок оценивания основных параметров и их СКО.

Ключевые слова

аэропортовый наземный транспорт; A-SMGCS; интегрированная навигационная система; дифференциальный режим; бортовой одометр; неголономность.

Постановка задачи

Ежегодно возрастающие требования к обеспечению надежности и безопасности полетов в связи с постоянным ростом их интенсивности, приводят к необходимости повышения этих показателей, в частности, улучшения параметров точности, а также таких характеристик, как целостность и доступность навигационной информации, и

использованию новых подходов для их реализации. Эти требования связаны также с необходимостью сокращения времени наземного обслуживания воздушных судов и возможностью функционирования аэропортового транспорта в условиях ограниченной видимости. Действующие в настоящее время системы (SMGCS) не всегда способны обеспечить обслуживание воздушным судам на должном уровне пропускной способности аэродромов. Целью настоящей статьи является анализ общей структуры усовершенствованной системы управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS), обоснование состава и разработка структуры бортового комплекса аэропортового транспортного средства и анализ его точностных характеристик на выбранном спектре возмущающих воздействий. Предполагаемая разработка, созданная на основе высокой степени интеграции функциональных возможностей и новейших технических средств, призвана обеспечить выполнение требований, накладываемых международными нормативными документами.

Структура системы

Концепция A-SMGCS предусматривает зависимость в меньшей степени от способности пилота, водителя или органа управления осуществлять визуальное наблюдение для совершения маневрирования по территории аэродрома. Для реализации задач маршрутизации, управления и контроля используются автоматизированные элементы. Важным отличием между функциями существующих систем и рассматриваемой является более точное управление и контроль движения всех воздушных судов и транспортных средств на рабочей площади, а также выдерживание требуемых интервалов между всеми участниками движения, в частности в условиях, которые препятствуют их обеспечению визуальным образом. Необходимо отметить, что при организации сложных потоков движения, постепенном повышении загрузки от системы может потребоваться выполнение функций планирования и организации движения и сопряжения ее с системой организации воздушного движения (ОрВД).

Исходя из вышеперечисленных положений предлагается следующая структура системы:

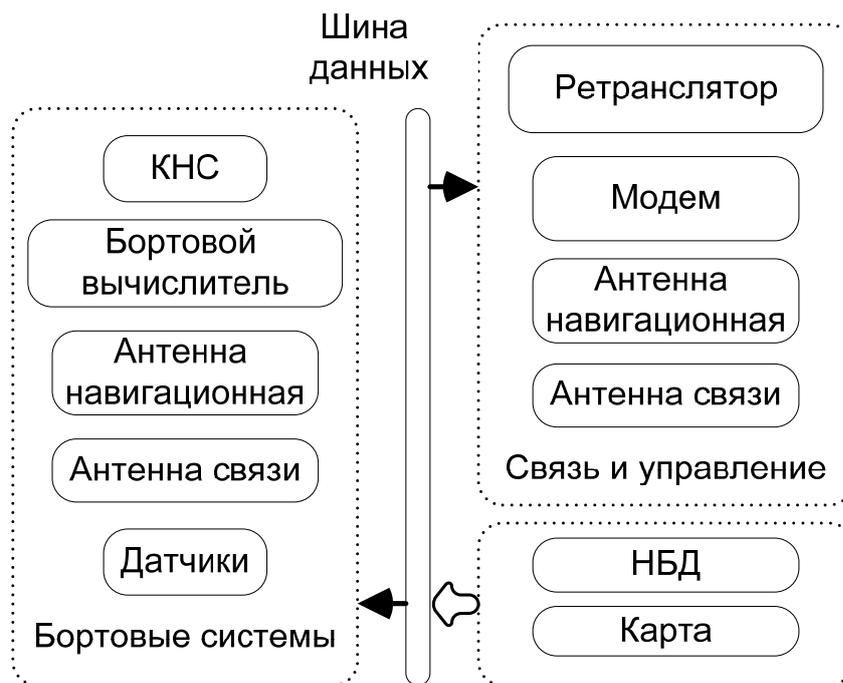


Рисунок 1. Структура системы

Необходимо отметить наличие трех основных сегментов – наземного, бортового и базы данных. Информация от бортовых систем и от системы связи и управления, а также имеющихся навигационных баз данных (НБД) и топографических или иных карт местности, должны передаваться на единую шину данных. Основой для реализации перечисленных выше функций должен быть точный современный навигационный комплекс (НК). В его состав предлагается включить спутниковую навигационную систему (СНС), функционирующую в дифференциальном режиме, инерциальную навигационную систему (ИНС) на базе микромеханических гироскопов и акселерометров, бортовой одометр и магнитный датчик курса. Использование микромеханической элементной базы позволяет существенно уменьшить габаритные размеры и энергопотребление, но приводит к существенным ошибкам в определении координат в автономном режиме. Вследствие этого возникает необходимость проводить непрерывную или периодическую коррекцию ИНС.

Предлагаемое решение не является единственным. Так, для повышения точности, надежности и относительного постоянства навигационного поля используют так называемые мультilaterационные MLAT-системы, дополняющие радиолокационные и ADS – системы автоматического зависящего наблюдения (АЗН) [1]. Однако такие системы обладают рядом существенных недостатков, среди которых возможные искажения радиосигналов вследствие воздействия помех, метеоусловий, переотражений из-за многолучевости, всевозможных интерференций радиоволн [2, 3]. В статьях приводятся некоторые сведения об оценке точности таких систем, в зависимости от геометрии расположения приемника и

передатчика: она варьируется в пределах 2-4 метров, что удовлетворяет международным требованиям [4, 5]. Однако ошибки этих систем увеличиваются пропорционально увеличению расстояния от приемника до передатчика [6], что диктует необходимость установки значительного числа опорных радионавигационных точек.

Структура навигационного комплекса

Согласно предлагаемой концепции в состав современного высокоточного навигационного комплекса должна входить автономная система, решающая задачи навигации и ориентации. Наиболее широко распространенным вариантом является бесплатформенная ИНС (БИНС). Одной из важнейших задач при этом является коррекция показаний ИНС при помощи других систем, в частности, во многих приложениях используются СНС. Дополняя такие достоинства друг друга, как высокочастотная выдача параметров и высокая помехозащищенность у ИНС, и высокая точность и отсутствие роста ошибок со временем у СНС, комплексная система на основе этих двух систем способна решать широкий круг задач рассматриваемого класса. Однако существует ряд причин, по которым в автономном режиме работы при отсутствии показаний от СНС в силу относительно быстрого роста погрешностей ИНС (связанных, прежде всего, с наличием инструментальных дрейфов гироскопов), возникает необходимость привлекать дополнительные средства коррекции. Существует большое разнообразие структур и схем использования таких средств.

Возможными средствами коррекции показаний БИНС наземных средств являются магнитный датчик курса, гировертикаль, бортовой одометр и построенная на его основе система счисления пути. Возможны так же и алгоритмические виды коррекции, одним из которых является коррекция по измерениям, построенным с учетом неголономных связей при рассмотрении движений объекта, в частности – при учете неголономных связей по скорости.

Учитывая сказанное, функциональный алгоритм комплекса представляет собой совокупность уравнений, математических соотношений и зависимостей, которые должны решаться в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) с целью комплексной обработки навигационной информации. Комплексная система БИНС+СНС построена по слабосвязанной схеме, в которой оптимальный фильтр Калмана (ОФК) на основании позиционных, скоростных и угловых измерений от СНС, бортового одометра и магнитного

датчика формирует оценку вектора состояния, на основании которой производится коррекция БИНС. Структура такой системы приведена на рисунке 2.

Как видно, информационной основой комплексной системы является БИНС. В качестве ее математической модели рассматривалась модель ошибок, записанная в виде системы дифференциальных уравнений [7] (1).

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 + (\omega_0^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2)x_1 - 2\Omega_z\dot{x}_2 + (\Omega_x\Omega_y - \dot{\Omega}_z)x_2 = \Delta n_x - \beta n_z + \gamma n_y \\ \ddot{x}_2 + (\omega_0^2 - \Omega_x^2 - \Omega_z^2)x_2 + 2\Omega_z\dot{x}_1 + (\Omega_x\Omega_y + \dot{\Omega}_z)x_1 = \Delta n_y + \alpha n_z + \gamma n_x \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} - \Omega_z\beta + \Omega_y\gamma = \Delta\Omega_x \\ \dot{\beta} + \Omega_z\alpha - \Omega_x\gamma = \Delta\Omega_y \\ \dot{\gamma} + \Omega_x\beta - \Omega_y\alpha = \Delta\Omega_z \end{cases} \quad \begin{cases} \Delta\Omega_x = \Delta\Omega_x^c + \delta\Omega_x \\ \Delta\Omega_y = \Delta\Omega_y^c + \delta\Omega_y \\ \Delta\Omega_z = \Delta\Omega_z^c + \delta\Omega_z \end{cases} \quad \begin{cases} \Delta n_x = \Delta n_x^c + \delta n_x \\ \Delta n_y = \Delta n_y^c + \delta n_y \\ \Delta n_z = \Delta n_z^c + \delta n_z \end{cases}$$

где $\Omega_{x,y,z}$ и $n_{x,y,z}$ проекции угловой скорости и кажущегося ускорения сопровождающего базиса на оси географического трехгранника соответственно, $x_{1,2}$ – ошибки определения широты и долготы ИНС в метрической мере, $\dot{x}_{1,2}$ – ошибки определения производных координат, связанные с проекциями путевой скорости, α, β, γ – ошибки определения угловой ориентации вычисленного БИНС базиса относительно построенного горизонта, $\Delta\Omega_{x,y,z}$ – проекции дрейфов гироскопов, представляемые в виде суммы постоянной ($\Delta\Omega_{x,y,z}^c$) и случайной ($\delta\Omega_{x,y,z}$ – белый шум) компонент; $\Delta n_{x,y,z}$ – проекции инструментальных ошибок блока акселерометров, представляемые в виде суммы постоянной ($\Delta n_{x,y,z}^c$) и случайной ($\delta n_{x,y,z}$ – белый шум) компонент, ω_0 – частота Шулера.

Линейная модель (1) в последующем была преобразована в модель в форме Коши для обеспечения возможности использования ОФК. При построении алгоритма комплексирования был использован оптимальный фильтр Калмана в форме Джозефа [8]. В качестве измерений рассматривались не только традиционно получаемые сигналы в виде разностей координат и скоростей, но и измерения, полученные с учетом неголономных связей. Особенность движения автомобиля заключается в том, что проекция скорости объекта на поперечную ось при нормальном движении должна быть равна нулю (отсутствует скольжение), и любое отличие от нуля принимается за измерение и выражается через ошибки микромеханической БИНС.

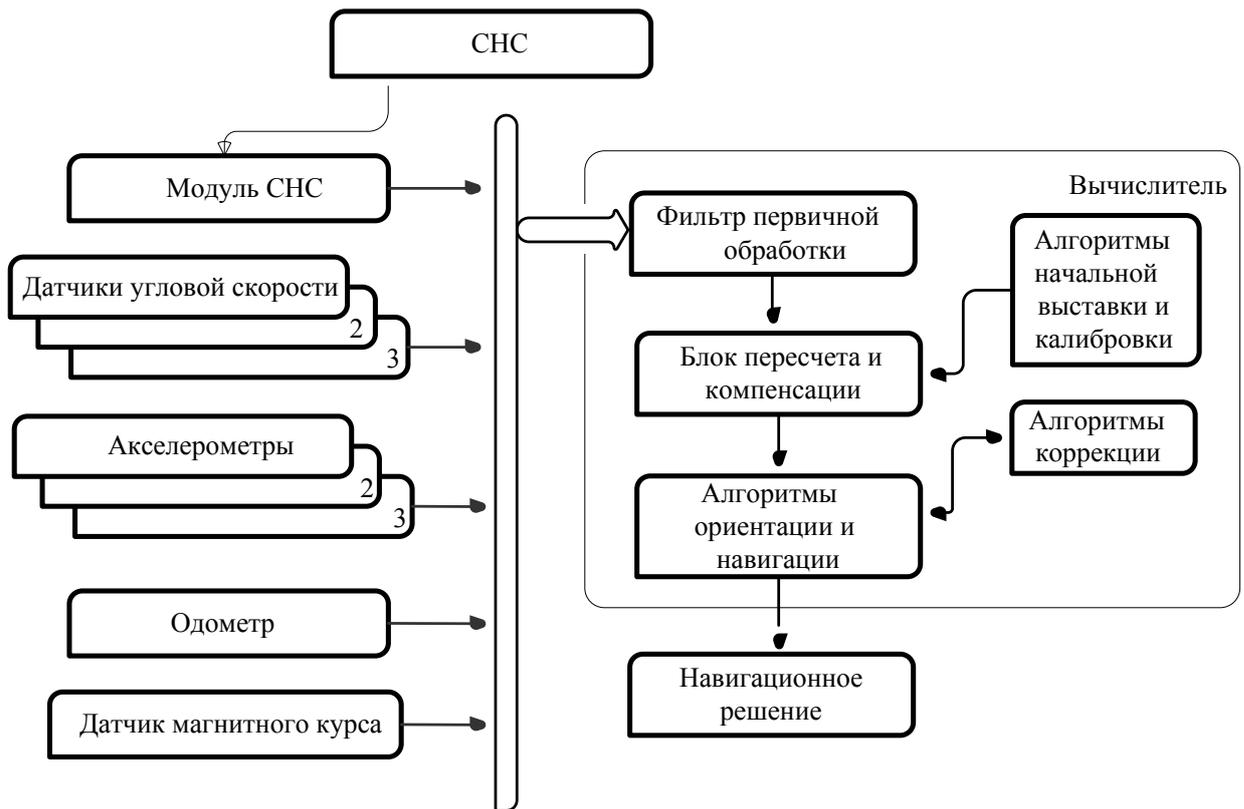


Рисунок 2. Структура бортового навигационного комплекса

Вектор состояния расширен и включает в себя 18 компонент (5): 13 компонент – ошибки двухканальной БИНС, а также ошибки определения широты и долготы на основе счисления от бортового спидометра, постоянную ошибку определения скорости спидометром, масштабный коэффициент спидометра, а также постоянную компоненту ошибки определения курса магнитным датчиком. Уравнения ошибок работы такой системы счисления представлены соотношениями (2).

$$\begin{cases} \delta\dot{\varphi}_{od} = \frac{\cos \psi}{R} \delta V - \frac{V}{R} \sin \psi \delta \psi - \frac{V \cos \psi}{R^2} \delta R \\ \delta\dot{\lambda}_{od} = \frac{\sin \psi}{R \cos \varphi} \delta V + \frac{V \cos \psi}{R \cos \psi} \delta \psi + \frac{V \sin \psi \sin \varphi}{R^2 \cos^2 \varphi} \delta R \end{cases} \quad (2)$$

где $\delta\varphi_{od}, \delta\lambda_{od}$ – ошибки определения долготы и широты системой счисления, δV – ошибка определения путевой скорости спидометром, $\delta\psi$ – ошибка определения угла истинного курса, ψ – истинный курс, V – путевая скорость, φ – текущая широта.

Ошибки определения путевой скорости и угла истинного курса могут быть представлены следующим образом:

$$\begin{aligned} \delta V &= \Delta V^{const} + kV + \varepsilon, \\ \delta \psi &= \Delta \psi_{магн}^{const} + \xi, \end{aligned} \quad (3)$$

где ΔV^{const} – постоянная ошибка определения скорости спидометром, k – ошибка масштабного коэффициента спидометра, ε – шумовая составляющая ошибки определения скорости спидометром, $\Delta \psi_{\text{магн}}^{const}$ – постоянная составляющая ошибки определения курса магнитным датчиком, ξ – шумовая составляющая ошибки определения истинного угла курса. Постоянные ошибки из модели (3) можно представить и соотношениями:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}^{const} &= 0, \\ \dot{k} &= 0, \\ \Delta \dot{\psi}_{\text{магн}}^{const} &= 0. \end{aligned} \quad (4)$$

На настоящем этапе исследований модель СНС представлена белым шумом. Таким образом, расширенный вектор состояния имеет вид:

$$\bar{x} = \left\{ \bar{x}_{\text{инс}} \quad \delta \varphi_{\text{од}} \quad \delta \lambda_{\text{од}} \quad \Delta V^{const} \quad k \quad \Delta \psi_{\text{магн}}^{const} \right\}^T, \quad (5)$$

где $\bar{x}_{\text{инс}}$ – вектор состояния двухканальной БИНС, включающий в себя ошибки определения координат, ошибки их производных, ошибки угловой ориентации и постоянные составляющие ошибок акселерометров и гироскопов.

Для реализации оптимального фильтра Калмана требуется описание системы в пространстве состояний, причем полная модель должна быть представлена уравнениями состояния (в рассматриваемом случае – уравнениями ошибок БИНС) и уравнениями измерений:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = F\bar{x} + B\bar{u} + G\bar{w} \\ \bar{z} = H\bar{x} + \bar{v} \end{cases} \quad (6)$$

где, \bar{x} – вектор состояния, \bar{u} – вектор управления, \bar{w} – вектор шумов системы, \bar{v} – вектор шумов измерений, F – матрица динамики системы, B – матрица управления, G – матрица шумов системы, H – матрица измерений, \bar{z} – вектор измерений, формируемый как разность показаний основной и системы-корректора. На основе приведенных соотношений (1) – (5) составлена модель в форме (6) [9].

Оценки точностных характеристик навигационного обеспечения

Предварительное моделирование свойств системы показало работоспособность разработанного алгоритма и относительно высокую точность системы [10, 11, 12]. Результаты представлены на рисунке 3. Слева показан режим коррекции по показаниям от СНС, работающей в дифференциальном режиме. Видно, что уровень реальной ошибки уже

за одну минуту снизился с первоначальных 20 м до 3,5 м, а за 15 минут оценивания снизился до 0,5 м, при этом предсказанное СКО ошибки оценивания составило 2 м. Справа представлен автономный режим работы системы, когда показания БИНС корректируются на основании измерений от одометрической системы счисления пути, а также датчика магнитного курса. Уровень ошибок несколько выше – порядка 5,5 м, СКО – 4,5 м по долготе и 5,5 м по широте.

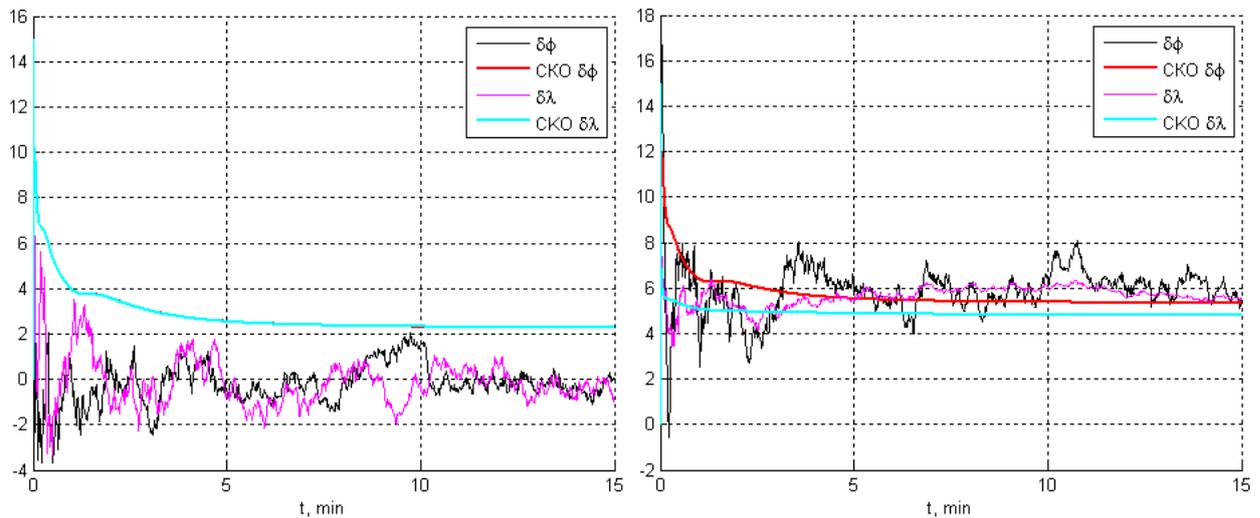


Рисунок 3. Результаты предварительного моделирования.

При моделировании были заданы следующие начальные условия: широта точки старта – 56 град, истинный угол курса – 45 град, модуль путевой скорости – 60 км/ч, время моделирования – 15 минут, начальные ошибки системы: по координатам в горизонте – 15 м, по проекциям горизонтальных скоростей – 5 м/с, ошибка выставки – 2 град по всем трем углам ориентации. При этом БИНС строилась на основе микромеханических гироскопов и акселерометров с характеристиками 70 град/час – дрейф и 1 град/час – шумовая компонента ошибок гироскопов, $10^{-3}g$ м/с² – постоянная ошибка и $10^{-3}g$ м/с² – шумовая компонента ошибок акселерометров. Шум измерений СНС – 1 м, одометра – 0,1 м, постоянная составляющая ошибки измерения угла магнитного курса – 1 град/час, шумовая составляющая ошибки измерения угла магнитного курса – 0,1 град/час.

В ходе дальнейших исследований был создан программно-аппаратный комплекс имитационного и полунатурного моделирования свойств бортового навигационного комплекса, который позволил рассмотреть следующие режимы работы:

- 1) Коррекция БИНС по измерениям от спутниковой навигационной системы и магнитного датчика курса;
- 2) Коррекция БИНС по измерениям от одометрической системы и магнитного датчика курса;

3) Коррекция БИНС по измерениям от спутниковой навигационной системы, магнитного датчика курса и измерений, основанных на неголономных ограничениях на движение объекта;

4) Коррекция БИНС по измерениям от одометрической системы, магнитного датчика курса и неголономных ограничений по скорости.

Измерения для каждого из рассматриваемых режимов имеют вид (7):

$$\vec{z}_j^i = j_{инс} - j_i = \delta j_{инс} - \delta j_i, \quad (7)$$

где $i = 1..4$ – соответствующие вышеуказанным пунктам режимы коррекции показаний БИНС, $j = \varphi(\lambda), V_c(V_B), \psi$ – величины, участвующие в формировании измерений.

Кроме указанных видов коррекции использовался алгоритмический вид коррекции – при использовании неголономных ограничений на движение объекта: предполагалось, что в отсутствие скольжения, боковая компонента скорости транспортного средства равняется нулю. Это неголономное ограничение рассматривается как одно из измерений и может быть представлено в виде:

$$z_V = V_{yc} = \delta V_{yc} = x_4 \cos \psi - x_5 \sin \psi - \Delta \psi (V_N \sin \psi + V_E \cos \psi) = x_4 \cos \psi - x_5 \sin \psi - \Delta \psi V_{нум}, \quad (11)$$

где z_V – измерение по скорости, основанное на неголономной связи, V_{yc} – полученная проекция боковой скорости, δV_{yc} – равная ей ошибка вычисления боковой скорости, x_4, x_5 – ошибки определения производных координат, связанные с горизонтальными проекциями путевой скорости, $V_{N,E}$ – проекции путевой скорости транспортного средства (ТС) на географические оси, $V_{нум}$ – модуль путевой скорости, ψ – угол курса ТС, $\Delta \psi$ – ошибка определения угла курса.

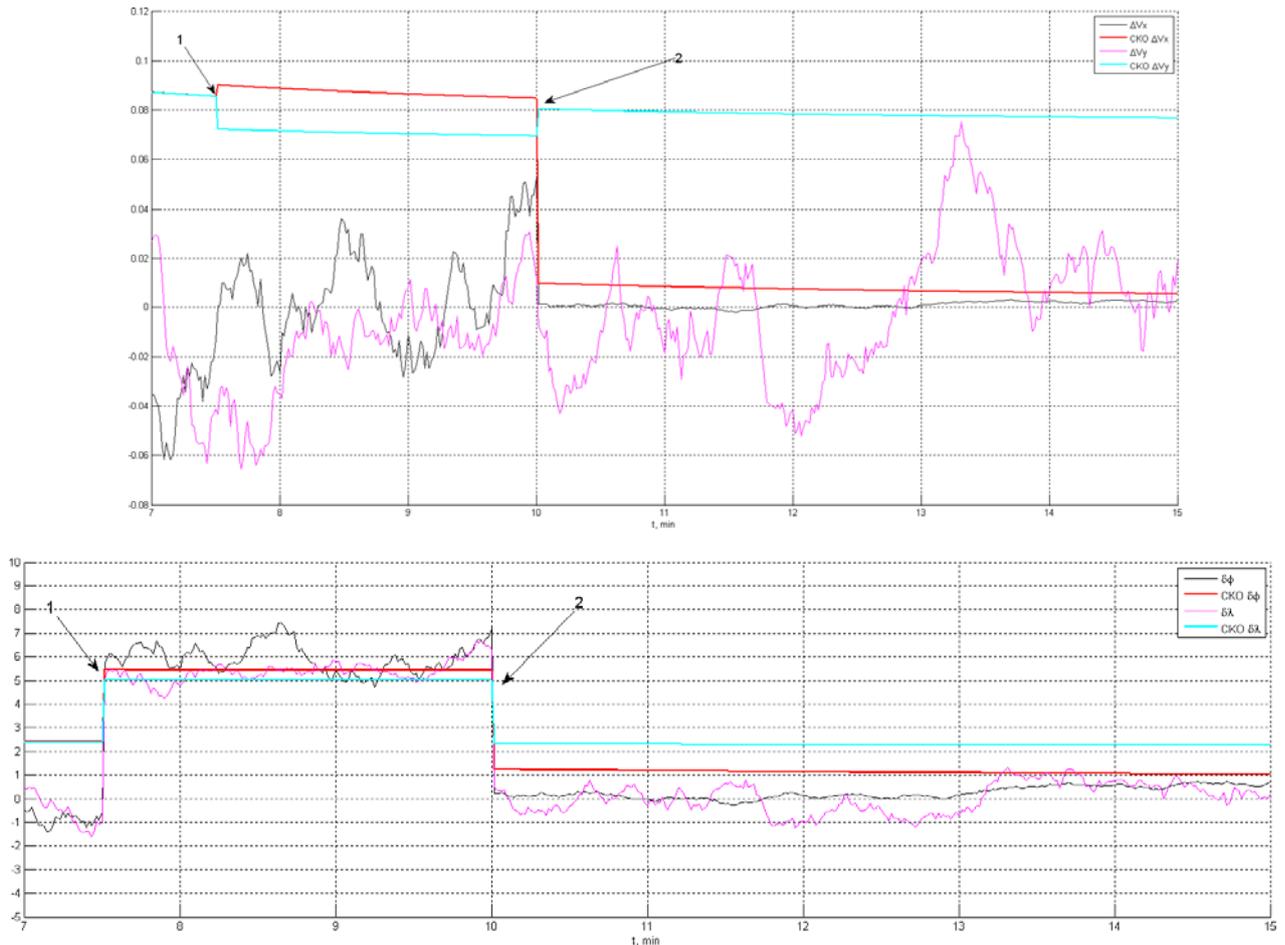


Рисунок 4. Результаты имитационного моделирования с учетом новых измерений.

На рисунке 4 представлены результаты имитационного моделирования с учетом новых измерений – на нижнем графике показаны ошибки определения плановых координат транспортного средства. Сценарий моделирования был создан таким образом, что после первоначальной работы СНС следовал интервал отсутствия спутников на некоторое время ($\sim 2,5$ минуты, отмечен цифрой «1» на графике), после чего вновь поступают измерения от спутников, но уже с учетом неголономных ограничений на движение объекта (отмечен цифрой «2» на графике). Отчетливо видно, что уровень ошибок определения координат существенно снижается и становится равным 1 м, СКО ошибок определения широты падает до уровня в 1 м. Во время отсутствия сигнала от СНС, в автономном режиме уровень ошибок достигает 5 м. Аналогичные результаты и для ошибок определения проекций скоростей – уровень ошибки в режиме коррекции только от СНС равен 0,09 м/с, и значительно снижается при включении неголономных измерений – до уровня 0,01 м/с. В автономном режиме работы ошибка порядка 0,07 м/с.

Полунатурное моделирование

С целью исследования функционирования разработанных алгоритмов в условиях, приближенных к реальным был проведен полунатурный режим моделирования, в котором предусмотрена возможность подключать к исследуемой модели имитатор спутниковых сигналов, предназначенный для имитации полных навигационных радиосигналов систем ГЛОНАСС, GPS, с учетом траектории движения потребителя. Структурная схема создания сценариев и проведения моделирования представлена на рисунке 5.

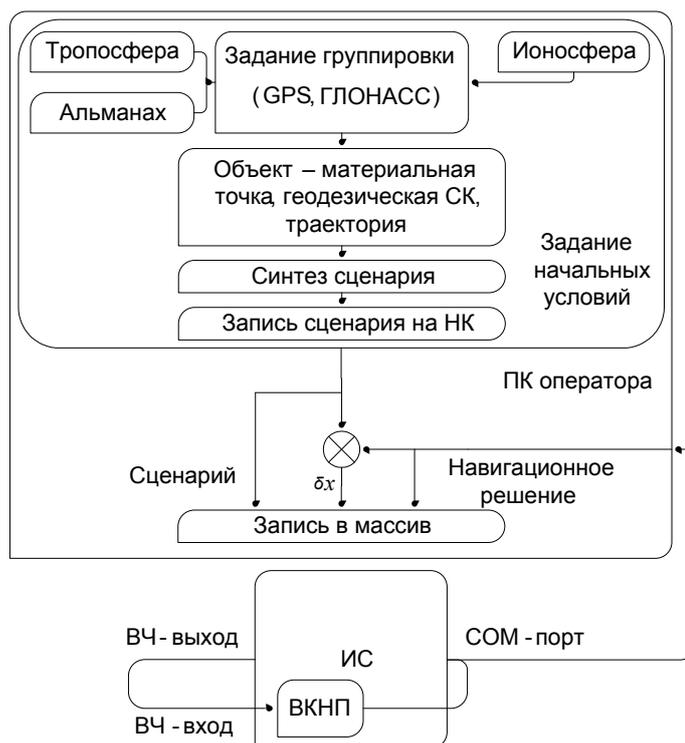


Рисунок 5. Структурная схема создания сценария и проведения моделирования

При реализации полунатурного моделирования в качестве источника навигационных данных использовался встроенный контрольный навигационный приемник (ВКНП) имитатора СН-3803М. Траектория движения объекта задавалась на ПК оператора в так называемой среде создания сценария (ССС), уравнения ошибок, и полный алгоритм навигации и ориентации БИНС – были реализованы программно. На ПК осуществлялось оценивание вектора состояния комплекса при помощи оптимального фильтра Калмана. Осуществлялось оценивание качества фильтрации, исследовалось влияние реальных ошибок СНС, задаваемых имитатором, на характеристики полученных оценок ОФК.

Анализ неадекватности математических моделей

Одним из факторов, осложняющих решение поставленной задачи, является неполнота информации о шумах в системе и корректорах. С этой целью исследовано влияние

неадекватности принятых моделей системы на точность работы оптимального фильтра. Под неадекватностью модели системы понимается неточность задания начальных условий, вида и статистических характеристик шумов системы и измерений. Были рассмотрены 2 сценария:

- неадекватность по шумам измерителя (корректора);
- неадекватность по шумам датчиков – гироскопов и акселерометров, а также одометрической системы.

Примеры поведения ОФК в условиях неадекватности задания априорных данных приведены на рисунке 6.

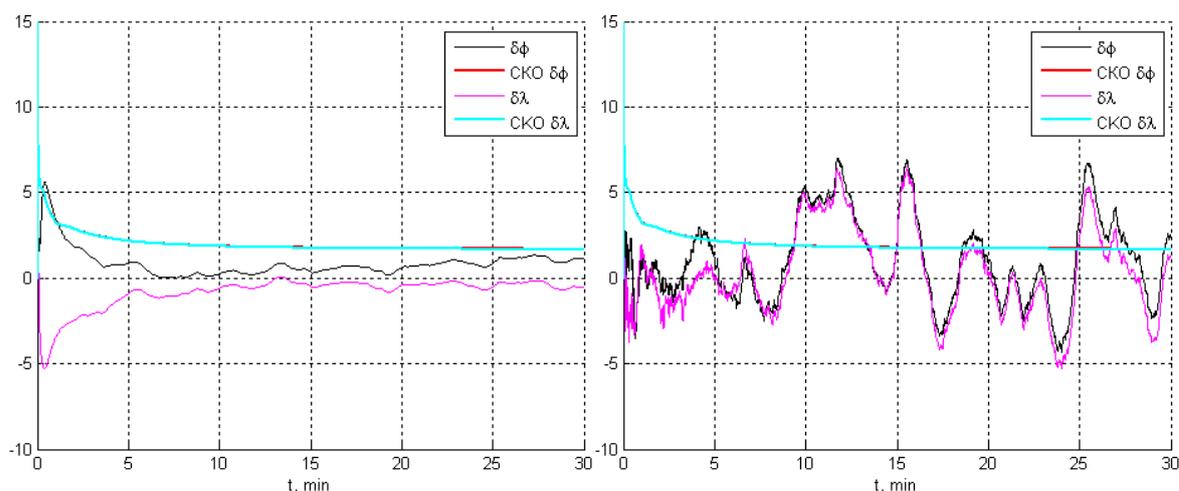


Рисунок 6. Результаты моделирования при задании неадекватных априорных данных – шумов измерений (слева) и шумов датчиков (справа).

На основе полученных расчетных данных во временной области был осуществлен переход в область параметрических зависимостей. При этом были построены характеристики чувствительности рассматриваемого процесса оценивания к различным параметрам модели системы, в частности зависимость уровня ошибок оценивания координат от неадекватности задания интенсивности шума измерений (таблица 1). При номинальных значениях интенсивности шумов корректора на срезе 15 минут уровень ошибки по координате соответствует 1 м (СКО 2,5 м).

Таблица 1.

Зависимость уровня ошибок оценивания от интенсивности шума измерений.

Параметр	Интенсивность шума измерений (коэффициент неадекватности шума)	Уровень ошибки оценки
Ошибка по координатам, м	Номинальное значение	2-3
	10-кратное увеличение интенсивности	4-8
	50-кратное увеличение интенсивности	10-20
Ошибка по	Номинальное значение	0,015-0,1

скорости, м/с	10-кратное увеличение интенсивности	0,01-0,25
	50-кратное увеличение интенсивности	0,3-0,5
Ошибка определения углов ориентации, град	Номинальное значение	0,06 (3,6 угл. мин)
	10-кратное увеличение интенсивности	0,07 (4,2 угл. мин)
	50-кратное увеличение интенсивности	0,16 (9,6 угл. мин)

Как видно из таблицы 1, на основе этой серии проведенных расчетов можно заключить, что при наличии неадекватности по шумам измерений наиболее сильные искажения испытывают оценки по координатам, в то время как оценки по скорости и угловым параметрам ухудшаются существенно меньше. Полученный результат определяется принятой структурой измерений комплекса по координатам и их динамическими связями с компонентами вектора состояния.

Во второй серии численных экспериментов исследовалось влияние неадекватности шумов системы. При изменении реальной интенсивности датчиков – гироскопов и акселерометров в широком диапазоне, и неизменной интенсивности, введенной в фильтр, были построены характеристики чувствительности – зависимость ошибки оценки от уровня неадекватности интенсивности шума датчиков. Результаты сведены в таблицу 2.

Таблица 2.

Зависимость уровня ошибок оценивания от интенсивности шума датчиков.

Параметр	Интенсивность шума системы (коэффициент неадекватности шума)	Уровень ошибки оценки
Ошибка по координатам, м	Номинальное значение	1-2,5
	10-кратное увеличение интенсивности	5-11
	50-кратное увеличение интенсивности	20-35
Ошибка по скорости, м/с	Номинальное значение	0,05-0,15
	10-кратное увеличение интенсивности	0,2-0,5
	50-кратное увеличение интенсивности	1,5-3,5
Ошибка определения углов ориентации, град	Номинальное значение	0,05-0,1 (3-6 угл. мин)
	10-кратное увеличение интенсивности	0,15-0,2 (9-12 угл. мин)
	50-кратное увеличение интенсивности	0,25-0,3 (15-18 угл. мин)

Здесь наиболее сильные искажения оценок наблюдаются как в позиционном канале, так и канале скорости, а также ухудшения оценки по позиционным параметрам, но в значительно меньшей степени.

Судя по результатам моделирования, а именно по виду графиков можно судить о работе фильтра. Активное оценивание заканчивается в течение первой минуты. Оценивание происходит стабильно на всем интервале работы ОФК, реальная ошибка оценивания не

превышает предсказанного СКО, что подтверждает работоспособность алгоритмов фильтрации.

Выводы

Опыт эксплуатации спутниковых навигационных систем показал, что использование одной только СНС в качестве единственного навигационного средства не позволяет достичь требуемого уровня целостности, необходимого для работы системы A-SMGCS. С целью решения этой проблемы бортовой комплекс дополнен другими навигационными средствами и решение ведется на основе информационной избыточности. Проведенное имитационное моделирование показало работоспособность разработанных комплексных алгоритмов обработки информации и приемлемую точность, а полунатурное моделирование – достаточную точность работы комплексной системы при условиях, близких к реальным. При работе СНС в дифференциальном режиме и выборе ее в качестве основного корректора погрешность в определении координат составляет около 1 метра (СКО по широте, долготе и высоте), что соответствует требованиям к разрабатываемой системе A-SMGCS согласно Doc 9830 AN/452 ICAO.

Результаты моделирования автономного режима функционирования бортовой БИНС (без коррекции от СНС) позволяет говорить об уровне точности, близком к поставленным требованиям. В отсутствие сигналов СНС коррекция микромеханической БИНС от бортового одометра и магнитного компаса обеспечивает коррекцию ошибок в продольном канале системы с остаточной ошибкой около 1 м (СКО) в течение десятков секунд. Наличие измерений, связанных с неголономными ограничениями, накладываемыми на движение транспортного средства, позволяет понизить уровень ошибок в направлениях, ортогональных перемещению, как в отсутствие сигналов СНС, так и при их наличии. Учитывая это, информация о боковой компоненте вычисленной скорости совместно с данными от одометра и датчика магнитного курса должна быть использована в алгоритме комплексной обработки при потере сигналов от СНС.

Работа выполнялась при поддержке гранта РФФИ №11-08-00515-а, ГК Министерства образования и науки РФ №П11012 и ГК Министерства образования и науки РФ №14.740.11.1231.

Библиографический список

1. URL: <http://www.eans.ee/4991/layout/print/>
2. «Multilateration (MLAT) Concept of use», ICAO, Edition 1.0 – September 2007

3. Yekaterina Kushko «Classification of errors in multilateration systems», «Research and technology – step into the future», 2006, Vol. 1, No. 3, P. 128
4. URL: http://www.eurocontrol.int/cascade/public/standard_page/airborneissue10.html
5. I.M. Konchenko, «Cramer-Rao lower bound for localization error analysis in multilateration system», Наука і молодь. Прикладна серія: збірник наукових праць. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – С. 10-13
6. Yekaterina Kushko «Analysis of multilateration errors», The 6th International Conference “Reliability and statistics in transportation and communication - 2006”, Session 2. Intelligent Transport Systems, P. 68-73
7. И.И. Помыкаев, В.П. Селезнев, Л.А. Дмитроченко. Навигационные приборы и системы, – М., «Машиностроение», 1983 г., 456 с.
8. Ривкин С. С., Ивановский Р. И., Костров А. В. Статистическая оптимизация навигационных систем, – Л., «Судостроение», 1976 г., 280 с.
9. Афонин А.А., Веремеенко К.К. и др. «Ориентация и навигация подвижных объектов. Современные информационные технологии»/под ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. – М.: Физматлит, 2006. 422 С.
10. И.М. Кузнецов, К.К. Веремеенко «Исследование режимов работы интегрированного автомобильного навигационного модуля для интеллектуальных транспортных систем»/СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. – 332-337 С.
11. «Малогобаритные интегрированные навигационные модули: алгоритмы и особенности структуры» Кузнецов И.М., Пронькин А.Н., Веремеенко К.К. Известия Южного федерального университета. Технические науки. 2010. Т. 104. №3. С. 245-250.
12. «Интегрированная навигационная система БПЛА: структура и исследование характеристик» Пронькин А. Н., Кузнецов И. М., Веремеенко К. К. Труды МАИ. 2010. №41. 14 С.

Сведения об авторах:

Кузнецов Иван Михайлович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

тел.: 158-48-71; e-mail: im.kyznetsov@gmail.com

Пронькин Андрей Николаевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

тел.: 158-48-71; e-mail: an.pronkin@gmail.com

Веремеенко Константин Константинович, зам. Декана, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва г., А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-40-78; e-mail: nio3@mai.ru