

УДК 681.586.325

А.Ю. Мишин, О.А. Фролова, Ю.К. Исаев, Д.А. Кляпнев

КОМПЛЕКСНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

ОАО АНПП «ТЕМП-АВИА»

Объектом исследований является комплексная информационно-измерительная система перспективного беспилотного летательного аппарата, включающая бесплатформенную инерциальную навигационную систему, прибор спутниковой навигации и радиотехническую систему измерения высоты и составляющих скорости. Целью исследований является разработка идеологии и программно-алгоритмических решений создания комплексной системы, способной непрерывно обеспечивать достоверной навигационной информацией с требуемой точностью систему управления беспилотного летательного аппарата во всех условиях его функционирования. В работе проведен синтез математических моделей инерциальных датчиков первичной информации и систем, разработаны структурно-информационная схема и логика функционирования программно-математического обеспечения комплексной системы, приведены результаты математического моделирования разработанных алгоритмов на цифровом математическом комплексе.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, беспилотный летательный аппарат, спутниковая навигация, фильтр Калмана.

Введение

В соответствие с техническим заданием на разработку комплексная навигационная система (КНС) должна осуществлять совместную обработку информации бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), прибора спутниковой навигации (ПСН) и радиотехнической системы измерения высоты и составляющих скорости (РВиС). При этом основная задача, решаемая КНС – выработка для системы управления беспилотного летательного аппарата (БПЛА) достоверной навигационной информации с требуемыми точностными и динамическими характеристиками.

Совместная обработка информации должна осуществляться с учетом свойств, характеристик и погрешностей указанных измерителей параметров движения. Использование математических моделей ДПИ, БИНС, ПСН и РВиС, адекватно характеризующих их функционирование и погрешности, позволит правильно осуществить разработку алгоритмов совместной обработки информации и провести корректное математическое моделирование и оценку точности КНС во всех условиях применения БПЛА.

Математические модели БИНС

Инерциальные датчики первичной информации, входящие в состав блока чувствительных элементов БИНС:

- трехосный блок акселерометров, измеряющий параметры линейного движения объекта относительно инерциального пространства (кажущееся ускорение \vec{a}_{k1});
- три одноосных лазерных гироскопа, измеряющих параметры углового движения объекта относительно инерциального пространства (угловую скорость $\vec{\omega}_1$).

Наиболее значимые компоненты, определяющие инструментальные ошибки:

- смещение нулевого сигнала;
- ошибка масштабного коэффициента преобразования;
- неортогональности измерительных осей датчиков;
- случайный уход.

БИНС является основным измерителем параметров траекторного движения и ориента-

ции в КНС и обеспечивает непрерывное вычисление и выдачу потребителю (системе управления БПЛА) требуемой навигационной информации [1].

При комплексировании БИНС, ПСН и РВиС в качестве уравнений состояния фильтра совместной обработки информации принимается модель ошибок КНС, включающая погрешности указанных систем. С учетом известных уравнений инерциальной навигации [2, 3] имеем следующие уравнения для ошибок БИНС в нормальной земной системе координат (без учета нелинейных составляющих и малозначащих компонент)

$$\begin{cases} \Delta \dot{\vec{R}}_g = \Delta \vec{V}_g \\ \Delta \dot{\vec{V}}_g = -\vec{\Psi} \times A_{g1} \vec{a}_{k1} + A_{g1} \Delta \vec{a}_{k1} + \Delta \vec{g}_g - 2\vec{\Omega}_g \times \Delta \vec{V}_g, \\ \dot{\vec{\Psi}} = -\vec{\Omega}_g \times \vec{\Psi} + A_{g1} \Delta \vec{\omega}_1 \end{cases}$$

где $\Delta \vec{R}_g, \Delta \vec{V}_g, \vec{\Psi}$ – вектора ошибок по местоположению, скорости и ориентации; A_{g1} – матрица ориентации нормальной земной системы координат относительно связанной; $\Delta \vec{g}_g$ – ошибка определения ускорения силы тяжести; $\vec{\Omega}_g$ – угловая скорость вращения Земли; $\Delta \vec{a}_{k1}, \Delta \vec{\omega}_1$ – инструментальные ошибки акселерометров и гироскопов.

Математическая модель ПСН

Прибор спутниковой навигации ПСН выдает по стандартному протоколу с частотой 1 Гц пакеты навигационной информации с параметрами траекторного движения объекта (координаты, скорости), параметры привязки информации ко времени их расчета (метка времени), расчетное значение среднеквадратического отклонения ошибки координат, признаки готовности и достоверности данных.

Исследования характеристик ПСН в составе комплекса наземной обработки позволяют сформировать следующую модель ошибок навигационной информации:

- систематическая составляющая погрешности координат (2σ) – не более 2 м;
- систематическая составляющая погрешности высоты (2σ) – не более 12 м;
- случайная составляющая погрешности координат (2σ) – не более 1 м;
- систематическая составляющая погрешности по скорости (2σ) – не более 0,05 м/с;
- случайная составляющая погрешности по скорости (2σ) – не более 0,03 м/с.

Случайная составляющая ПСН по проекциям вектора скорости имеет характер «белого» шума с периодом дискретизации 1 с. Случайная составляющая ПСН по координатам местоположения соответствует выходу формирующего фильтра 2-го порядка с постоянной времени примерно 30 с.

Кроме приведенных статистических характеристик ПСН имеет запаздывание в выдаче навигационной информации о скорости движения, которое составляет около 1,1 с. Запаздывание ПСН по координатам не выявлено.

Математическая модель РВиС

Радиосистема измерения высоты и составляющих путевой скорости РВиС выдает данные о текущей геометрической высоте объекта и составляющих V_x, V_z путевой скорости в проекциях на связанные оси объекта (оси, связанные с антенной системой), признаки исправности и достоверности информации.

Погрешности измерения высоты РВиС в соответствие с Протоколом информационного взаимодействия с РВиС составляют (3σ) ($0,7 + 0,03 H_{\text{тек}}$), м, где $H_{\text{тек}}$ – текущая высота движения. Погрешности измерения составляющих скорости составляют (3σ) ($0,5 + 0,005 V$), м/с, где V – модуль скорости движения.

В соответствие с материалами разработчика канал измерения высоты имеет запаздывание в выдаче информации о текущей высоте полета $\tau_h = 3,5$ мс. Канал измерения составляющих путевой скорости имеет запаздывание на уровне $\tau_v = 400$ мс.

РВиС выдает проекции путевой скорости на оси, связанные с антенной системой, при этом из-за неточности установки и привязки БИНС и антенной системы в составе изделия, ориентация данного трехгранника может отличаться от связанных осей БИНС на углы порядка десятков угловых минут. Алгоритм комплексирования с РВиС должен строиться с учетом возможности идентификации углов рассогласования связанных осей БИНС и РВиС.

Алгоритмы комплексирования БИНС и ПСН

Наиболее широкое использование в алгоритмах комплексирования находят методы динамической фильтрации Калмана [3, 4]. При формировании уравнений фильтра совместной обработки информации используется модель ошибок комплексной системы, при этом модель ошибок БИНС применяется в качестве уравнения состояния комплексующего фильтра КНС, а ошибки ПСН входят в уравнение измерений в качестве шумов.

Формирование уравнений состояния комплексующего фильтра производится применительно к конкретному типу объекта применения КНС – БПЛА, исходя из его тактико-технических характеристик и условий применения. При формировании уравнений состояния комплексующего фильтра используем следующую обобщенную модель ошибок [5]

$$\begin{cases} \Delta \dot{\vec{V}}_g = -\vec{\Psi} \times A_{g1} \vec{a}_{k1} + \vec{\xi}_V, \\ \dot{\vec{\Psi}} = \vec{\xi}_\Psi \\ \dot{\tau}_{сн} = 0 \end{cases}$$

где $\vec{\xi}_V, \vec{\xi}_\Psi$ – возмущения по скорости и ориентации, $\tau_{сн}$ – интервал запаздывания.

Вектор состояния X фильтра включает ошибки БИНС по горизонтальным составляющим скорости, все компоненты ошибок ориентации и интервал времени запаздывания информации ПСН, а вектор возмущений включает шумы БИНС по скорости и ориентации. В качестве измерений принимаются ошибки по горизонтальным составляющим скорости.

Алгоритмы комплексирования с РВиС

При разработке алгоритма комплексирования с РВиС можно принять несколько допущений, следующих из логики функционирования КНС: комплексирование БИНС с ПСН имеет более высокий приоритет, чем комплексирование с РВиС; начальная выставка и комплексирование с ПСН позволяют произвести оценку и компенсацию ошибок ориентации до уровня нулевых сигналов акселерометров с точностью порядка 10 угл. мин.; нескомпенсированный дрейф и погрешности масштабного коэффициента лазерных гироскопов в процессе автономного полета БПЛА могут привести к дополнительным ошибкам ориентации не более 5-10 угл. мин.

С учетом приведенных допущений, целесообразно в алгоритме комплексирования с РВиС не производить оценивание и компенсацию ошибок ориентации. Таким образом, можно сформировать следующие уравнения состояния

$$\begin{cases} \Delta \dot{\vec{V}}_g = -A_{g1} \cdot \vec{\gamma} \times (\vec{V}_{pvc} + \vec{a}_{k1} \tau_{pvc}) \\ \dot{\vec{\gamma}} = \vec{\xi}_\gamma \\ \dot{\tau}_{pvc} = 0 \end{cases}$$

В указанной системе уравнений $\Delta \vec{V}_g$ – разность между соответствующими проекциями скорости КНС и РВиС, A_{g1} – матрица ориентации связанных осей относительно навигационных (в плоскости горизонта - определяется только углом курса), \vec{a}_{k1} – кажущееся ускорение, измеряемое акселерометрами, $\vec{\gamma}$ - вектор-угол рассогласования осей БИНС и РВиС.

Вектор состояния динамической системы включает в себя ошибки по горизонтальным составляющим скорости, ошибку рассогласования осей и время задержки информации РВиС, в качестве измерений принимаются разности соответствующих проекций по скорости.

Условия проведения моделирования КНС на ЦКМ

Моделирование КНС на ЦКМ проводится в несколько этапов, для моделирования используются типовые траектории движения БПЛА. В качестве иллюстрационного материала на рис. 1 приведены графики проекций скорости и углы ориентации объекта в процессе движения по траектории.

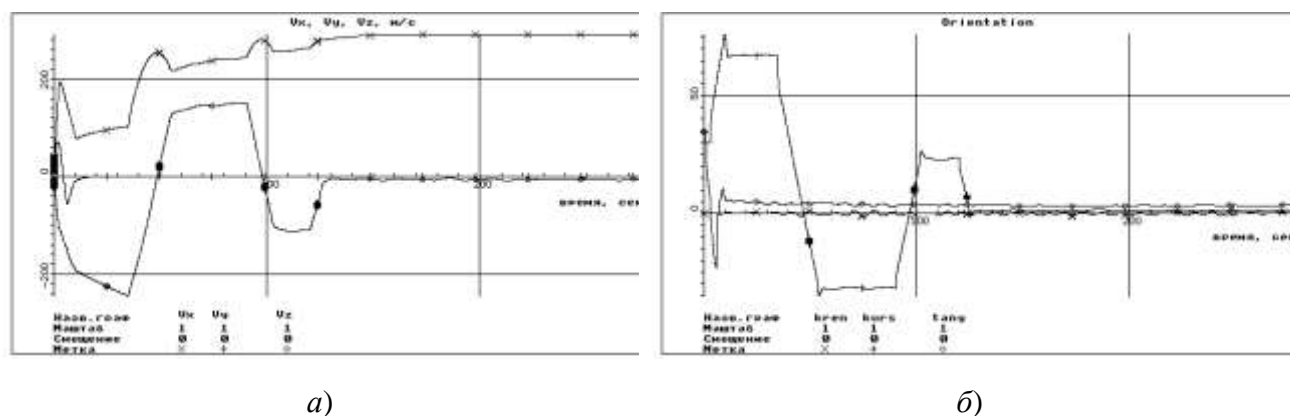


Рис. 1. Условия моделирования:
а – проекции скорости; б – углы ориентации

Результаты комплексирования с ПСН

В табл. 1 приведены результаты статистического моделирования алгоритмов КНС с принятыми математическими моделями ДПИ, БИНС и ПСН. В таблице приведены математические ожидания (МО) и среднеквадратические отклонения (СКО) ошибок (880 реализаций) по координатам на момент включения алгоритма комплексирования с ПСН (примерно 150 с от начала движения) и максимальные ошибки КНС на траектории при коррекции от ПСН.

Типовые графики изменения ошибок КНС по проекциям координат, скорости и ориентации в процессе траекторного движения приведены на рис. 2.

Таблица 1

Ошибки КНС (комплексирование с ПСН)

Ошибки на момент включения АКС						Максимальные ошибки по траектории					
ΔR_x , м		ΔR_y , м		ΔR_z , м		ΔR_x , м		ΔR_y , м		ΔR_z , м	
МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО
-2,7	165,5	3,8	40,3	-8,0	295,3	-1,3	10,1	-3,4	12,1	-0,4	13,2

С учетом принятой математической модели погрешностей информации ПСН, СКО погрешностей КНС по местоположению не превышает 15 м по каждой проекции координат, что в несколько раз перекрывает требования по допустимой точности КНС при работе с ПСН.

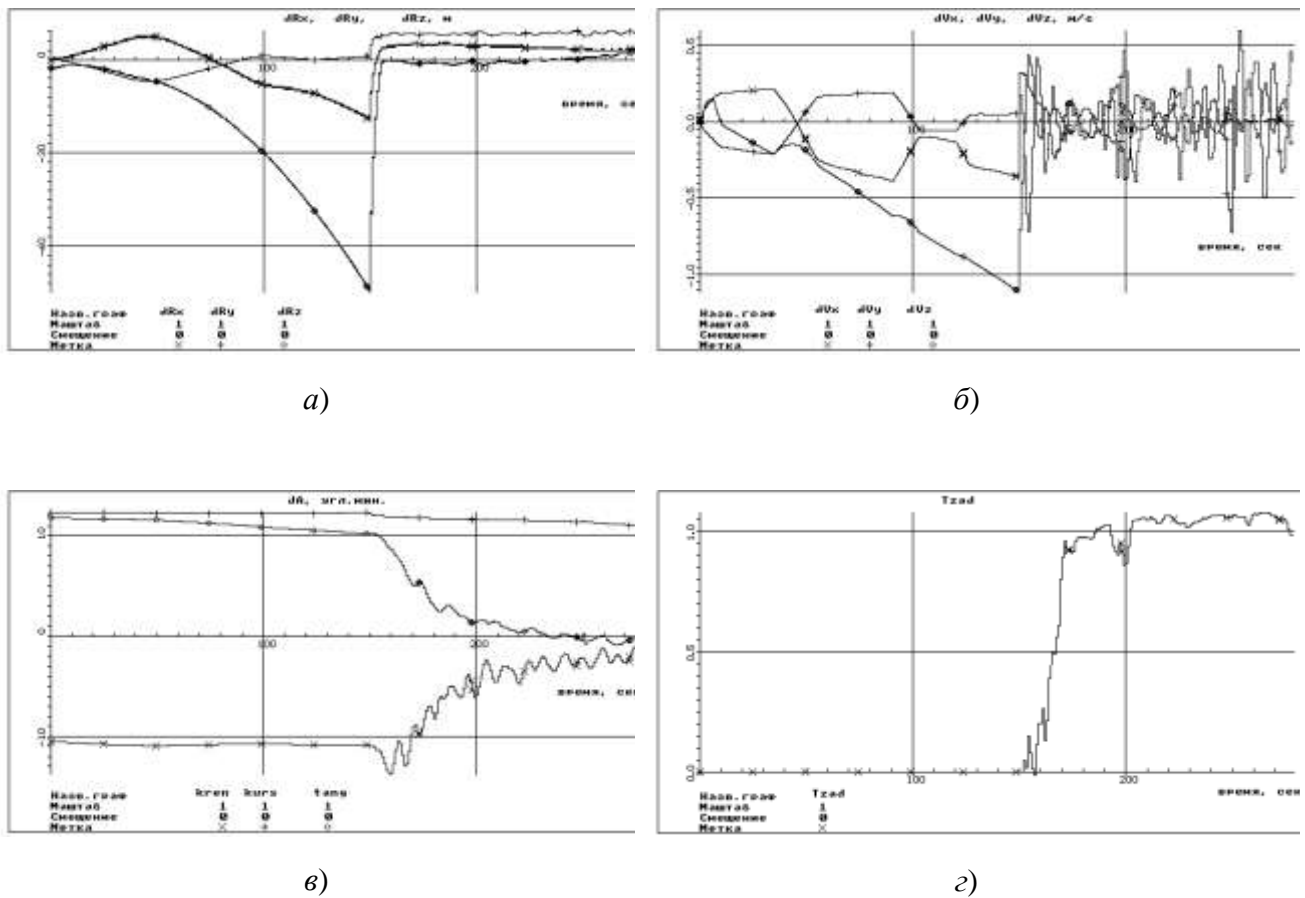


Рис. 2. Характеристики алгоритма комплексирования с ПСН:
 а – ошибки по координатам местоположения; б – ошибки по проекциям скорости;
 в – ошибки по ориентации; з – оценка интервала времени запаздывания

Результаты комплексирования с РВиС

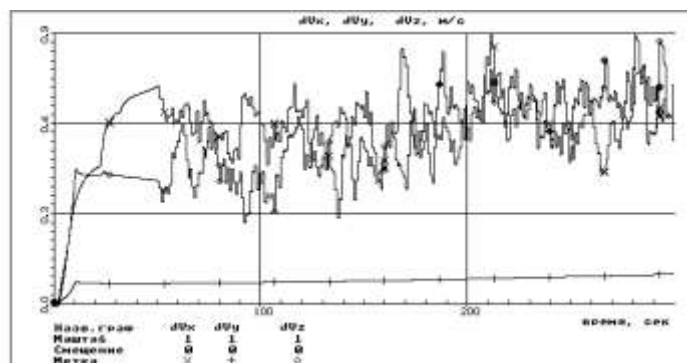
В табл. 2 приведены результаты статистического моделирования алгоритмов комплексирования с РВиС: математические ожидания и среднеквадратические отклонения ошибок (230 реализаций) по координатам на момент приведения в заданную точку и максимальные ошибки КНС по скорости при коррекции от РВиС.

Типовые графики изменения ошибок КНС приведены на рис. 3.

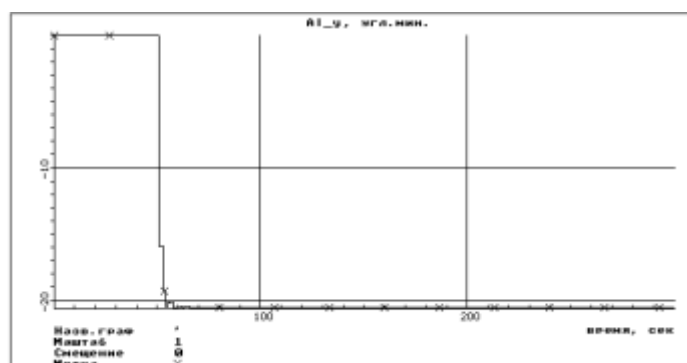
Таблица 2

Ошибки КНС (комплексирование с РВиС)

Ошибки на конечный момент движения						Максимальные ошибки по скорости					
ΔR_x , м		ΔR_y , м		ΔR_z , м		ΔV_x , м/с		ΔV_y , м/с		ΔV_z , м/с	
МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО	МО	СКО
6,8	301,0	-0,5	103,0	171,0	103,0	0,02	1,3	0,01	0,4	1,0	0,17



а)



б)

Рис. 3. Характеристики алгоритма комплексирования с РВиС:
 а – ошибки по проекциям скорости; б – оценка угла рассогласования осей

На момент появления информации РВиС ошибки КНС по скорости стабилизируются, нарастание ошибок по координатам происходит линейно. СКО максимальных ошибок по скорости не превышает 1,5 м/с, что удовлетворяет требованиям по точности.

Выводы

В процессе работ по созданию, испытанию и исследованию алгоритмов комплексной навигационной системы БПЛА получены следующие результаты:

1. Разработаны и исследованы математические модели подсистем КНС: инерциальных датчиков первичной информации, БИНС, ПСН и РВиС.
2. Разработаны общие алгоритмы и логика взаимодействия алгоритмов внутри функционального программного обеспечения КНС.
3. Разработаны математические алгоритмы комплексирования БИНС с ПСН и РВиС.
4. Разработан цифровой комплекс математический ЦКМ, включающий модели подсистем и позволяющий проводить отработку алгоритмов КНС и оценку точностных характеристик.
5. Проведено математическое моделирование алгоритмов КНС на ЦКМ с использованием реальных траекторий движения объекта БПЛА. Результаты математического моделирования подтверждают выполнение требований по точности, предъявляемых к КНС.

Библиографический список

1. **Бабич, О.А.** Обработка информации в навигационных комплексах / О.А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.

2. **Андреев, В.Д.** Теория инерциальной навигации. Автономные системы / В.Д. Андреев. – М.: Наука, 1966. – 579 с.
3. **Кузовков, Н.Т.** Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н.Т. Кузовков, О.С. Салычев. – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.
4. **Степанов, О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1 / О.А. Степанов. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ Электроприбор, 2009. – 496 с.
5. **Мишин, А.Ю.** Алгоритмы комплексной инерциально-спутниковой навигационной системы для подвижных объектов с малым временем работы: дисс. ... на соискание ученой степени канд. техн. наук. – Н.Новгород, 2002. 143 с.

*Дата поступления
в редакцию 06.07.2010*

A.Yu. Mishin, O.A. Frolova, Yu.K. Isaev, D.A. Klyapnev

AIRCRAFT INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM

The subject for this study is an integrated data measurement system for an advanced uninhabited air vehicle (UAV) which consists of a strapdown inertial navigation system, a satellite navigation unit and a radio instrument system for velocity component and altitude measurement. The aim of this study is to create a concept and software algorithmic solutions for building of the integrated system that can provide the UAV control system with valid navigation data having the proper accuracy under diverse operation environments. In this paper the mathematic models for the inertial data sensors / systems are synthesized, the data flow diagram and operation logic for the integrated system software are developed, the results of the synthesized algorithm simulation using the digital computer system are given.

Key words: strapdown inertial navigation system, uninhabited air vehicle, satellite navigation, Kalman filter.