

Интегрированная навигационная система БПЛА: структура и исследование характеристик

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

Аннотация

В статье рассматривается интегрированная навигационная система беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), предлагается ее структура, и исследуются основные характеристики. Исследование свойств системы ведется по разработанной методике на программном комплексе имитационного и полунатурного моделирования. Проведено моделирование захода БПЛА на посадку в режиме коррекции бесплатформенной инерциальной системы (БИНС) от спутниковой навигационной системы (СНС) и псевдоспутников (ПС). Исследовано влияние использования сигналов ПС на точность навигационного решения СНС. Представлены результаты комплексной обработки навигационной информации в интегрированной навигационной системе.

Ключевые слова:

Беспилотный летательный аппарат, Инерциальная навигационная система, микромеханические датчики, спутниковая навигационная система, оптимальная обработка информации, интегрированная навигационная система.

Постановка задачи

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) являются быстроразвивающимся сегментом авиационной техники, способным решать различные задачи: мониторинга различных территорий, доставки грузов, обеспечения теле- и радиосвязи и многие другие. Решение задач навигации и ориентации является одной из ключевых проблем при управлении подвижными объектами различного назначения, и, в частности, БПЛА. Системы, способные решать такие задачи на борту современных аппаратов, объединяются в единый информационно-управляющий комплекс, ядром которого является система ориентации и

навигации. Общее направление в развитии беспилотных объектов за последние десятилетия – миниатюризация объектов в целом, благодаря использованию новой элементной базы и чувствительных элементов, повышение точности и надежности определения параметров движения в целях гарантии безопасности и эффективности эксплуатации аппаратов. Основным путем повышения точности и надежности является создание комплексов, в которых необходимый результат достигается за счет обеспечения избыточности информации, оптимальных методов ее обработки, оптимизации управляющей части бортового комплекса. Переход к микро- и наномеханике является общей стратегией развития в современной промышленности, что применительно к инерциальным навигационным системам наиболее ярко отражается в переходе к микромеханическим инерциальным датчикам. Данный подход позволяет получить существенный выигрыш в массогабаритных характеристиках аппаратуры, снизить ее энергопотребление и повысить надежность. Другой особенностью такого подхода является использование спутниковых навигационных систем (СНС) в качестве недорогого, надежного корректора, точность которого может быть повышена за счет использования наземных дополнений и, в частности, псевдоспутников (ПС).

Структура и алгоритмы

В состав разрабатываемой системы должны входить элементы, отвечающие широкому спектру требований, включающих высокие показатели надежности и точностные характеристики.

В настоящее время одной из наиболее широко применяемых в авиации навигационных систем является инерциальная навигационная система (ИНС), отличающаяся высокой стабильностью показаний на ограниченном интервале времени, высокой помехозащищенностью и полной автономностью работы. Однако существенным ее недостатком является рост ошибок со временем. Это явление связано, прежде всего, с наличием инструментальных дрейфов гироскопов, и требуется принятие специальных мер для ограничения роста ошибок.

Одним из наиболее перспективных средств коррекции для ИНС является СНС. Этот класс навигационных систем является наиболее точным из всех бортовых средств, хорошо сопрягается с другими бортовыми системами, относительно дешев и быстро развивается. При использовании оптимальной обработки информации появляется возможность создания комплексных инерциально-спутниковых систем, объединяющих достоинства ИНС и СНС.

В качестве наземного дополнения СНС, повышающего точность и достоверность данных, могут использоваться ПС, играющие существенную роль в обеспечении требуемых характеристик при заходе БПЛА на посадку.

Для совместной обработки информации от выбранных навигационных систем, предложена и реализована слабосвязанная схема на базе оптимального фильтра Калмана, подразумевающая как выработку независимых решений в бесплатформенной ИНС (БИНС) и СНС, так и комплексного решения, получаемого на основе фильтра Калмана по данным СНС и БИНС. Указанный фильтр на основе данных от СНС-приемника формирует оценку вектора состояния, включающего ошибки БИНС и инструментальные погрешности ее датчиков, и производит коррекцию БИНС. Структура такой системы показана на рисунке 1.

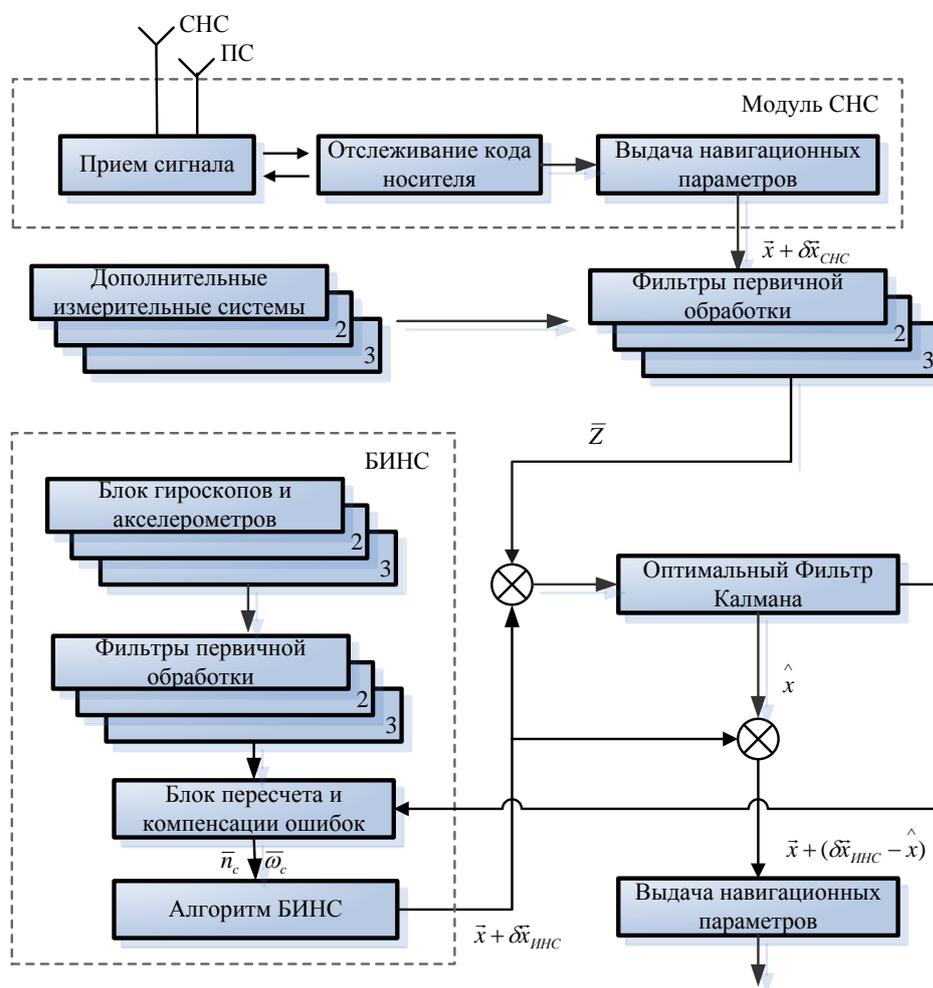


Рисунок 1. Слабосвязанная схема

К базовым алгоритмам, реализуемым в системе ориентации и навигации, относятся алгоритмы БИНС. Источниками информации для этих алгоритмов выступают два двухосных акселерометра и три датчика угловых скоростей. Данные о начальных значениях координат и скорости передаются в алгоритм БИНС от СНС-приемника. На основе полученных данных

в БИНС решается основное уравнение навигации (1), определяются координаты, скорости и углы ориентации [1].

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} V_e \\ V_c \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & (\Omega_z + 2 \cdot u_z) & -(\Omega_y + 2 \cdot u_y) \\ -(\Omega_z + 2 \cdot u_z) & 0 & \Omega_x \\ (\Omega_y + 2 \cdot u_y) & -\Omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_e \\ V_c \\ V_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $V_{e,c,z}$ – проекции линейной скорости ЛА на оси географической системы координат, $\Omega_{x,y,z}$ – проекции абсолютной угловой скорости вращения ЛА на оси географической системы координат, $n_{x,y,z}$ – проекции кажущегося ускорения ЛА на оси географической системы координат, $u_{y,z}$ – северная и вертикальная составляющие угловой скорости вращения Земли.

В приемнике СНС определяются координаты потребителя, и вектор выходных параметров будет иметь следующий вид:

$$\bar{X}_{СНС} = [\varphi \quad \lambda \quad h \quad V_e \quad V_c \quad V_z]^T \quad (2)$$

Оптимальный фильтр Калмана требует описания системы в пространстве состояний, причем полная модель должна быть представлена уравнениями состояния (в нашем случае - уравнениями ошибок БИНС) и уравнениями измерений:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = F\bar{x} + B\bar{u} + G\bar{w} \\ \bar{z} = H\bar{x} + \bar{v} \end{cases} \quad (3)$$

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 БИНС и СНС по координатам и скорости.

Вектор состояния имеет вид:

$$\bar{x} = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5 \quad x_6 \quad \alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta n_1^c \quad \Delta n_2^c \quad \Delta n_3^c \quad \Delta \Omega_1^c \quad \Delta \Omega_2^c \quad \Delta \Omega_3^c]^T, \quad (4)$$

где, x_1, x_2, x_3 – ошибки определения координат и высоты БИНС, x_4, x_5, x_6 – производные компонент x_1, x_2, x_3 , α, β, γ – угловые погрешности ориентации измерительного трёхгранника относительного вычисленного, $\Delta n^c, \Delta \Omega^c$ – постоянная составляющая инструментальной ошибки акселерометров и гироскопов соответственно [3].

Результаты предварительного моделирования, проведенные с использованием разработанных алгоритмов, показали их работоспособность и достаточную точность комплексного режима [4]. В ходе дальнейших работ был создан программно-аппаратный

комплекс для исследования свойств инерциально-спутниковых систем, на котором были проведены дополнительные исследования свойств разработанной интегрированной системы. Результаты этих исследований приведены ниже. Следует отметить, что созданный комплекс может быть использован как при проведении научных исследований, так и для учебного процесса, в частности, при проведении лабораторных работ или самостоятельной учебно-исследовательской работы студентами старших курсов в рамках курсового и дипломного проектирования.

Структура программного комплекса, реализующая методику имитационного и полунатурного моделирования, представлена на рисунке 2.

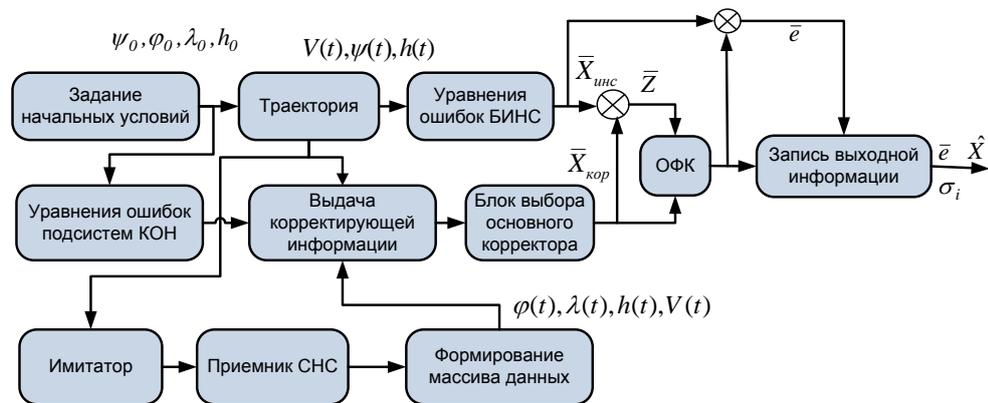


Рисунок 2. Структура программного комплекса имитационного и полунатурного моделирования

Структура комплекса полунатурного моделирования отличается от имитационного наличием дополнительных модулей – «Имитатор», «Приемник СНС» и «Формирование массива данных». В первом из перечисленных модулей с использованием промышленного имитатора сигналов на основании заданной траектории формируются реальные сигналы – дальномерный код – спутниковой навигационной системы. Модуль «Приемник СНС» представляет собой реальную плату, которая на основании полученного кода выдает навигационное решение. В качестве такого приемника может использоваться как встроенный в имитатор контрольный навигационный приемник, так и любая внешняя навигационная аппаратура. В блоке «Формирование массива данных» полученная информация формируется в единый массив данных для последующей обработки.

Моделирование и анализ результатов

Имитационное моделирование проводилось в среде MATLAB 7.6.0, которая является на сегодняшний день одним из мощнейших инструментов в решении инженерных задач.

Аппаратная часть комплекса представлена имитатором сигналов (ИС) спутниковых навигационных систем (СНС) ГЛОНАСС, GPS, GALILEO СН-3803М производства ЗАО «КБ НАВИС», предназначенным для проверки и испытаний навигационной аппаратуры потребителей (НАП) различного назначения на соответствие заданным техническим требованиям на этапе разработки, производства, сертификации, эксплуатации, при проведении регулировочных и ремонтных работ, в том числе в составе интегрированных навигационно-управляющих систем.

Начальные условия при моделировании задавались следующими параметрами: начальная скорость $V_0=130$ [км/ч]; скорость при посадке $V_k=80$ [км/ч]; ускорение $a=-0.0116$ [м/с²]; начальная высота $H_0=153$ [м]; высота ВПП $H=0$ [м]; угол наклона глиссады $\Theta=2,5^\circ$; начальные координаты БПЛА $\varphi_0=0^\circ, \lambda_0=0^\circ$; постоянный дрейф гироскопов $\Delta\Omega^{const}=700^\circ/\text{сек}$; случайная составляющая дрейфа $\delta\Omega=30^\circ/\text{сек}$; постоянная ошибка акселерометра $\Delta n^{const}=10^{-3}g$; случайная ошибка акселерометра $\delta n=0,5 \cdot 10^{-2}g$; начальная ошибка определения углов ориентации $\alpha=\beta=5^\circ, \gamma=10^\circ$; начальная ошибка в определении координат 10 [м]; начальная ошибка в определении проекций путевой скорости 1 [м/сек] время моделирования $T=20$ [мин]; шаг интегрирования $\Delta t=0,1$ [сек]; угол возвышения навигационного спутника $El \leq$ больше 10° ; дисперсия ошибок определения координат навигационным спутником в зените $\sigma=5$ [м], дисперсия ошибок определения координат псевдоспутником $\sigma=1$ [м].

Рассматривались варианты с различным числом и расположением ПС.

1) Моделирование полета с сигналом от одного псевдоспутника

При моделировании посадка БПЛА осуществлялась с коррекцией БИНС по сигналам от навигационных спутников и одного псевдоспутника, среднеквадратичное отклонение (СКО) определения координат которым составляло 1 м. Интенсивность шума корректора вычислялась на каждом шаге дискретизации в соответствии изменяющейся геометрией рабочего созвездия. В качестве исследуемых параметров были выбраны геометрический фактор (ГФ) горизонтального канала (HDOP), ГФ в вертикальном канале (VDOP).

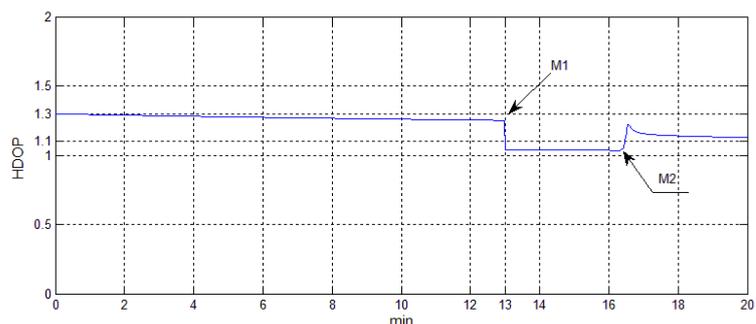


Рисунок 3. ГФ в горизонтальном канале (HDOP)

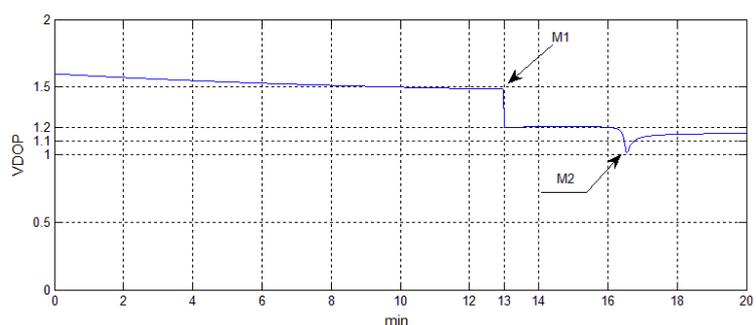


Рисунок 4. ГФ в вертикальном канале (VDOP)

На рисунках 3 и 4 отображены факторы ухудшения определения координат в горизонтальной (HDOP) и вертикальной (VDOP) плоскостях соответственно. Псевдоспутник был расположен на расстоянии 100 метров от торца взлетно-посадочной полосы (ВПП). На 13 минуте (точка M1) БПЛА входит в зону действия псевдоспутника. HDOP скачком уменьшается с величины 1,25 до 1,05, VDOP скачком уменьшается с величины 1,5 до 1,2. При прохождении на минимальном расстоянии от псевдоспутника (перпендикуляр от оси ВПП проходящий через точку расположения псевдоспутника, точка M2) HDOP скачком увеличивается до 1,2 и затем устанавливается на значения 1,1. VDOP имеет обратную зависимость: при прохождении на минимальном расстоянии от псевдоспутника значение VDOP скачком уменьшается до 1 и устанавливается на значения 1,15. Это связано с геометрией расположения псевдоспутника относительно БПЛА и рабочего созвездия спутников.

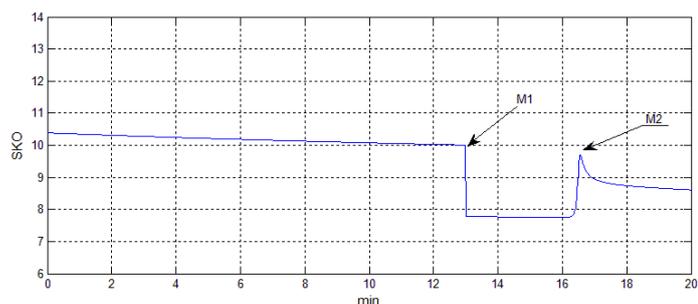


Рисунок 5. SKO определения координат в горизонтальной плоскости

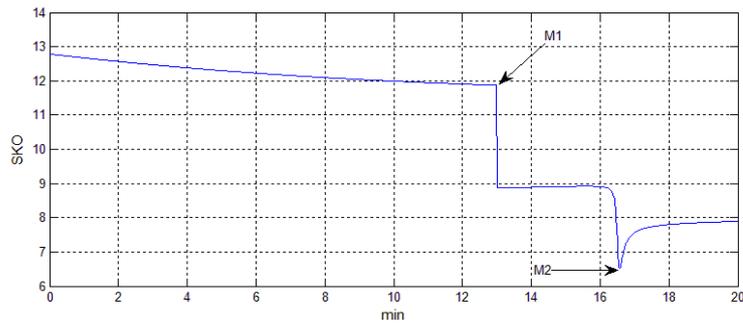


Рисунок 6. СКО определения координат в вертикальной плоскости

На рисунках 5 и 6 отображены СКО ошибок определения координат в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно. При попадании БПЛА в зону действия псевдоспутника (точка M1), значение СКО определения координат в горизонтальной плоскости уменьшается скачком с величины 10 метров до 7,8 метров, после прохождения точки M2, значение СКО возрастает до значения 8,7 метров, при этом качественно график совпадает с графиком HDOP. График СКО определения координат в вертикальной плоскости качественно совпадает графиком VDOP, в зоне действия псевдоспутника, значение СКО уменьшается с величины 12 метров до 9 метров (точка M1), после прохождения точки M2, значение СКО устанавливается на 8 метрах.

2) Моделирование полета с сигналом от двух псевдоспутников

При моделировании этого случая посадка БПЛА осуществлялась с коррекцией БИНС по сигналам от навигационных спутников и двух псевдоспутников. На рисунке 7 показана схема расположения псевдоспутников относительно ВПП.

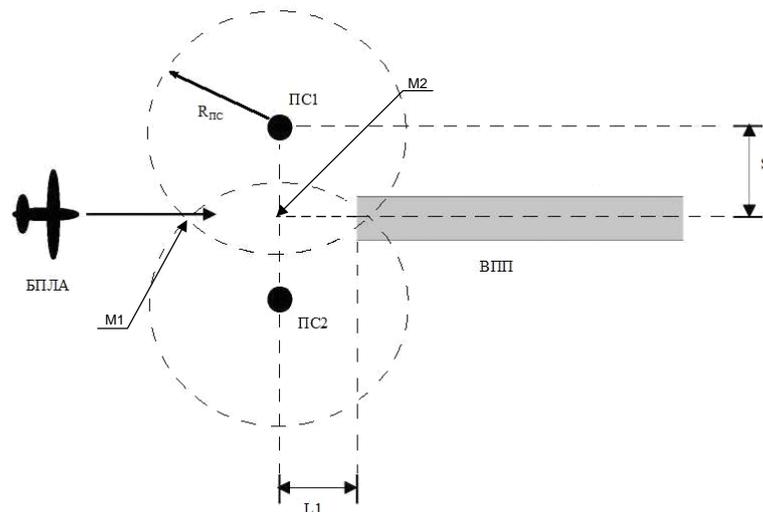


Рисунок 7. Схема имитационного полета

Дополнительно были введены сигналы от двух псевдоспутников с СКО ошибки определения координат 1 м. Зона действия псевдоспутников с радиусом действия $R_{ПС}$ вводилась условно, таким образом, чтобы зона действия сигнала гарантированно охватывала точку касания ВПП летательным аппаратом.

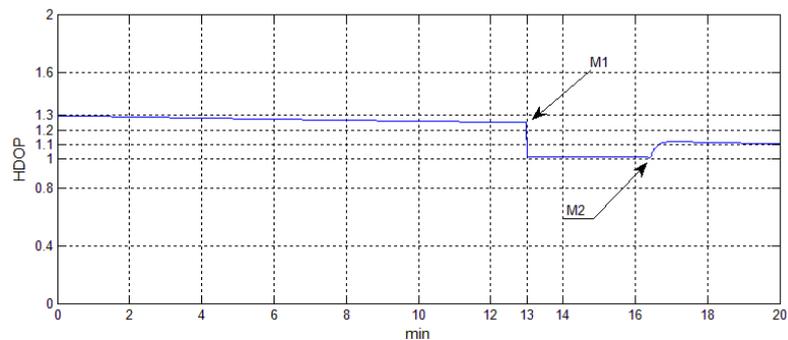


Рисунок 8. ГФ в горизонтальном канале (HDOP)

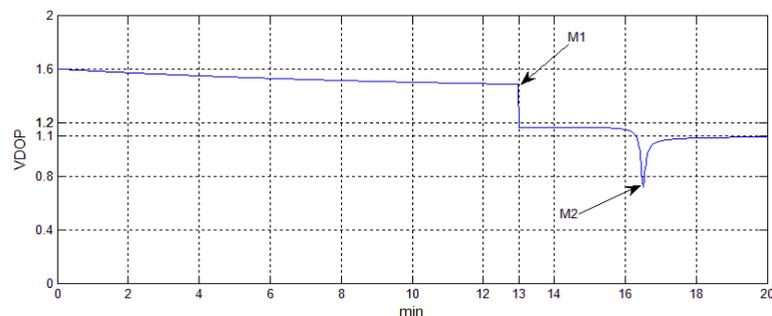


Рисунок 9. ГФ в вертикальном канале (VDOP)

На рисунках 8 и 9 отображены геометрические факторы в горизонтальной (HDOP) и вертикальной (VDOP) плоскостях соответственно. Псевдоспутники были расположены на расстоянии S , которое составляло 100 метров. На 13 минуте (точка M1) БПЛА входит в зону действия псевдоспутника. HDOP скачком уменьшается с величины 1,25 до 1, VDOP скачком уменьшается с величины 1,5 до 1,15. При прохождении точки M2 HDOP и VDOP устанавливаются на значениях 1,1. Это связано с геометрией расположения псевдоспутника относительно БПЛА.

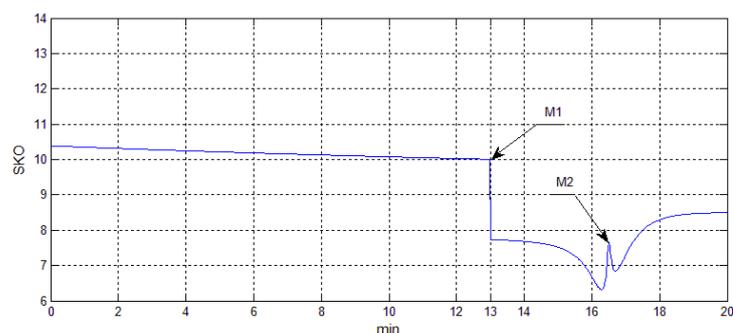


Рисунок 10. СКО определения координат в горизонтальной плоскости

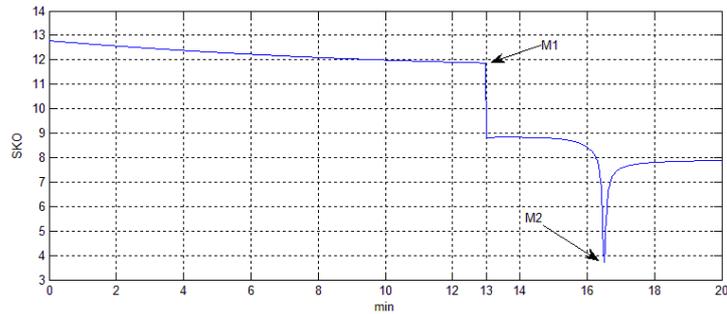


Рисунок 11. СКО определения координат в вертикальной плоскости

На рисунках 10 и 11 отображены СКО определения координат в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно. При пересечении БПЛА точки M1, значение СКО определения координат в горизонтальной плоскости уменьшается скачком со значения 10 метров до 7,8 метров, при приближении к точке M2, значение СКО уменьшается до значения 6,4 метра при пересечении M2, из-за особенности геометрии, значение СКО возрастает скачком до значения 7,6 метров и окончательно устанавливается на значении 8,5 метров. График СКО определения координат в вертикальной плоскости качественно совпадает с графиком изменения VDOP, в зоне действия псевдоспутника, значение СКО уменьшается с значения 12 метров до 9 метров (точка M1), после пересечения точки M2, значение СКО скачком уменьшается до 4 метров и окончательно устанавливается на значении 8 метров.

Очень важно оценить влияние такого сложного характера ошибок СНС на поведение оценок ОФК. Это влияние было промоделировано при использовании сигнала от одного псевдоспутника.

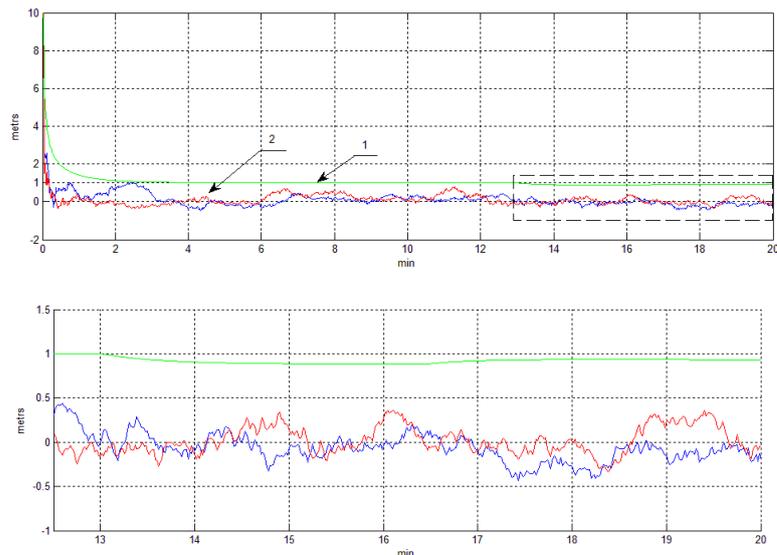


Рисунок 12. Ошибка оценивания в горизонтальном канале при использовании сигнала от одного псевдоспутника. 1 – СКО ошибок оценивания; 2 – ошибка оценивания долготы и широты

Из графика 12 видно, что оценивание проходит стабильно на всем интервале моделирования с начального значения 10 метров до уровня 1 метр. При попадании БПЛА в зону действия псевдоспутника СКО уменьшается до 0,8 метров.

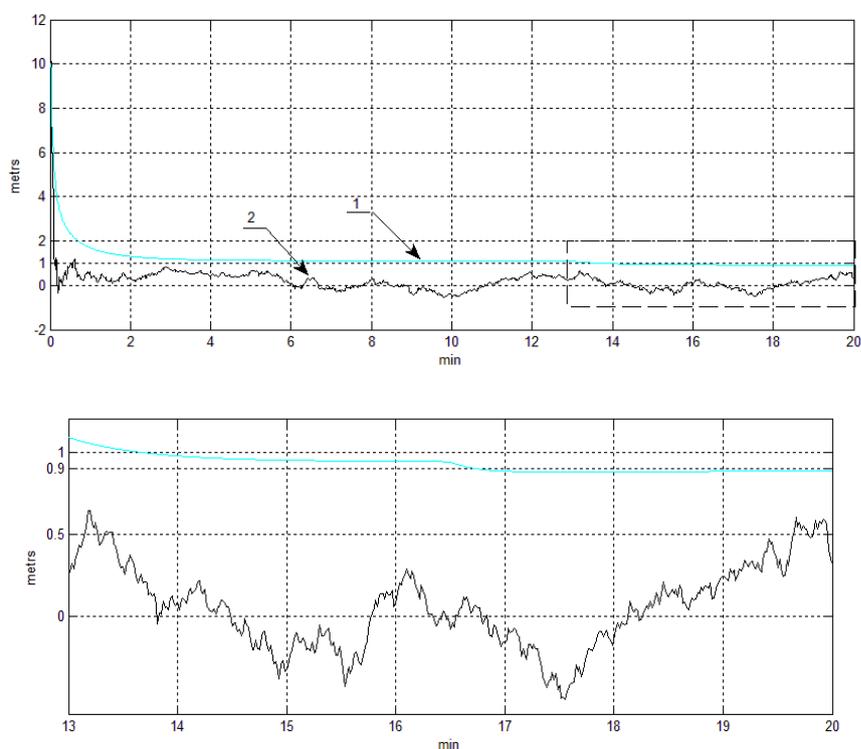


Рисунок 13. Ошибка оценивания в вертикальном канале. 1 – СКО ошибок оценивания; 2 – ошибка оценивания высоты

Из рисунка 13 видно, что оценивание происходит стабильно на всем интервале моделирования с начального значения в 10 метров до уровня в 1 метр. При попадании в зону действия псевдоспутников наблюдается снижение СКО до 0,9 метров.

Характер изменения оценок остальных параметров вектора состояния - $\alpha, \beta, \gamma, \Delta n^c, \Delta \Omega^c$ - слабо зависит от количества вводимых псевдоспутников.

Проведенное моделирование показало работоспособность разработанных алгоритмов комплексирования и точность достаточную для захода на посадку. При прямолинейном движении объекта и выборе СНС в качестве основного корректора достигнутая точность в определении позиционных координат находится на уровне 1 метра (СКО по широте, долготе и высоте). Активное оценивание заканчивается в течении первой минуты. Оценивание происходит стабильно на всем интервале работы ОФК, реальная ошибка оценивания не превышает предсказанного СКО, что подтверждает работоспособность алгоритмов фильтрации.

Выводы

При использовании ПС в качестве дополнительного корректора совместно с СНС качественно меняются значения геометрических факторов. Это ведет к изменению значений СКО ошибки определения координат при совместной обработке данных от СНС и ПС. Указанные изменения приводят к увеличению точности оценивания при использовании алгоритмов ОФК в позиционном канале. Так, при использовании одного ПС значения СКО уменьшилось до уровня 7,8 метров в горизонтальном канале и 8 метров в вертикальном канале, а при использовании двух ПС минимальное значение находилось на уровне 6,4 метра и 4 метра для горизонтального и вертикального каналов соответственно. При таком изменении СКО корректора, значение СКО ошибки оценивания в горизонтально канале снижалось до уровня 0,8 метров, в вертикальном канале до уровня 0,9 метров при использовании сигналов одного ПС. Таким образом, при расположении ПС определенным образом относительно ВПП, удаётся достичь минимального значения геометрических факторов, что, в свою очередь, позволяет достичь повышения точности в определении координат в горизонтальном и вертикальном каналах.

Работа выполнялась при поддержке гранта РФФИ №08-08-00405а

Библиографический список

1. И.И. Помыкаев, В.П. Селезнев, Л.А. Дмитроченко. Навигационные приборы и системы, – М., «Машиностроение», 1983 г., 456 с.
2. Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, Н.А. Парусников, С.А. Трубников. Математические модели и алгоритмы обработки измерений спутниковой навигационной системы GPS. Стандартный режим, – М., МГУ, 2001 г., 120 с.
3. Ривкин С. С., Ивановский Р. И., Костров А. В. Статистическая оптимизация навигационных систем, – Л., «Судостроение», 1976 г., 280 с.
4. «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.

Сведения об авторах:

Пронькин Андрей Николаевич, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета).

Ул. Константина Царева, 12, к. 515, Москва, 125080; тел.: (499) 158-48-71; e-mail: an.pronkin@gmail.com

Кузнецов Иван Михайлович, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета).

Ул. Константина Царева, 12, к. 515, Москва, 125080; тел.: (499) 158-48-71; e-mail: im.kuznetsov@gmail.com

Веремеенко Константин Константинович, замзам. декана Московского авиационного института (государственного технического университета), доцент, к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-40-78; e-mail: pio3@mai.ru