

НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Автоматизированная система посадки беспилотных летательных аппаратов строится на основе системы ближней радионавигации (СБРН), дополненной бесплатформенной инерциальной навигационной системой на микромеханических элементах, лазерным дальномером и системой воздушных сигналов. Комплексная обработка информации различных датчиков позволяет обеспечить требуемую точность навигационного решения. Приводятся результаты экспериментальной проверки точностных характеристик радиодальномерной аппаратуры СБРН.

Введение

В современном мире беспилотные летательные аппараты (БПЛА) занимают все более прочные позиции среди общего парка воздушных судов, что обусловлено их функциональными преимуществами. К настоящему моменту разработчикам удалось решить целый ряд задач, направленных на автоматизацию и повышение надежности бортовых систем управления (БСУ). Появились новые разновидности летательных аппаратов (ЛА) с усовершенствованной системой управления БПЛА. В первую очередь это касается управления ЛА на маршруте при выполнении целевой функции и при взлете. Однако задача автоматизации процедуры посадки в полевых условиях при небольшой стоимости решена лишь для некоторых типов БПЛА, а именно для малых и сверхмалых (взлетной массой до 10-25 кг), которые возможно посадить с помощью парашюта или даже подхватить в воздухе. При использовании парашюта для посадки более крупных БПЛА увеличивается риск повреждения аппарата ввиду больших ударных нагрузок. Вследствие этого на практике требуется высококвалифицированный оператор, который, видя БПЛА или имея текущую видеоинформацию с борта, управляет вручную заходом на посадку и посадкой «по-самолетному». Соответственно, такой способ требует достаточной видимости в зоне посадки и сопряжен с участием человека, от которого зависит вероятность успеха всей процедуры в каждом конкретном случае. На сегодняшний день БПЛА имеют высокую аварийность, причем на долю человеческого фактора, по некоторым оценкам, приходится до 17% происшествий. Таким образом, актуальной представляется задача снижения количества летных происшествий и аварийных по-

Щербинин Виктор Викторович. Доктор технических наук, начальник научно-технического направления ОАО «ЦНИИАГ». Действительный член Академии навигации и управления движением.

Кветкин Георгий Алексеевич. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ОАО «Центральный научно-исследовательский институт автоматики и гидравлики» (Москва). Член секции молодых ученых Академии навигации и управления движением.

Связов Андрей Владимирович. Начальник отдела ОАО «ЦНИИАГ».

Андрienko Владимир Борисович. Кандидат технических наук, начальник научно-технического комплекса ОАО «Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры» (Санкт-Петербург).

садок БПЛА путем обеспечения всепогодной, круглосуточной посадки «посамолетному» без участия или с минимальным участием человека, для решения которой в ОАО «ЦНИИАГ» совместно с ОАО «ВНИИРА» и ОАО «ЛИИ им. М.М.Громова» разрабатывается автоматизированная система посадки (АСП) БПЛА [1, 2].

Преимущества автоматизации процедуры посадки заключаются в существенном снижении риска возникновения летных происшествий при посадке как наиболее ответственном этапе полета БПЛА, уменьшении влияния человеческого фактора, возможности выполнения посадки в сложных метеоусловиях в любое время суток.

Актуальность решаемой проблемы подтверждается интересом к вопросу со стороны разработчиков по всему миру [3–9]. Анализ собранных материалов показывает, что АСП должна обладать следующими свойствами [1]:

- помехозащищенность;
- мобильность;
- невысокая стоимость;
- малое время развертывания;
- автономность;
- универсальность;
- всепогодность;
- круглосуточность.

Система ближней радионавигации для АСП

Основой АСП является система ближней радионавигации (СБРН), разрабатываемая в ОАО «ЦНИИАГ» совместно с ОАО «ВНИИРА» с 2005 г. [1, 2, 10, 11]. СБРН включает в себя радиодальномерную аппаратуру (РДА), с помощью которой одновременно производятся измерения дальностей от БПЛА до нескольких наземных опорных навигационных устройств (радиомаяков) с известными координатами в локальной системе координат (СК). В общем случае эти координаты могут быть пересчитаны из географических, но исходя из условия автономности положение наземных радиомаяков (НРМ) можно сразу задавать в локальной системе координат, используя геодезическое оборудование для топопривязки. В результате обработки измеренных дальностей в вычислителе СБРН возможно определение навигационного решения – три координаты БПЛА (в локальной СК). Точность этого решения зависит от точности топопривязки радиомаяков, точности измерения дальностей и так называемого геометрического фактора (более строго, этот параметр можно описать как фактор ухудшения точности, обусловленный геометрией взаимного положения объекта и опорных устройств).

На рис. 1 представлена используемая СК, приведены пояснения к принципу работы СБРН. Так, ось OX лежит в плоскости местного горизонта вдоль взлетно-посадочной полосы (ВПП), OY направлена по местной вертикали, OZ дополняет систему до правой.

В общем случае работу АСП можно разделить на два этапа:

определение положения БПЛА в локальной СК и вычисление текущих отклонений от программной траектории (глиссады);

приведение БПЛА на программную траекторию (ПТ) путем компенсации идентифицируемых отклонений с помощью БСУ.

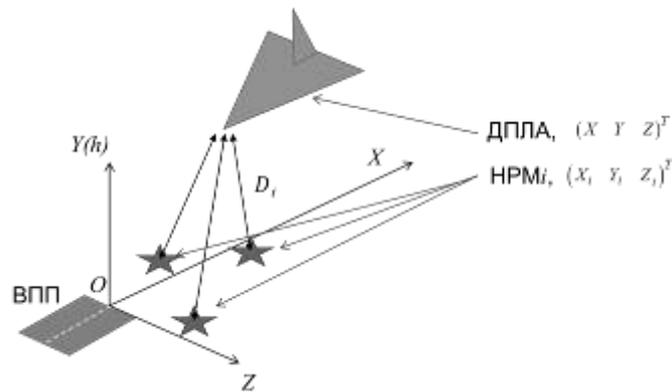


Рис. 1. К описанию принципа работы СБРН

В первую очередь АСП должна автономно решать задачу навигации, а дальнейшее управление БПЛА может быть реализовано различными способами в зависимости от режима работы [1] АСП:

- 1) управление по планкам положения;
- 2) директорный (полуавтоматический) режим;
- 3) автоматический режим.

В первых двух режимах аппаратом управляет оператор по изображению текущих отклонений БПЛА от ПТ (планки положения) или отклонений углов крена и тангажа от необходимых значений (директорные стрелки) на экране наземного пункта управления (НПУ). В автоматическом режиме оператор выполняет только функции контроля.

Все описанные режимы управления строятся на основе первоначального решения задачи высокоточной навигации БПЛА. Характер решаемой задачи накладывает определенные условия на точность такого решения: на малых дальностях до предполагаемой точки касания необходимо обеспечивать более высокую точность, чем на больших удалениях. В последнем случае имеется большой временной запас для выполнения маневра БПЛА для возврата на ПТ.

Алгоритм работы СБРН основан на итерационном методе наименьших квадратов, на вход которого поступают полученные с помощью радиодальномерной аппаратуры расстояния между БПЛА и НРМ, а на выходе определяются локальные координаты БПЛА (при количестве НРМ не менее трех):

$K = (X \ Y \ Z)^T$ – координаты БПЛА;

$(X_i \ Y_i \ Z_i)^T$ – координаты i -го НРМ;

$D_i = \sqrt{(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2}$ – дальность от БПЛА до i -го НРМ.

Определение координат БПЛА по точечным ориентирам можно отнести к классу задач с несущественными нелинейностями [13], поэтому допустимо использовать для функции D линеаризацию в точке $K_0 = (X_0 \ Y_0 \ Z_0)^T$, т.е.

$$D = D(K_0) + \left[\frac{\partial D^T(K_0)}{\partial K} \right]^T (K - K_0) = D(K_0) + H^T(K - K_0).$$

Возможность линеаризации модели определяется величиной последующих членов (в большей степени второго члена) в разложении Тейлора функции D

$$\frac{1}{2} \left[\frac{\partial^2 D^T(K)}{\partial K^2} \right]^T (K - K_0)^2.$$

Максимальную погрешность ориентировочно можно оценить [13]

$$\delta_{\max} \approx \frac{\Delta^2}{D_{\min}},$$

где Δ – отклонение значений координат БПЛА от точки линеаризации; D_{\min} – минимальное значение дальности от БПЛА до НРМ.

С учетом использования итерационного алгоритма МНК для определения координат БПЛА можно принять $\Delta=1$ м. Ограничивая $D_{\min}=10$ м, максимальная погрешность, вызванная линеаризацией функции D , составит $\delta_{\max} \approx 0,1$ м, что пренебрежимо мало в рассматриваемом приложении.

Представим измерения с учетом измерительного шума v

$$z = D - D(\hat{K}_0) + H\hat{K}_0 + v = HK + v.$$

Здесь сделано предположение о том, что ошибки измерений некоррелированы и имеют равные дисперсии. При разработке реальных алгоритмов могут быть учтены корреляция и неравноточность измерений до различных НРМ с помощью, например, обобщенного метода наименьших квадратов.

В результате можно получить выражение для оценки координат БПЛА

$$\hat{K} = (H^T H)^{-1} H^T z = (H^T H)^{-1} H^T [D - D(\hat{K}_0) + H \cdot \hat{K}_0] = \hat{K}_0 + (H^T H)^{-1} H^T [D - D(\hat{K}_0)].$$

Сравнивая полученное навигационное решение с ПТ ($X_{пт}, Y_{пт}, Z_{пт}$), определим проекции пространственного отклонения на все три оси (dX, dY, dZ). На практике отклонение dX имеет наименьшее значение и его можно учесть в параметре dY

$$dY_{доп} = dX \cdot \text{tg}(\Theta),$$

где Θ – угол наклона траектории.

Таким образом, после сравнения навигационного решения и ПТ должны быть получены два линейных отклонения БПЛА от глиссады – по высоте $dh=(dY+dY_{доп})$ и боковое отклонение dZ .

Как известно, в решении задачи навигации по точечным ориентирам [12] существенное значение имеют геометрические факторы (ГФ), которые определяются с помощью информационной матрицы $Q = (H^T H)^{-1}$:

$$\text{пространственный } ГФ \quad GDOP = \sqrt{Q_{11} + Q_{22} + Q_{33}},$$

$$\text{продольный } XDOP = \sqrt{Q_{11}},$$

$$\text{вертикальный } VDOP = \sqrt{Q_{22}},$$

$$\text{боковой } ZDOP = \sqrt{Q_{33}}.$$

Интересующие нас параметры движения определяются вертикальным и боковым ГФ, точностью измерения дальностей и привязки маяков:

$$\sigma_h = VDOP \sqrt{\sigma_M^2 + \sigma_D^2}; \quad \sigma_Z = ZDOP \sqrt{\sigma_M^2 + \sigma_D^2}.$$

На основе предварительных испытаний РДА, проведенных в ОАО «ЛИИ им. М.М.Громова» [1], было выявлено, что точность определения дальностей составляет ≈ 1 м, а привязки маяков $\approx 0,1$ м.

В этом случае можно условно полагать ошибки определения высоты и бокового отклонения численно равными соответствующим геометрическим факторам:

$$\sigma_h \approx VDOP \cdot 1 \text{ м}, \quad \sigma_Z \approx ZDOP \cdot 1 \text{ м}.$$

Значения ГФ существенно зависят от количества и расположения НРМ относительно ПТ. Для уменьшения значений ГФ (вертикального в большей степени) в качестве ПТ была выбрана прямолинейная траектория с углом наклона -6° от точки входа в глиссаду до начала выравнивания. Затем были рассмотрены несколько конфигураций НРМ [2]: от трех до шести. Количество НРМ было ограничено в целях сокращения не только состава оборудования, но и времени, необходимого на развертывание АСП – топопривязку НРМ. С той же целью и максимальное удаление НРМ от предполагаемого торца ВПП было ограничено на уровне 200 м. Под ВПП подразумевается не только готовая аэродромная полоса, но и прямолинейный участок дороги или просто открытое ровное место, на которое может быть посажен БПЛА.

Конфигурации каждого набора радиомаяков оптимизированы с точки зрения минимальных ГФ на заключительном этапе снижения, т.е. в окрестности предполагаемой точки касания. Очевидно, что с увеличением числа НРМ можно получить лучший геометрический фактор. Однако переход от 5 НРМ к 6 не дал существенного прироста точности, поэтому в качестве финальной была выбрана следующая конфигурация 5 НРМ.

На графиках (рис. 2 и 3) видно, что ошибка бокового канала существенно ниже, чем ошибка вертикального, что сопряжено с малым углом наклона траектории.

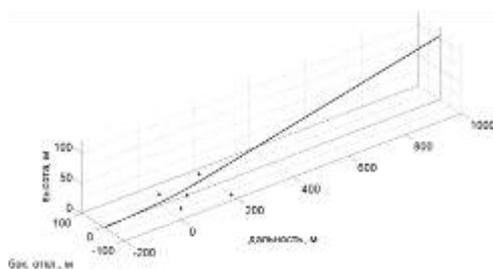


Рис. 2. Схема расположения пяти НРМ относительно ПТ

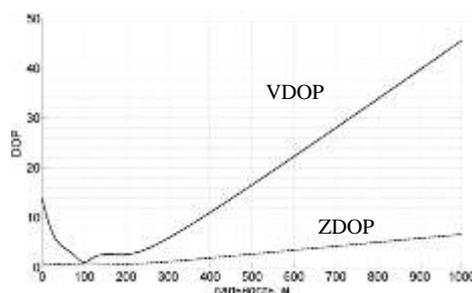


Рис. 3. Изменение ГФ вдоль глиссады

Предлагаемая структура АСП

В результате проведенного анализа можно выделить две проблемы, затрудняющие использование СБРН для навигации вдоль заданной траектории:

- существенные ошибки определения высоты на удалениях больше 200–400 м от точки касания;
- в общем случае диаграмма направленности антенны бортового модуля представляет собой нижнюю полусферу с углом раскрытия на уровне 170 градусов. Диаграмма направленности антенны НРМ имеет аналогичную форму, направленную вверх. При малых высотах БПЛА в условиях достаточно большого отдаления НРМ от оси ВПП и эволюциях БПЛА по крену и тангажу воз-

можно пропадание радиосвязи бортового радиомодуля с НРМ. Кроме того, в условиях малых высот на работе РДА могут негативно сказаться мешающие отражения сигнала от рельефа.

Таким образом, систему управления БПЛА необходимо «поддерживать» на начальном этапе по высоте и на конечном этапе по высоте и боковому отклонению. Для этого в структуру АСП (рис. 4) кроме СБРН входят лазерный дальномер (ЛД), жестко закрепленный на фюзеляже и направленный вниз, бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) на микромеханических элементах, система воздушных сигналов (СВС), в частности баровысотометр. Опционально возможно комплексирование с приемником спутниковой навигационной системы СНС. Исходя из заявленного условия универсальности предполагается модульная архитектура – возможны как использование штатного оборудования БПЛА, так и установка полного комплекта датчиков АСП.

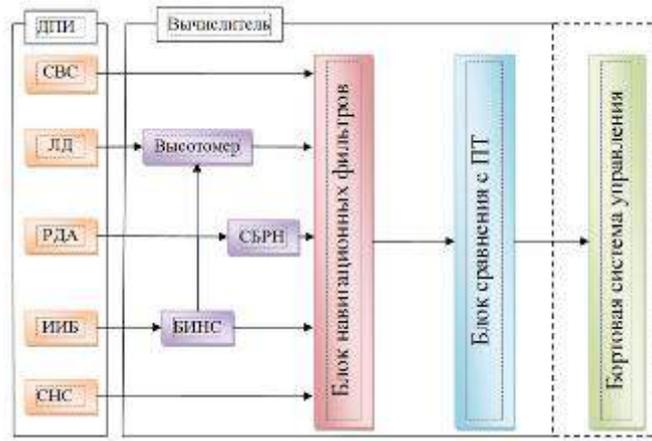


Рис. 4. Структурная схема АСП

Алгоритм БИНС строится на основе показаний инерциального измерительного блока (ИИБ), а алгоритм СБРН – на основе данных РДА. Для реализации высотомера используются показания ЛД, пересчитанные в геометрическую высоту с помощью углов ориентации, выдаваемых БИНС.

Вся информация (с датчиков первичной информации, СБРН, БИНС и высотомера) поступает в блок навигационных фильтров, который включает в себя блоки комплексной обработки информации (КОИ) для управления продольным (в вертикальной плоскости) и боковым движениями БПЛА.

Для обоснования выбора схем и алгоритмов КОИ модели ошибок датчиков и систем АСП в первом приближении были определены следующим образом.

1. Погрешность выходного сигнала СБРН складывается из погрешностей РДА и методических погрешностей. Ошибки измерения дальностей полагаются центрированным белым шумом с нормальным распределением ($\sigma_D = 1$ м). После обработки дальностей можно получить координаты БПЛА с погрешностями, зависящими от текущего ГФ, которые представляют собой также центрированный белый шум с СКО:

$$\sigma_X \approx XDOP \cdot \sigma_D, \quad \sigma_h \approx VDOP \cdot \sigma_D, \quad \sigma_Z \approx ZDOP \cdot \sigma_D.$$

При разработке реальных алгоритмов возможен также учет корреляции между ошибками координат при калибровке РДА.

2. Ошибка ЛД при работе по эталонным мишеням представляется в виде централизованного белого шума ($\sigma_{ЛД}=0,05$ м). Определяя текущие значения углов крена и тангажа с помощью БИНС, пересчитаем наклонную дальность ЛД в геометрическую высоту БПЛА. Без учета погрешностей измерения углов, и полагая подстилающую поверхность вблизи точки касания достаточно гладкой, можно считать модель ошибок высотомера также белым шумом с $\sigma_{В}=0,05$ м, хотя ошибка может принимать и большие значения, которые будут уточнены при обработке данных реальных полетов.

3. Для СВС (баровысотомера) выбрана следующая модель ошибок: постоянное смещение с небольшой шумовой составляющей

$$h_{СВС} = h + \varepsilon_{СВС} + v_{СВС} \cdot$$

4. БИНС представляет собой инерциальный измерительный блок на микро-механической элементной базе и навигационный алгоритм. В первом приближении ошибки чувствительных элементов БИНС (дрейфы гироскопов и смещения нуля акселерометров) описываются винеровскими последовательностями:

$$\begin{aligned} d\omega_{гир,k} &= d\omega_{гир,k-1} + w_{1k}, \\ da_{акс,k} &= da_{акс,k-1} + w_{2k}, \end{aligned}$$

где w_{1k}, w_{2k} – некоррелированный с ошибками гироскопов и акселерометров централизованный белый шум.

Комплексирование информации датчиков и систем АСП предполагается выполнять по известным схемам [13] с подстройкой их параметров под конкретные комбинации датчиков. Блок КОИ продольного канала построен по неинвариантной схеме (в него включена модель изменения высоты с постоянной вертикальной скоростью) и условно состоит из трех подсистем, работу которых можно разделить в зависимости от текущей высоты БПЛА (рис. 5).

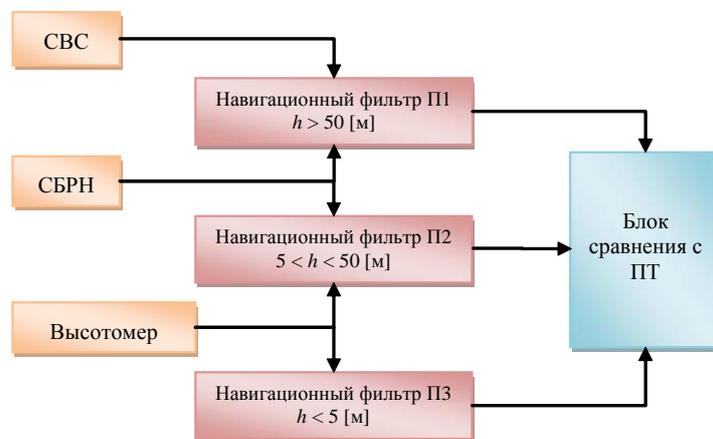


Рис. 5. Схема КОИ продольного канала

Модель изменения высоты БПЛА

$$h_k = h_{k-1} + v_{вер} \cdot dt.$$

Вектор состояния, матрицы динамики и измерений навигационного фильтра П1:

$$X = \begin{pmatrix} h \\ v_{\text{вер}} \\ \varepsilon_{\text{СВС}} \end{pmatrix}, \Phi = \begin{pmatrix} 1 & dt & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$z_1 = h_{\text{СВС}} = h + \varepsilon_{\text{СВС}} + v_{\text{СВС}},$$

$$z_2 = h_{\text{СБРН}} = h + v_{\text{СБРН}}.$$

Вектор состояния, матрицы динамики и измерений навигационного фильтра П2:

$$X = \begin{pmatrix} h \\ v_{\text{вер}} \end{pmatrix}, \Phi = \begin{pmatrix} 1 & dt \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, H = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{pmatrix},$$

$$z_1 = h_{\text{В}} = h + v_{\text{В}},$$

$$z_2 = h_{\text{СБРН}} = h + v_{\text{СБРН}}.$$

Вектор состояния, матрицы динамики и измерений навигационного фильтра П3:

$$X = \begin{pmatrix} h \\ v_{\text{вер}} \end{pmatrix}, \Phi = \begin{pmatrix} 1 & dt \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, H = (1 \ 0), z_1 = h_{\text{В}} = h + v_{\text{В}}.$$

Для больших высот (50...100 м) совместно обрабатываются данные СБРН и баровысотомера. Показания ЛД могут быть недоступны на таких высотах в сложных метеоусловиях, однако при наличии их можно использовать для предотвращения столкновения с элементами рельефа. Полагая ошибки СБРН центрированным шумом, оценим смещение нуля баровысотомера для коррекции его показаний.

При достижении БПЛА высоты ~50 м можно получать достоверные измерения ЛД практически вне зависимости от погодных условий. Согласно статистике в 95% случаев облачность, которая может помешать работе ЛД, не опускается ниже 50 м [14]. Опираясь на измерения баровысотомера на таких высотах уже опасно, так как его статическая ошибка соизмерима с реальной высотой БПЛА. Соответственно, в промежутке высот между 5 и 50 м используются измерения высотомера, по которым сглаживаются показания СБРН.

На высотах ниже 5 м вертикальный ГФ достигает 10 и более, а также вероятны отказы РДА вследствие пропадания радиосвязи между бортовым радиомодулем и НРМ, что исключает возможность использования СБРН для определения высоты БПЛА. Однако, полагая, что в окрестности ВПП рельеф достаточно гладкий, можно определить высоту на основе показаний ЛД, минимальная дальность работы которого составляет 0,3 м.

В общем случае возможна одновременная работа все трех подсистем с последующим выбором в блоке сравнения наиболее правдоподобного решения.

Для КОИ управления боковым движением (рис. 6) выбрана инвариантная схема, оцениваемыми параметрами которой являются ошибки БИНС по горизонтальным координатам.

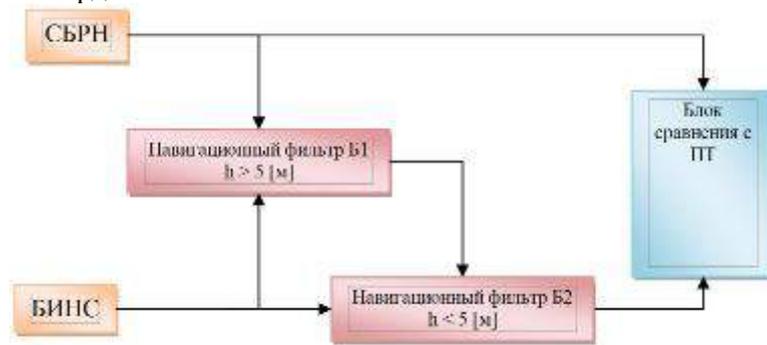


Рис. 6. Схема КОИ бокового канала

В навигационном фильтре Б1 оцениваются постоянные составляющие ошибок чувствительных элементов – дрейфа гироскопов и смещения нуля акселерометров на основании измерений:

$$z_1 = x_{\text{БИНС}} - x_{\text{СБРН}} = dx_{\text{БИНС}} + v_x,$$

$$z_2 = z_{\text{БИНС}} - z_{\text{СБРН}} = dz_{\text{БИНС}} + v_z,$$

где $dx_{\text{БИНС}}$, $dz_{\text{БИНС}}$ и v_x , v_z – ошибки показаний БИНС и СБРН по соответствующим координатам.

Навигационный фильтр Б2 используется при пропадании сигнала СБРН для прогноза и учета ошибок БИНС на базе результатов работы фильтра Б1. Выходом фильтра Б2 являются координаты БПЛА в плане.

Обработка экспериментальных данных

В целях определения реальных погрешностей, оценки надежности и качества функционирования элементов и подсистем АСП, уточнения алгоритмов КОИ и их проверки в настоящее время разработан макет АСП БПЛА. На основе этого макета совместно с ОАО «ВНИИРА» были проведены натурные эксперименты, главная цель которых – подтверждение точностных характеристик РДА как наиболее ответственного элемента АСП.

Три НРМ были расположены на земле в окрестности предполагаемой точки касания в вершинах равностороннего треугольника с длиной стороны ~100 м. На БПЛА установлены РДА, ИИБ, СВС и элементы системы внешнетраекторных измерений (ВТИ). В качестве системы ВТИ использовалось оборудование СНС, позволяющее при послеполетной обработке данных определять траекторию в локальных координатах с погрешностью до 5 см за счет обработки фазовых измерений в дифференциальном режиме: на БПЛА размещался приемник-ровер, а на земле устанавливались две базовые станции. В данном случае локальными координатами являлись приращения геоцентрических прямоугольных координат ($dx^{\GammaЦ}$, $dy^{\GammaЦ}$, $dz^{\GammaЦ}$) ровера относительно базовых станций. На подготовительной стадии с помощью системы ВТИ были привязаны НРМ в такой локальной СК. Затем на основе записанных в полете координат БПЛА определялись эталонные значения дальностей до НРМ

$$D_i = \sqrt{(dX^{\GammaЦ} - dX^{\GammaЦ}_i)^2 + (dY^{\GammaЦ} - dY^{\GammaЦ}_i)^2 + (dZ^{\GammaЦ} - dZ^{\GammaЦ}_i)^2},$$

которые также измерялись и с помощью РДА

$$D_i^{\text{РДА}} = D_i + v_{D_i}$$

При определении эталонных дальностей были учтены следующие методические ошибки, рассчитываемые с использованием углов ориентации от БИНС:

- отклонение фазового центра антенны НРМ от фазового центра антенны ровера системы ВТИ при привязке НРМ (коррекция 1);
- смещение фазового центра бортовой антенны радиодальномера от фазового центра бортовой антенны системы ВТИ (коррекция 2).

Результаты экспериментов представлены на рис. 7.

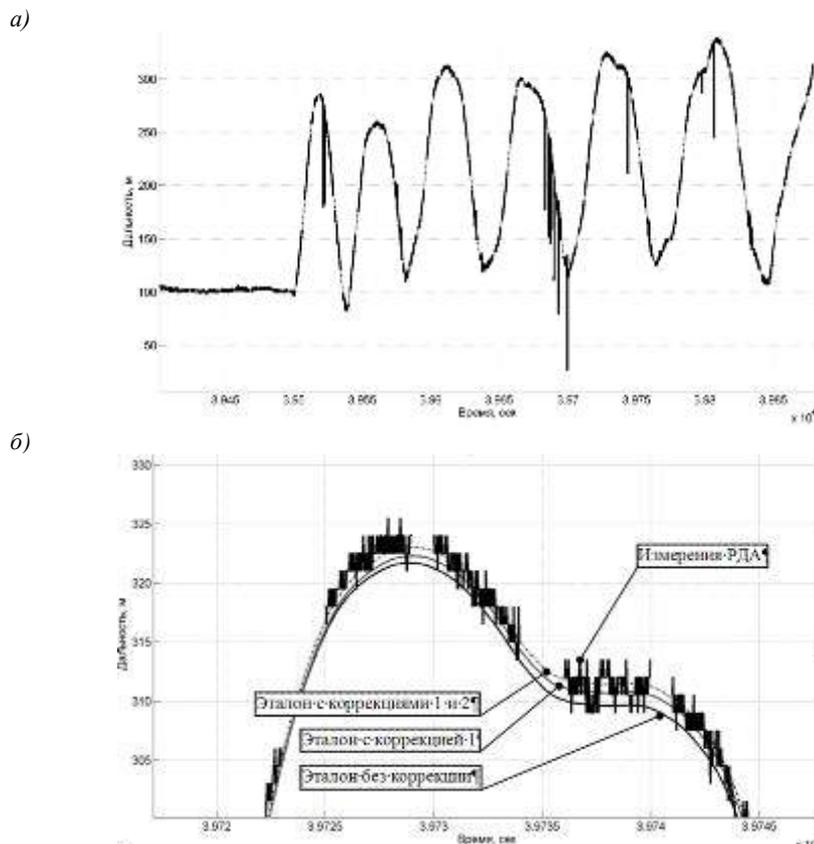


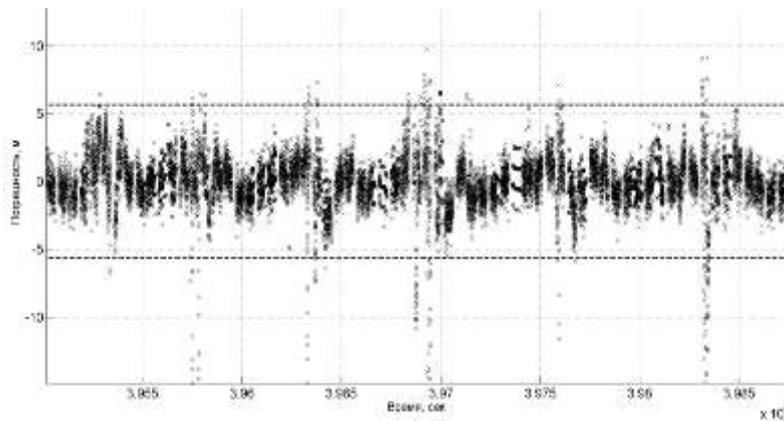
Рис. 7. Значения дальностей от БПЛА до НРМ № 1 (а) и №1 (увеличено) (б)

Особенности полученных данных:

- 1) дискретность измерений, определяемая младшим разрядом вычислителя, 1,5 м;
- 2) пробелы в измерениях, необходимые для записи данных из ОЗУ в ПЗУ вычислителя;
- 3) наличие отдельных аномальных выбросов данных.

Погрешности измерения дальностей (после отсечки явных выбросов) имеют вид, представленный на рис. 8.

а)



б)

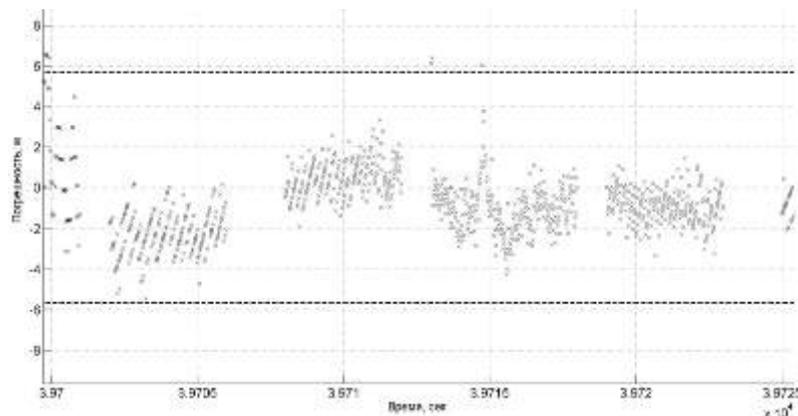


Рис. 8. Погрешности измерения дальностей от БПЛА до НРМ №1 (а) и №1 (увеличено) (б)

Построенная гистограмма (рис. 9) для полученных ошибок подтвердила предположение о нормальном распределении ошибок. Таким образом, достаточно полно случайную ошибку РДА можно описать математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением.

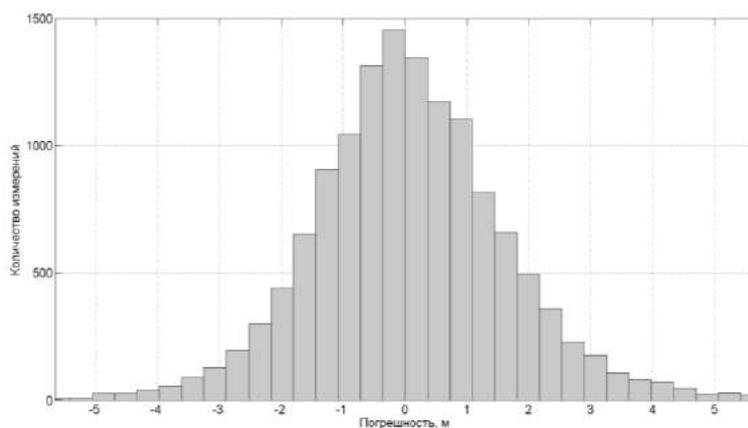


Рис. 9. Распределение ошибок РДА

Результаты обработки измерений дальности до трех НРМ сведены в табл. 1.

Таблица 1

Погрешности РДА АСП, м

Наличие коррекции		НРМ 1	НРМ 2	НРМ 3
Без коррекции	МО	-0,55	-0,37	-0,44
	СКО	2,02	1,57	2,3
Коррекция 1	МО	-0,21	-0,39	-0,35
	СКО	1,92	1,58	2,17
Коррекция 1 + коррекция 2	МО	0,007	0,04	-0,004
	СКО	1,89	1,63	2,22

По результатам эксперимента сформулированы следующие выводы:

- характеристики погрешностей всех трех элементов РДА находятся в близких пределах;
- погрешности характеризуются нормальным распределением;
- выполненные коррекции эталонных дальностей в большинстве случаев позволили уменьшить МО и СКО ошибки;
- аппаратно достижимым является значение погрешности измерения дальности на уровне 1,6 м для каждой пары, состоящей из наземного и бортового радиомодуля.

Полученная оценка СКО даже в самом лучшем случае пока не достигает прогнозируемой точности в 1 м. Однако частота измерений РДА составляет 50 Гц, что является избыточным для небольшого БПЛА, заходящего на посадку «по-самолетному». Полагая, что эволюции БПЛА совершаются с небольшими скоростями, допустимо получать решение СБРН с частотой 10 Гц, а в промежутках выполнять прогноз навигационных параметров с помощью БИНС, баро-высотомера и лазерного дальномера.

Таким образом, возможно сглаживание измерений РДА путем осреднения пяти предыдущих измерений. В результате получены следующие данные (рис. 10, табл. 2).

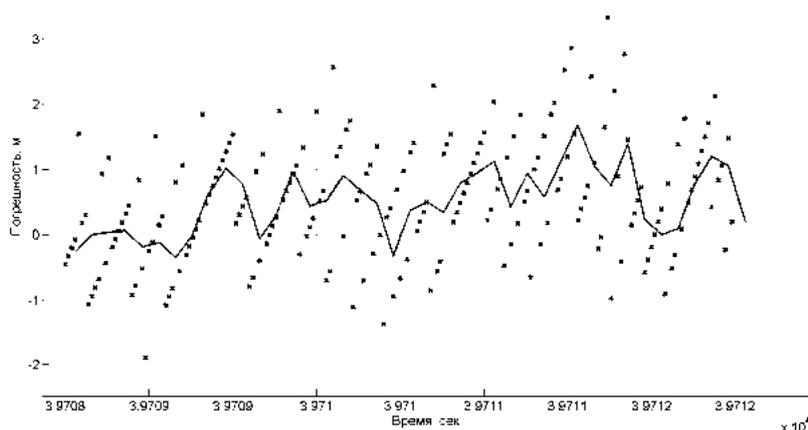


Рис. 10. Погрешности РДА до и после понижения частоты

Другим путем решения проблемы снижения измерительных шумов может быть синтез оптимального фильтра, который будет вырабатывать навигационное решение на основе всех имеющихся датчиков и подсистем АСП.

Т а б л и ц а 2

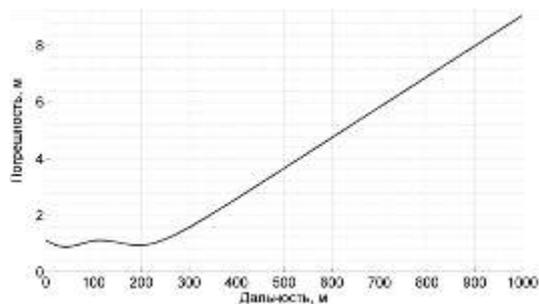
Погрешности РДА АСП после понижения частоты, м

Наличие коррекции		НРМ 1	НРМ 2	НРМ 3
Коррекция 1 + коррекция 2	МО	0,007	0,04	-0,004
	СКО	1,89	1,63	2,22
Коррекция 1 + коррекция 2 + осреднение	МО	-0,001	0,04	0,002
	СКО	1,64	1,36	1,84

Таким образом, точностные характеристики РДА подтверждены экспериментально. При анализе данных на исходной частоте (50 Гц) можно достигнуть СКО на уровне 1,6 м. Учитывая избыточность измерений, удается провести сглаживание измерений, понижая частоту до 10 Гц, и получить тем самым СКО меньше 1,4 м. Полученный результат означает, что погрешности СБРН в определении отклонений БПЛА от ПТ примут следующие значения.

Из графика рис. 11, а следует, что погрешность бокового канала принимает удовлетворительные значения на всем протяжении захода на посадку, а на заключительных этапах не превышает 1,3 м. Такой результат позволяет делать предварительную оценку успешности калибровки постоянных составляющих погрешностей чувствительных элементов БИНС. Как следствие, можно прогнозировать ошибки БИНС в автономном режиме и обеспечить приемлемую точность определения горизонтальных координат при высоте БПЛА меньше 5 м.

а)



б)

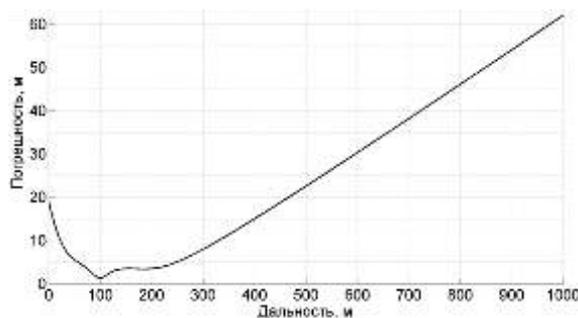


Рис. 11. Погрешности определения бокового (а) и вертикального (б) отклонений БПЛА от ПТ

Согласно рис. 11, б ошибка СБРН при определении высоты БПЛА принимает неприемлемые значения на дальностях больше 200–300 м. Однако, учитывая высокочастотный характер и близкое к нулю математическое ожидание этой ошибки, можно на ее основе оценить медленноменяющееся смещение нуля баровысотомера, что позволяет осуществлять управление продольным движением БПЛА на больших дальностях. На подлете к ВПП высота БПЛА будет определяться с помощью ЛД, а сигнал СБРН может использоваться для контроля отказов оптического оборудования.

Заключение и выводы

1. Предложена структура мобильной, универсальной автоматизированной системы посадки, построенной на основе системы ближней радионавигации, удовлетворяющей требованиям автономности, помехозащищенности, всепогодности и всеуточности.

Проведен анализ точностных характеристик системы ближней радионавигации, по результатам которого в состав автоматизированной системы посадки также включены БИНС на микромеханических элементах, лазерный дальномер, баровысотомер. Возможно опциональное дополнение приемником спутниковой навигационной системы.

2. Выбраны схемы комплексной обработки информации датчиков автоматизированной системы посадки, позволяющие обеспечить высокую точность и непрерывность навигационного решения.

3. Проведены натурные испытания макета автоматизированной системы посадки БПЛА, по результатам которых определены реальные погрешности радиодальномерной аппаратуры системы ближней радионавигации.

4. Несмотря на превышение погрешности радиодальномерной аппаратуры, разрабатываемая автоматизированная система посадки обеспечит бортовую систему управления БПЛА с точностью, необходимой для осуществления захода на посадку и посадки БПЛА «по-самолетному».

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кветкин, Г.А.** Разработка технологии автоматизации посадки летательных аппаратов / Г.А.Кветкин [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 9. Вып. 1(253).- 2012.- С. 36-42.
2. **Кветкин, Г.А.** Исследование точностных характеристик автоматизированной системы посадки беспилотных дистанционно пилотируемых летательных аппаратов / Г.А. Кветкин [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 9. Вып. 1(253).- 2012.- С. 43-49.
3. JPALS. URL: <http://www.raytheon.com/capabilities/products/jpals>.
4. TALS Product Sheet. URL: [http://www.sncorp.com/pdfs/cnsatm/TALS %20Product%20Sheet.pdf](http://www.sncorp.com/pdfs/cnsatm/TALS%20Product%20Sheet.pdf).
5. Searcher Mk-III. URL: http://www.iai.co.il/18894-15742-en/BusinessAreas-UnmannedAirSystems_-_SearcherIII.aspx.
6. OPATS. URL: http://www.ruag.com/Aviation/Subsystems_Products/Aviation_Products/Ground_Support_Equipment/OPATS.
7. ЛККС ЛОЦМАН. URL: <http://nttaero.bget.ru/index.php/cat464949/107-cat464949.html>.
8. VALS. URL: <http://www.dailytechinfo.org/space/457-novaya-sistema-obespechit-avtomaticheskuyu.html>.
9. **Riseborough P.** Automatic Take-Off and Landing Control for Small UAV's. URL: <http://ascc2004.ee.mu.oz.au/proceedings/papers/P110.pdf>.
10. **Хусаинов Н.Ш.** Анализ составляющих ошибки навигации и наведения летательного аппарата, использующего АСБРН/ Н.Ш. Хусаинов [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 9. Вып. 1(246)-2(247). 2011. С.29-34.

11. **Щербинин, В.В.** Анализ влияния ошибок радиодальномера и позиционирования радиомаяков на точность автономной системы ближней радионавигации / В.В. Щербинин, А.Б. Шаповалов, С.В. Смирнов // Материалы 5-й Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления» и второй молодежной школы-семинара «Управление и обработка информации в технических системах». Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2010. С.30-32.
12. **Глобальная** спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В.Н.Харисова, А.И.Перова, В.А.Болдина.- М.: ИПРЖР, 1998. 400 с.
13. **Степанов, О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания / СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 496 с.
14. **Дубровина, Л.С.** Облака и осадки по данным самолетного зондирования / Л.: Гидрометеопиздат, 1982.- 216 с.

Abstract. Automatic landing system for unmanned aerial vehicles is built on a short-range radio navigation system, which is supplemented with MEMS-based strapdown inertial navigation system, laser range finder and air data system. Complex processing of different sensors information permits to provide required accuracy of navigation solution. Results of practical verification of radio range finder accuracy are listed.

Key words: Automatic landing system, unmanned aerial vehicle, complex processing

Материал поступил 17.12.12