

# РАДИОТЕХНИКА, СИСТЕМЫ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИЙ, АНТЕННЫ И УСТРОЙСТВА СВЧ

---

УДК 681.586.325

О.А. Фролова, А.Ю. Мишин<sup>1</sup>

## КОМПЛЕКСНЫЙ РАДИОИНЕРЦИАЛЬНЫЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ПАРАМЕТРОВ МАЛОВЫСОТНОГО ПОЛЕТА НАД ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

ОАО АНПП «ТЕМП-АВИА»

Произведен синтез комплексного измерителя высоты для обеспечения маловысотного полета беспилотного летательного аппарата, защищенного по отношению к отказам и выдаче ложной информации радиовысотомера. Приведены результаты моделирования, доказывающие эффективность работы комплексного измерителя высоты.

*Ключевые слова:* беспилотный летательный аппарат, система управления, инерциальная навигационная система, радиовысотомер, защита информации, фильтр Калмана.

### Введение

В работе рассматриваются беспилотные летательные аппараты (БПЛА), траектория движения которых включает длительный участок полета на малой высоте над водной поверхностью. Для выполнения поставленной задачи БПЛА снабжается системой управления, которая формирует его траекторию полета в соответствии с заданной пространственной и временной программой. Задачу обеспечения системы управления данными о параметрах движения выполняет входящая в ее состав информационно-измерительная система. Формирование параметров вертикального движения обеспечивает комплексный измеритель высоты.

Для задачи маловысотного полета комплексный измеритель высоты осуществляет совместную обработку измерений инерциальной навигационной системы (ИНС) и радиовысотомера. ИНС является источником гладкой непрерывной информации о высоте и скорости ее изменения. Радиовысотомер измеряет геометрическую высоту полета – расстояние от летательного аппарата до подстилающей поверхности. Комплексирование информации ИНС и радиовысотомера обеспечивает компенсацию нарастающих ошибок ИНС при сглаживании шумов радиовысотомера.

Как правило, комплексный измеритель высоты реализует лишь совместную обработку информации измерителей, причем рассматривается как наиболее простой пример построения комплексной системы. Действительно, при нормальном функционировании датчиков он обеспечивает систему управления точной и непрерывной информацией о параметрах вертикального движения без динамических искажений. Однако радиовысотомер в процессе полета может отказывать или выдавать различного характера ложную информацию о высоте. Наиболее вероятными отказы и выдача ложной информации могут быть при полете БПЛА в зоне барражирования самолетов-поставщиков помех, на участках траектории со сменой эшелона, при полете вблизи мощных радиолокационных станций (РЛС) и в ближней зоне заданной

конечной точки при наличии активного радиоэлектронного противодействия. Использование ложной информации в совместной обработке приводит к появлению недостоверных оценок ошибок ИНС и формированию для системы управления параметров вертикального движения, не соответствующих истинному движению БПЛА. Как следствие – нарушение расчетной траектории, нештатное приведение, невозможность выполнения задачи БПЛА.

Проблема защиты от ложной информации обычно решается пороговым контролем текущих измерений и динамической фильтрацией для снижения степени влияния пропущенных помех [1]. Однако эти методы не обеспечивают достаточную надежность исключения ложной информации. Другой известный способ защиты – сопоставление однотипных измерений от разных источников информации, что обеспечивает достаточное качество исключения ложных измерений в реальном времени (2)–(4). Однако это качество достигается аппаратной избыточностью, что во многих случаях является недопустимой ценой за повышенную помехоустойчивость.

Защита усложняется в условиях движения на малой высоте над взволнованной водной поверхностью, поскольку радиовысотомер отслеживает профиль волны, т.е. его измерения содержат погрешность, обусловленную ординатой точки профиля волны, находящейся в центре облучаемой площадки [5]. В рассматриваемых условиях заданная высота полета может быть сопоставима с высотой волны.

Целью работы является синтез комплексного измерителя высоты для обеспечения маловысотного полета над водной поверхностью, защищенного по отношению к отказам и ложной информации радиовысотомера.

### **Комплексный измеритель высоты**

Для достижения поставленной цели необходимо синтезировать комплексный измеритель высоты, решающий следующие задачи:

- фильтрация измерений ИНС и радиовысотомера;
- оценка параметров волнения подстилающей поверхности по измерениям радиовысотомера в процессе движения БПЛА на малой высоте;
- идентификация ложной информации радиовысотомера и исключение из совместной обработки недостоверных измерений;
- оценка ошибок ИНС для расчета безопасной высоты движения при отказах радиовысотомера.

При решении задач однозначно принимается, что ИНС является безотказной надежной системой. Сбой в работе ИНС может произойти, например, при отказе какого-либо датчика первичной информации, в каналах связи или в вычислителе при выполнении недопустимой математической операции. В любом случае, считаем, что сбой в ИНС приведет к невозможности восстановления работоспособности системы.

Таким образом, в состав комплексного измерителя высоты должны быть включены следующие алгоритмы:

- алгоритм комплексирования;
- алгоритм оценки параметров волнения;
- алгоритм идентификации ложной информации радиовысотомера;
- алгоритм оценки ошибок ИНС для формирования высоты безопасного полета.

В данной работе рассмотрены наиболее значимые задачи и соответствующие алгоритмы комплексного измерителя высоты: комплексная обработка и идентификация ложной информации радиовысотомера. Успешное решение выделенных задач обеспечит возможность реализации алгоритмов оценки волнения и ошибок ИНС для формирования высоты безопасного полета.

### Алгоритм комплексирования

Совместная обработка информации ИНС и радиовысотомера в комплексном измерителе высоты реализуется в алгоритме комплексирования на основе фильтра Калмана. При использовании метода линейной фильтрации в качестве уравнений динамической системы принимаются уравнения ошибок ИНС в вертикальном канале. Фильтр Калмана дает оптимальную оценку ошибок ИНС, подавляя измерительный шум радиовысотомера [6].

Уравнение ошибок ИНС по координатам представляется в виде:

$$\delta \dot{\vec{R}}_g = \delta \vec{V}_g;$$

$$\delta \vec{V}_g = -\vec{\Psi} \times [A_{g1} \cdot \vec{a}_k] + A_{g1} \cdot \Delta \vec{a}_k + \delta \vec{g}(\vec{R}_g) - 2 \cdot [\vec{\Omega}_g \times \delta \vec{V}_g],$$

где  $\delta \vec{R}_g$  – ошибка по координатам;  $\delta \vec{V}_g$  – ошибка по скорости;  $\vec{\Psi}$  – ошибка по ориентации;  $\vec{a}_k$  – показания акселерометров;  $\Delta \vec{a}_k = [K_g] \cdot \vec{a}_k + \vec{a}_{01} + \vec{\xi}_a$  – инструментальная погрешность акселерометров, где  $K_g$  – погрешность масштабных коэффициентов,  $\vec{a}_{01}$  – систематическое смещение нулевого сигнала,  $\vec{\xi}_a$  – случайный уход акселерометров;  $\delta \vec{g}(\vec{R}_g)$  – ошибка при вычислении вектора силы тяжести.

Получим решение уравнения ошибок ИНС по координатам. При этом для упрощения расчетов уравнение переписывается в следующем виде:

$$\delta \ddot{\vec{R}}_g = -\vec{\Psi} \times \vec{f} + \Delta \vec{f} + \delta \vec{g}(\vec{R}_g) - 2[\vec{\Omega}_g \times \delta \dot{\vec{R}}_g],$$

где  $\vec{f} = A_{g1} \vec{a}_k$  – показания акселерометров в проекциях на соответствующую систему координат;  $\Delta \vec{f} = A_{g1} \Delta \vec{a}_k$  – инструментальные ошибки акселерометров;  $\vec{\Omega}_g$  – вектор угловой скорости объекта в ИСК.

Обозначая  $\delta x, \delta y, \delta z$  – проекции  $\delta \vec{R}_g$ ,  $\psi_x, \psi_y, \psi_z$  – компоненты вектора ошибок по ориентации  $\vec{\Psi}$ ,  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – компоненты вектора угловой скорости  $\vec{\Omega}_g$ , раскрывая матричное уравнение в скалярном виде, и проводя упрощение полученных выражений, при соответствующих допущениях, получим уравнения ошибок ИНС по координатам в скалярном виде

$$\delta \ddot{x} + v^2 \delta x = \Delta f_x + \psi_z f_y;$$

$$\delta \ddot{y} - 2v^2 \delta y = \Delta f_y;$$

$$\delta \ddot{z} + v^2 \delta z = \Delta f_z - \psi_x f_y,$$

где  $v = \sqrt{\frac{g}{R_{зем}}}$  – частота Шулера.

Уравнение ошибок ИНС по координатам в вертикальном канале

$$\delta \ddot{y} - 2v^2 \delta y = \Delta f_y,$$

общее решение которого имеет вид:

$$\delta y = \delta y^0 ch(v\sqrt{2}t) + \frac{\delta \dot{y}^0}{v\sqrt{2}} \cdot sh(v\sqrt{2}t) + \frac{\Delta f_y}{2} \cdot \left( \frac{ch(v\sqrt{2}t) - 1}{v^2} \right).$$

Рассматривая накопление ошибок ИНС на временах порядка 60 секунд, с учетом разложения в степенной ряд функций  $ch(x)$  и  $sh(x)$ , исключая компоненты третьего и выше порядка, а также составляющие, содержащие квадрат частоты Шулера  $v^2$ , решение уравнения для ошибок ИНС по координатам в вертикальном канале запишется в виде:

$$\delta y = \delta y^0 + \delta \dot{y}^0 \cdot t + \frac{\Delta f_y t^2}{2}.$$

Таким образом, в рассматриваемых условиях движения БПЛА с учетом времени накопления ошибок ИНС до 60 секунд, ошибка ИНС в вертикальном канале определяется начальными ошибками по высоте и вертикальной скорости, а также нулевым сигналом вертикального акселерометра.

Аналогично решая уравнения ошибок ИНС по скорости, можно показать, что в рассматриваемых условиях изменение ошибки ИНС определения вертикальной скорости  $\delta \dot{y}$  определяется начальной ошибкой и нулевым сигналом вертикального акселерометра:

$$\delta \dot{y} = \delta \dot{y}^0 + \Delta f_y t.$$

Данные уравнения составляют уравнения ошибок ИНС в вертикальном канале, и используются в фильтре Калмана в качестве уравнений динамической системы.

При этом ошибки ИНС являются компонентами вектора состояния  $\hat{x}$  и включают: оценки ошибок ИНС по высоте  $\delta \hat{y}$  и вертикальной скорости  $\delta \dot{\hat{y}}$ , а также оценку ошибки, эквивалентной нулевому сигналу вертикального акселерометра  $\Delta \hat{f}_y$ :  $\hat{x} = [\delta \hat{y} \quad \delta \dot{\hat{y}} \quad \Delta \hat{f}_y]^T$ . Разность данных о высоте ИНС ( $H_{\text{инс}}$ ) и радиовысотомера ( $H_{\text{рв}}$ ) играет роль измерений для фильтра Калмана:  $z = H_{\text{инс}} - H_{\text{рв}}$ .

В алгоритме комплексирования может быть реализован фильтр Калмана в замкнутом или разомкнутом виде.

Применение фильтра по разомкнутой схеме целесообразно лишь при относительно коротких интервалах работы системы. В этом случае коррекция измерений ИНС производится на выходе из алгоритма комплексирования. Корректируемые параметры предназначены только для системы управления.

При замкнутой схеме реализации фильтра, в алгоритме производится расчет высоты и вертикальной скорости интегрированием ускорения ИНС. За начальные значения высоты и вертикальной скорости принимаются соответствующие данные ИНС. Полученные оценки возвращаются в фильтр, образуя обратную связь. Корректируемая информация о высоте и вертикальной скорости выдается в систему управления.

Для задачи защиты от ложной информации радиовысотомера в фильтр Калмана комплексного измерителя высоты вводится запаздывание. Таким образом, фильтр на такте  $(k+1)$  использует задержанные измерения ИНС и радиовысотомера, т.е. измерения, рассчитанные на такте  $(k+1-N)$ ,

$$z_{k+1-N} = H_{k+1-N}^{\text{инс}} - H_{k+1-N}^{\text{рв}},$$

при этом осуществляется корректирование априорной оценки вектора состояния  $\hat{x}_{k+1-N/k-N}$  с учетом измерений  $z_{k+1-N}$ :

$$\hat{x}_{k+1-N} = \hat{x}_{k+1-N/k-N} + K_{k+1-N} \cdot (z_{k+1-N} - H_{k+1-N} \cdot \hat{x}_{k+1-N/k-N}).$$

Вектор состояния на выходе фильтра экстраполируется на текущий момент времени с использованием матрицы  $F$ , операция  $\hat{x}_{k+2-N} = F_{k+2-N} \cdot \hat{x}_{k+1-N}$  осуществляется  $N$  раз.

### Алгоритм идентификации ложной информации радиовысотомера

Алгоритм идентификации ложной информации радиовысотомера в составе комплексного измерителя высоты должен обеспечивать:

- своевременную идентификацию ложной информации радиовысотомера;
- исключение из обработки всего сбойного участка;

- качественную экстраполяцию оценок ошибок ИНС в случае идентификации ложных измерений или отсутствия достоверности данных радиовысотомера.

Анализ литературы показывает, что наиболее эффективным методом выявления отказа датчика является допусковый контроль, причем испытание на порог должна проходить невязка фильтра Калмана, формируемая с использованием показаний анализируемого датчика. Использование невязки позволяет идентифицировать ложную информацию измерителя любого характера (одиночный, ступенчатый сбой или сбой в виде экстраполятора первого и выше порядков и др.).

В алгоритме идентификации комплексного измерителя высоты используется невязка фильтра Калмана из алгоритма комплексирования. Причем испытание на порог проходит не текущее измерение радиовысотомера (в составе невязки фильтра), а измерения на интервале времени. Для этого в алгоритме образуется непрерывно обновляющаяся последовательность задержанных измерений радиовысотомера и ИНС, обладающая свойством FIFO списка. Каждое измерение проходит последовательность от начала до конца и «вытаскивается» текущим измерением из конца очереди в алгоритм комплексирования.

Каждое текущее измерение проходит двойной допусковый контроль. Задачей первого допускового контроля является идентификация явной ложной информации радиовысотомера. Второй контроль фиксирует возможные отказы. Первый параметр допуска имеет значение:  $p_{\max} = 0,5H_{\text{зад}}$  – половину заданной высоты маловысотного полета. Второй параметр допуска меньше первого:  $p_{\min} < p_{\max}$ , и соответствует штатному режиму работы фильтра Калмана. Кроме того, в состав параметров допуска включаются оценка высоты волны в виде среднего квадратичного отклонения (СКО) измерений радиовысотомера, а также составляющая, равная 3% от текущей высоты полета БПЛА, что является средней погрешностью радиовысотомера, зависящей от высоты движения. Таким образом, параметры допуска рассчитываются следующим образом:

$$p_{\max} = 0,5H_{\text{зад}} + \sigma_{\text{вол}} + 0,03H_{\text{тек}};$$

$$p_{\min} = p_{\phi} + \sigma_{\text{вол}} + 0,03H_{\text{тек}};$$

где  $H_{\text{зад}}$  - заданная высота маловысотного полета;  $\sigma_{\text{вол}}$  - СКО высоты волны от среднего уровня;  $H_{\text{тек}}$  - текущая высота полета;  $p_{\phi}$  - параметр допуска, соответствующий штатному режиму работы фильтра Калмана.

При превышении невязки первого параметра допуска текущее измерение радиовысотомера объявляется ложным, комплексный измеритель высоты переходит в режим экстраполяции. Если количество сбоев превышает половину интервала запаздывания (анализ на достоверность проходит последовательность измерений на интервале времени), то все измерения на интервале объявляются ложными и исключаются из комплексной обработки.

Если невязка проходит первый контроль, но превышает второй параметр допуска, то включается счетчик сбоев. В данном случае текущее измерение не объявляется ложным, а начинают рассчитываться резервные параметры: в случае разомкнутой схемы фильтрации – вектор состояния фильтра, в случае замкнутой – вектор состояния, высота и вертикальная скорость. Резервные параметры используются, если алгоритм переходит в режим экстраполяции с ненулевым значением счетчика сбоев второго допускового контроля.

Невязка, прошедшая двойной контроль в алгоритме идентификации и задержанная на интервал запаздывания, возвращается в алгоритм комплексирования, где производится формирование оценок ошибок ИНС и их экстраполяция на текущий такт. Измерения радиовысотомера, соответствующие прошедшей контроль невязке, используются для оценки параметров волнения.

Анализ на достоверность измерений радиовысотомера обеспечивает повышенную надежность оценок ошибок ИНС в вертикальном канале, что обеспечивает расчет безопасной высоты в случае отказа радиовысотомера.

### Результаты моделирования

Моделирование разработанного комплексного измерителя высоты производится на математическом цифровом комплексе в составе ИИС системы управления беспилотного летательного аппарата. При моделировании задается типовая траектория движения БПЛА в вертикальной плоскости, включающая участки пикирования, выхода на заданную высоту, горизонтальный полет на малой высоте над водной поверхностью.

На рис. 1 отказ радиовысотомера моделируется на участке пикирования в виде выдачи ложной информации о высоте с запаздыванием снятия и опережением выставки признака достоверности данных. На рис. 2 приведены результаты моделирования в случае выдачи радиовысотомером ложной информации на участке выхода из пикирования на заданную высоту 10 м. Отказ на участке выхода наиболее опасен из-за возможности просадки изделия.

На рисунках приведены истинная высота полета над эллипсоидом  $H_{ист}$ , высота комплексного измерителя высоты  $H_{кив}$ , высота, измеренная радиовысотомером  $H_{рв}$ , признак достоверности данных в соответствующем масштабе  $ДД_{рв}$ .

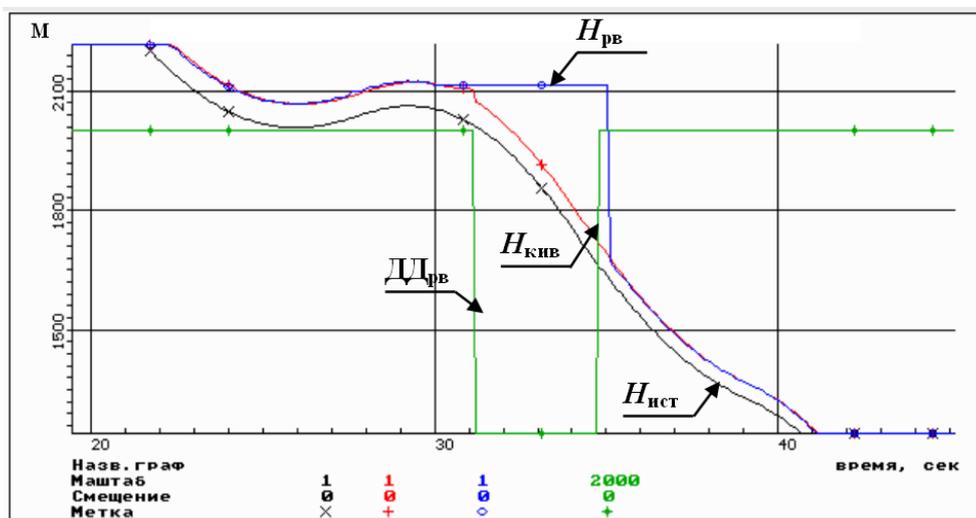


Рис. 1. Ложная информация на участке пикирования – экстраполятор нулевого порядка, признак достоверности данных радиовысотомера в масштабе 2000

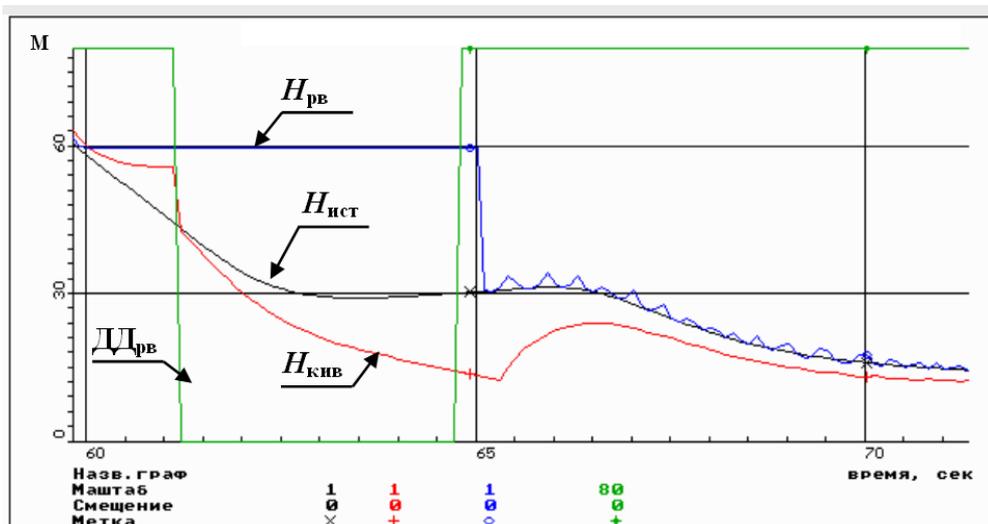


Рис. 2. Ложная информация на участке выхода из пикирования – экстраполятор нулевого порядка, признак достоверности данных радиовысотомера в масштабе 80

Моделирование показывает, сбойная работа радиовысотомера не влияет на процесс выхода БПЛА из пикирования, комплексный измеритель высоты обеспечивает безопасность полета.

Моделирование ложной информации радиовысотомера на участке горизонтального полета проводится в виде одиночного и ступенчатого сбоя и экстраполятора первого порядка с сохранением признака достоверности данных.

На рис. 3-4 приведены результаты моделирования работы комплексного измерителя высоты с использованием в алгоритме комплексирования измерений радиовысотомера, не прошедших контроль на достоверность. На рисунках показаны графики высоты истинной, высоты, измеренной радиовысотомером, высоты, рассчитанной КИВ, и признака достоверности данных. На рис. 3 представлены результаты моделирования одиночного и ступенчатого сбоя, на рис. 4 – экстраполятор первого порядка.

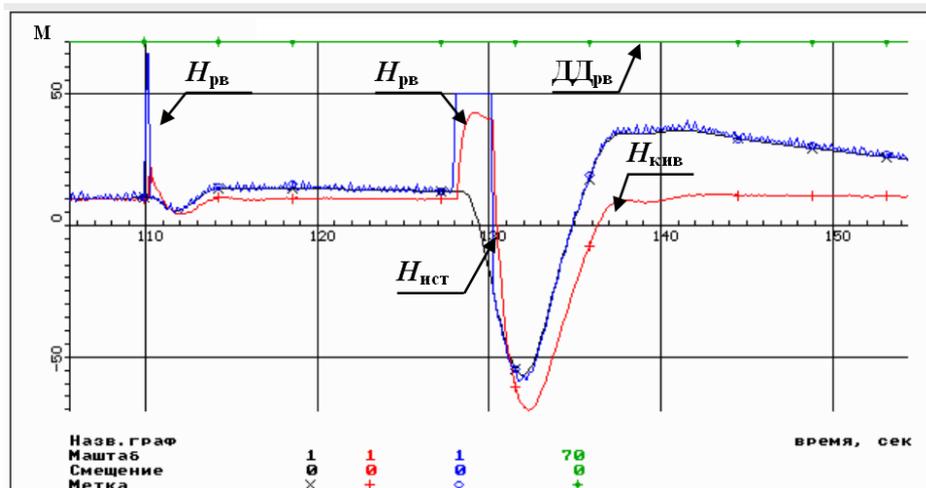


Рис. 3. Одиночный и ступенчатый сбой в горизонтальном полете, признак достоверности данных радиовысотомера в масштабе 70

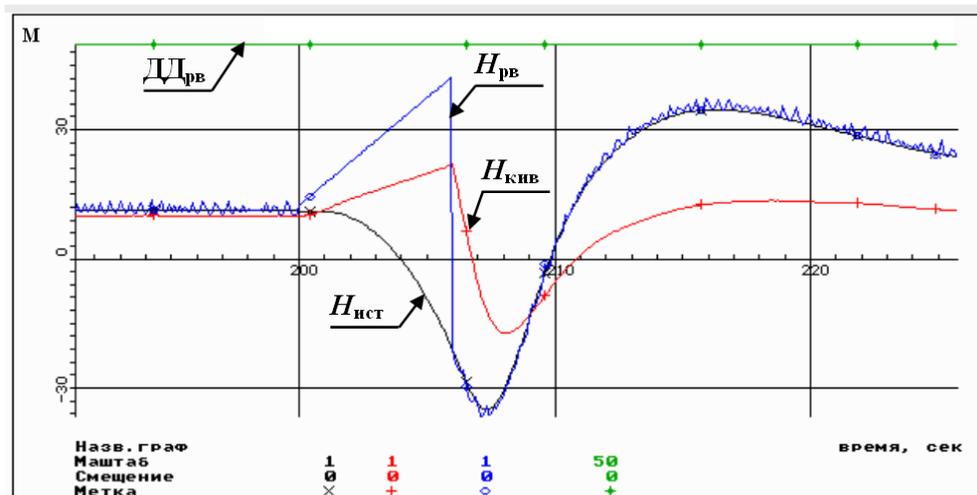


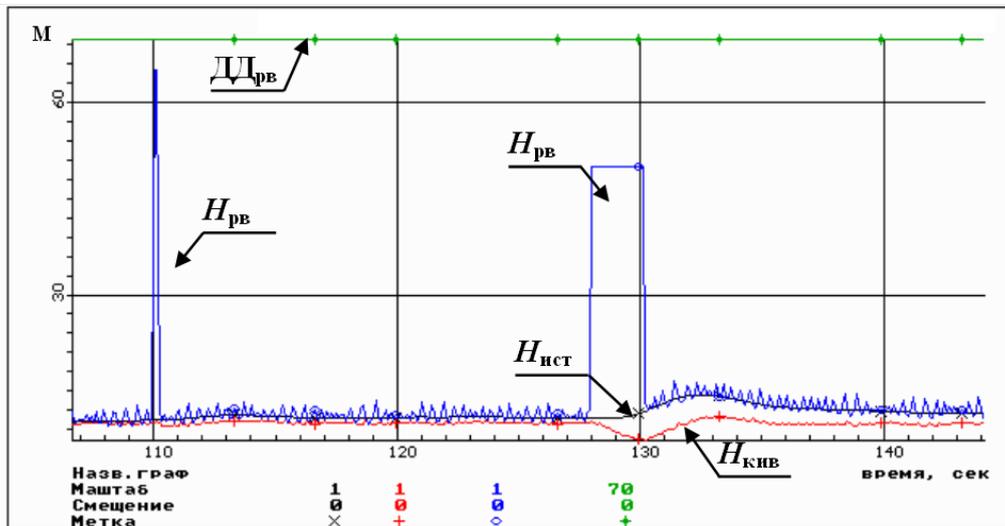
Рис. 4. Экстраполятор первого порядка в горизонтальном полете, признак достоверности данных радиовысотомера в масштабе 50

Результаты показывают, что использование ложной информации радиовысотомера в совместной обработке комплексного измерителя высоты приводит в горизонтальном полете к просадке БПЛА относительно заданной траектории полета. Ступенчатый сбой и экстрапо-

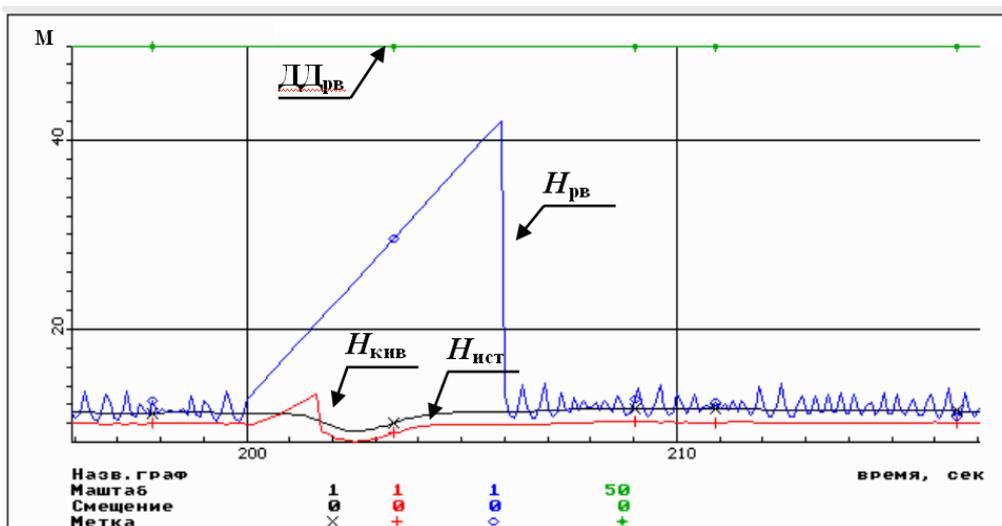
лятор первого порядка вызывают просадку до отрицательной высоты, что в реальных условиях применения эквивалентно приводнению БПЛА.

На рис. 5-6 приведены результаты моделирования отказных ситуаций с использованием в совместной обработке измерений, прошедших алгоритм идентификации ложной информации.

Моделирование показывает надежную идентификацию ложной информации радиовысотомера по предложенной схеме и исключение из обработки недостоверных данных.



**Рис. 5. Одиночный и ступенчатый сбои в горизонтальном полете, признак достоверности данных радиовысотомера в масштабе 70**



**Рис. 6. Экстрепольятор первого порядка в горизонтальном полете, признак достоверности данных радиовысотомера в масштабе 50**

На рис. 7 приведены графики параметров допуска алгоритма идентификации ложной информации, невязки фильтра Калмана и признака экстраполяции комплексного измерителя высоты. Наглядно демонстрируют работу комплексного измерителя высоты при наличии отказа рис. 6-7. На 200 с автономного полета радиовысотомер выдает ложную информацию. В этот момент времени начинает увеличиваться невязка фильтра Калмана (рис. 7). При превышении величины невязки второго параметра допуска  $p_{\min}$ , в алгоритме идентификации ложной информации рассчитываются резервные параметры, хотя признак экстраполяции ( $I_{\text{экстр}}$ ) еще не выставлен и решение о наличии сбоя не принято. До 201.5 с высота ком-

плексного измерителя высоты приводится к ложной высоте радиовысотомера (рис. 6). Однако после превышения невязки первого параметра допуска  $P_{\max}$ , выставляется признак экстраполяции комплексного измерителя высоты и производится замена данных алгоритма на резервные параметры вертикального движения (201.5 с автономного полета рис. 6). В режиме экстраполяции комплексный измеритель высоты обеспечивает систему управления достоверной информацией о высоте и вертикальной скорости. После выхода радиовысотомера в режим измерения высоты признак экстраполяции снимается, и комплексный измеритель высоты возобновляет работу в штатном режиме комплексования.

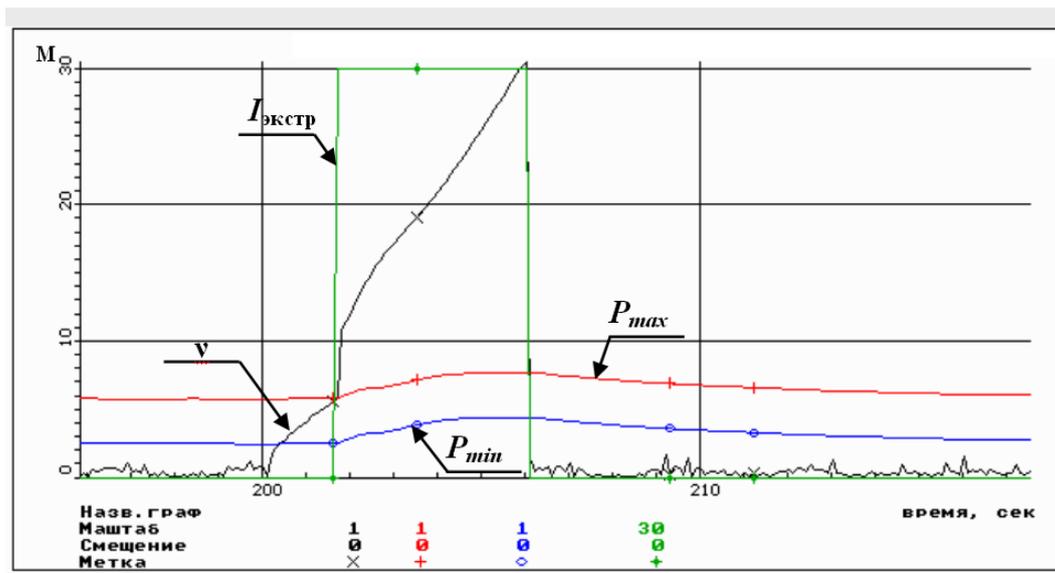


Рис. 7. Экстраполятор первого порядка, признак экстраполяции в масштабе 30

### Выводы

В настоящей работе предложен новый подход к построению помехозащищенной радиоинерциальной комплексной измерительной системы для системы управления полетом БПЛА на малой высоте над взволнованной водной поверхностью. Подход заключается в реализации в составе комплексного измерителя высоты ряда алгоритмов, обеспечивающих систему управления точной и надежной информацией о параметрах вертикального движения:

- алгоритм комплексования, функционирующий по задержанной информации измерителей, что позволяет проводить анализ на достоверность некоторой совокупности измерений радиовысотомера;
- алгоритм идентификации ложной информации, реализующий двухуровневый контроль измерений радиовысотомера на интервале времени и обеспечивающий повышенную надежность защиты.

Наличие достоверной информации радиовысотомера, в свою очередь, позволяет реализовать в составе комплексного измерителя алгоритмы оценки высоты волны и ошибок ИНС для формирования безопасной высоты полета при отказах радиовысотомера.

Предложенный в работе подход к идентификации ложной информации дает возможность применения сложных схем защиты. Так, в частности, могут быть реализованы варианты контроля с использованием методов теории временных рядов.

Таким образом, решена задача обеспечения маловысотного полета БПЛА над взволнованной водной поверхностью в условиях отказов радиовысотомера. Предложенный подход содержит принципиальные решения, методические основы и алгоритмы для применения в составе технически реализуемых систем управления.

### Библиографический список

1. Алгоритмы корректируемых инерциальных навигационных систем, решающих задачу топопривязки / Голован А.А. [и др.]; под ред. Парусникова Н.А. – М.: Изд-во Механико-математического факультета МГУ, 1994. – 44 с.
2. Справочник по теории автоматического управления / под ред. Красовского А.А. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит, 1987. – 712 с.
3. **Фролов, В.С.** Радио-инерциальные системы наведения / В.С. Фролов. – М.: Советское радио, 1976. – 184 с.
4. **Небылов, А.В.** Измерение параметров полета вблизи морской поверхности / А.В. Небылов. – СПб.: СПбГААП, 1994. – 307 с.
5. **Дмитриев, С.П.** Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем / С.П. Дмитриев, Н.В. Колесов, А.В. Осипов. – СПб.: СПбГААП, 2004. – 208 с.
6. **Кузовков, Н.Т.** Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация / Н.Т. Кузовков, О.С. Салычев. – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.

*Дата поступления  
в редакцию 06.04.2010*

**О.А. Frolova, A.Yu. Mishin**

### **THE INTEGRATED RADIO INERTIAL MEASUREMENT SYSTEM FOR LOW-ALTITUDE FLIGHT DATA ESTIMATION OVER WATER SURFACE**

The paper treats the complex altitude measuring system synthesis for an UAV low-altitude flight support, the measuring system being protected against radio altimeter faults and invalid data. Simulation results that prove the suggested method efficiency are given.

*Key words:* uninhabited air vehicle (UAV), control system, inertial navigation system, radio altimeter, data protection, Kalman filter.