

Многоступенчатая идентификация неизмеряемых параметров полета при комплексировании сигналов бортовых измерительных средств

Лебедев Г.Н.^{1*}, Михайлин Д.А.², Румакина А.В.^{1*}

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

²*Концерн «Вега», Кутузовский проспект, 34, Москва, 121170, Россия*

*e-mail: kaf301@mai.ru

Аннотация

Рассмотрена задача идентификации неизмеряемых параметров полета, к которым относятся ветровые возмущения и масса оставшегося топлива, что оказывается необходимой информацией для контроля безопасности и управления полетом. Предложена многоступенчатая процедура оценивания, согласно которой на начальных ступенях оценивания используются менее точные, но более простые устройства, а более сложные элементы подключаются по мере необходимости.

Сформирован скомплексированный двухступенчатый идентификатор бокового ветра, состоящий из блока оценки порыва ветра, блока оценки его установившегося значения и блока логического переключения с одной оценки на другую, при использовании апериодической фильтрации в первом случае и модифицированного фильтра Калмана во втором.

Наиболее точный способ косвенной оценки установившегося состояния ветра обеспечивается с помощью идентификатора, использующего операцию прогноза оптимального фильтра Калмана. В целях исключения переменных коэффициентов идентификатора и обеспечения разгрузки бортового вычислителя предложено «заморозить» наиболее значимые для оценивания коэффициенты матрицы поправок оптимального фильтра Калмана, а остальные коэффициенты обнулить.

Согласно предложенному принципу многоступенчатой идентификации на каждой ступени используется разный состав датчиков – для ситуации начала действия ветра более полезными являются данные спутниковой навигации, а группа бортовых датчиков – акселерометры, датчик воздушной скорости, быстрее других реагирующих на изменение ветра, а для установившегося значения – другие, контролирующие реакцию самого летательного аппарата на действия в основном постоянной составляющей ветра.

Ключевые слова: многоступенчатая идентификация, комплексирование сигналов, параметры полета, оценка ветровых возмущений.

Введение

Нужно подчеркнуть, что идентификатор «сам по себе» в отрыве от места его использования в контуре управления может быть признан приемлемым по точности. Однако, для решения задач управления его быстродействие должно быть согласовано с предъявляемыми требованиями. В частности, при посадке, в процессе снижения по глиссаде, запаздывание при идентификации порыва ветра более 10 сек становится неприемлемым. Еще острее возникает требование по быстродействию

при взлете на малой скорости полета после отрыва от земли. Аналогичная ситуация возникает при быстрой оценке массы оставшегося топлива, когда его мало.

В предыдущих исследованиях указывалась целесообразность комплексирования оценок нужных параметров, полученных с помощью разных источников измерительной информации. [1-6]

Настоящая работа посвящена использованию этого подхода для уточнения параметров действующего на самолет ветра на основе той же идеи «скрещивания» полученных из разных источников оценок ветра, имеющих различные свойства.

Предлагаемый подход к решению задачи идентификации

Эта процедура основана на формуле Байеса, в которой учитываются как сами оценки, так и среднеквадратические ошибки этих оценок. В частности, при комплексировании этих оценок в двумерном случае формула Байеса имеет вид:

$$m_0 = \frac{m_1\sigma_2^2 + m_2\sigma_1^2}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}. \quad (1)$$

В данной работе сделана попытка комплексирования двух оценок скорости бокового ветра:

С помощью идентификатора 1, использующего бортовые датчики углов крена, рысканья и их угловых скоростей на базе модифицированного фильтра Калмана, обеспечивающего максимальную точность в установившемся режиме полета.

С помощью идентификатора 2, использующего датчик воздушной скорости и спутниковую навигационную систему, (СНС), способные вычислять боковые

составляющие воздушной и путевой скоростей с минимальной динамической ошибкой в начале переходного процесса.

Структура идентификатора 1 была рассмотрена в [7], когда переменные коэффициенты фильтра Калмана «заморожены» и с учетом выполнения условия наблюдаемости обеспечивается сходимость получаемых оценок при стремлении систематических ошибок к нулю, зато динамическая ошибка весьма существенна.

В итоге постоянная времени этого идентификатора составила $T_1 = 5-7$ сек.

Оценка бокового ветра с помощью идентификатора 2, использующего СНС, датчик воздушной скорости, и первые результаты компьютерного моделирования.

При решении указанной задачи считалось, что датчик воздушной скорости летательного аппарата(ЛА) позволяет оценить ее боковую составляющую при незначительной динамической ошибке в случае ее изменения по сравнению со случайной ошибкой, составляющей по максимуму около 10% по отношению к полезному сигналу.

При рассмотрении работы СНС считалось, что первоначально оценивалась составляющая бокового пути Z в земной системе координат, а затем с помощью специального алгоритма оценивалась его производная при дополнительной аperiodической фильтрации шумов измерения линейного положения ЛА. Блок-схема системы получения оценок m_{21} и m_{22} двумя способами измерения представлена на рис.1.

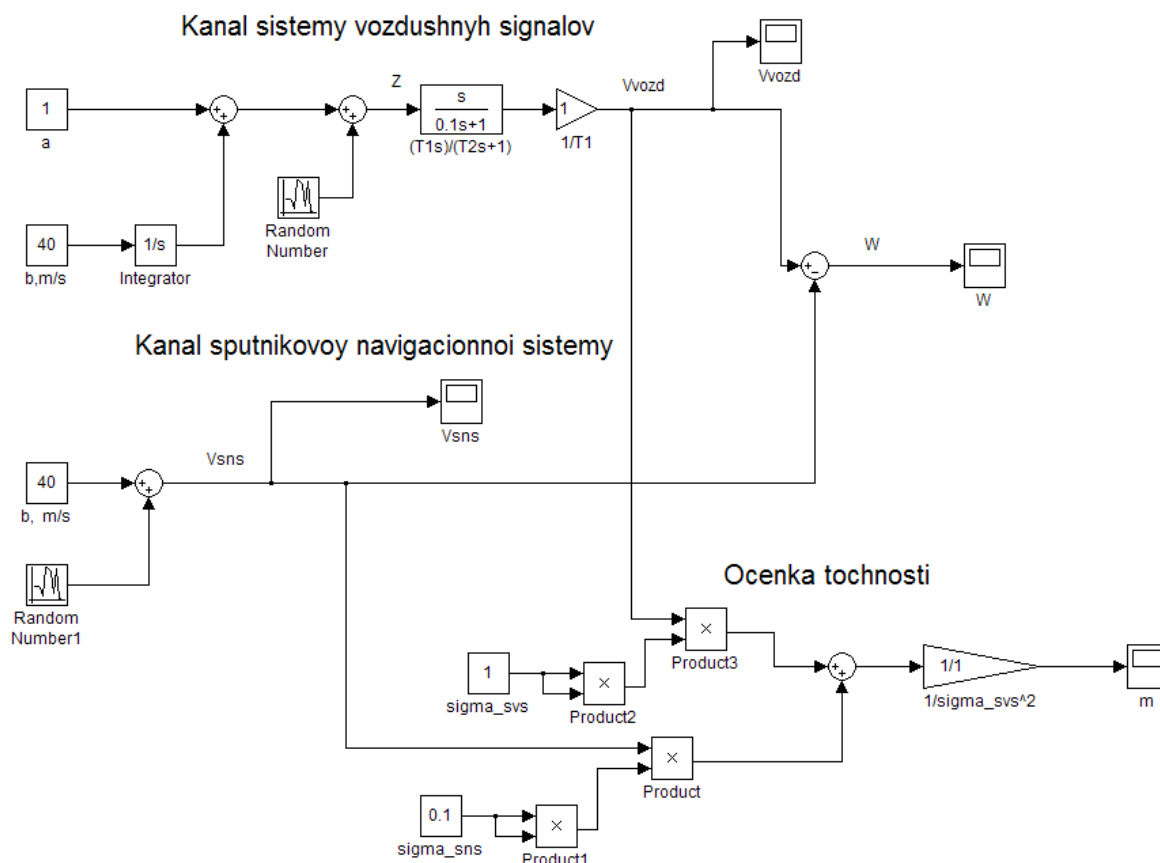


Рис. 1 – Блок-схема компьютерного моделирования оценки бокового ветра с помощью датчика воздушной скорости и СНС

Моделирование проводилось в среде Matlab. Согласно схеме моделирования воспроизводились процессы получения оценок:

m_{21} – оценка бокового ветра с помощью СНС;

m_{22} – оценка бокового ветра с помощью датчика воздушной скорости.

На рис.2 представлен процесс поведения оценки m_{21} боковой составляющей путевой скорости, на рис.3 – процесс поведения оценки боковой составляющей воздушной скорости.

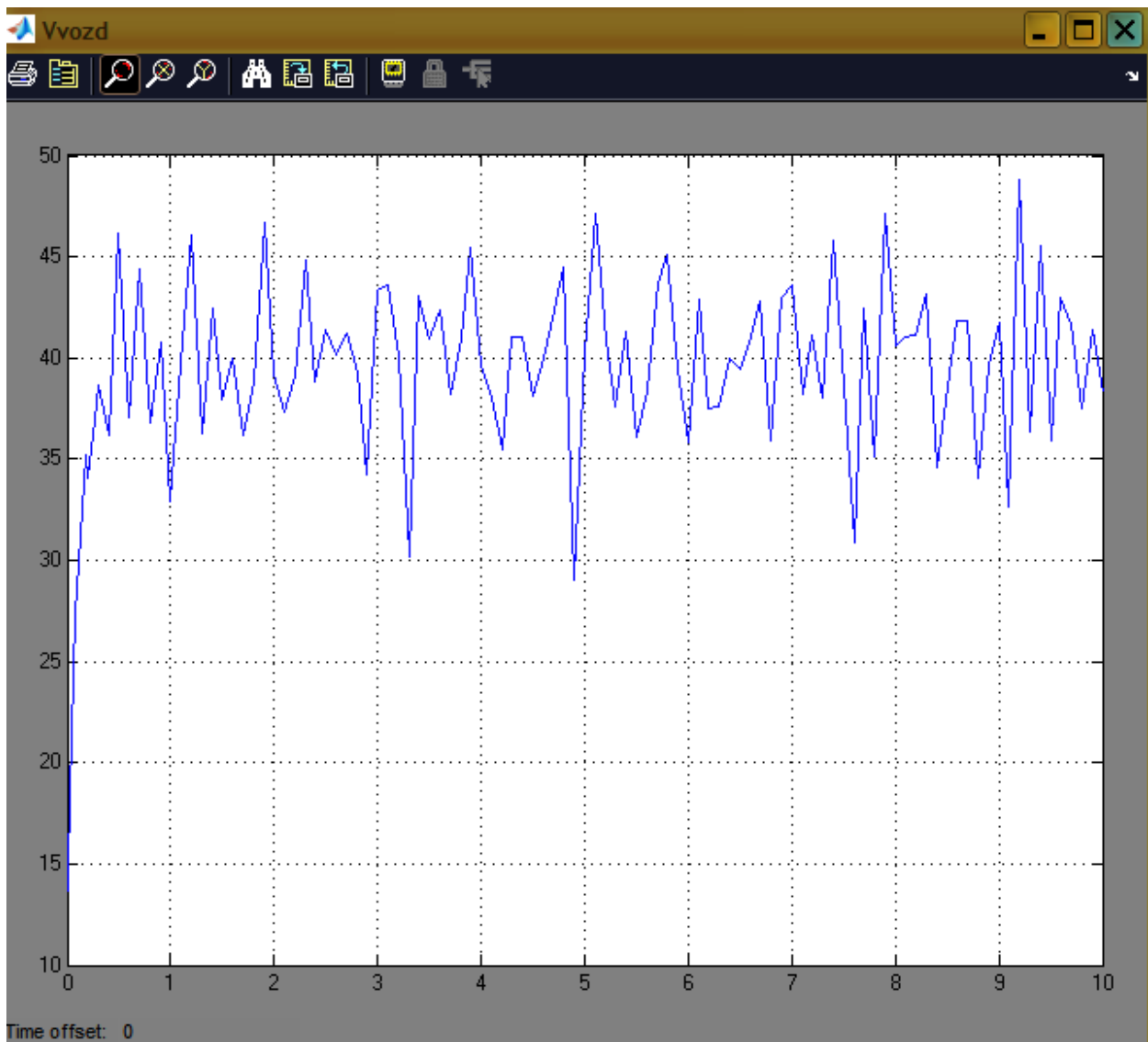


Рис. 2 – Процесс поведения оценки боковой составляющей путевой скорости

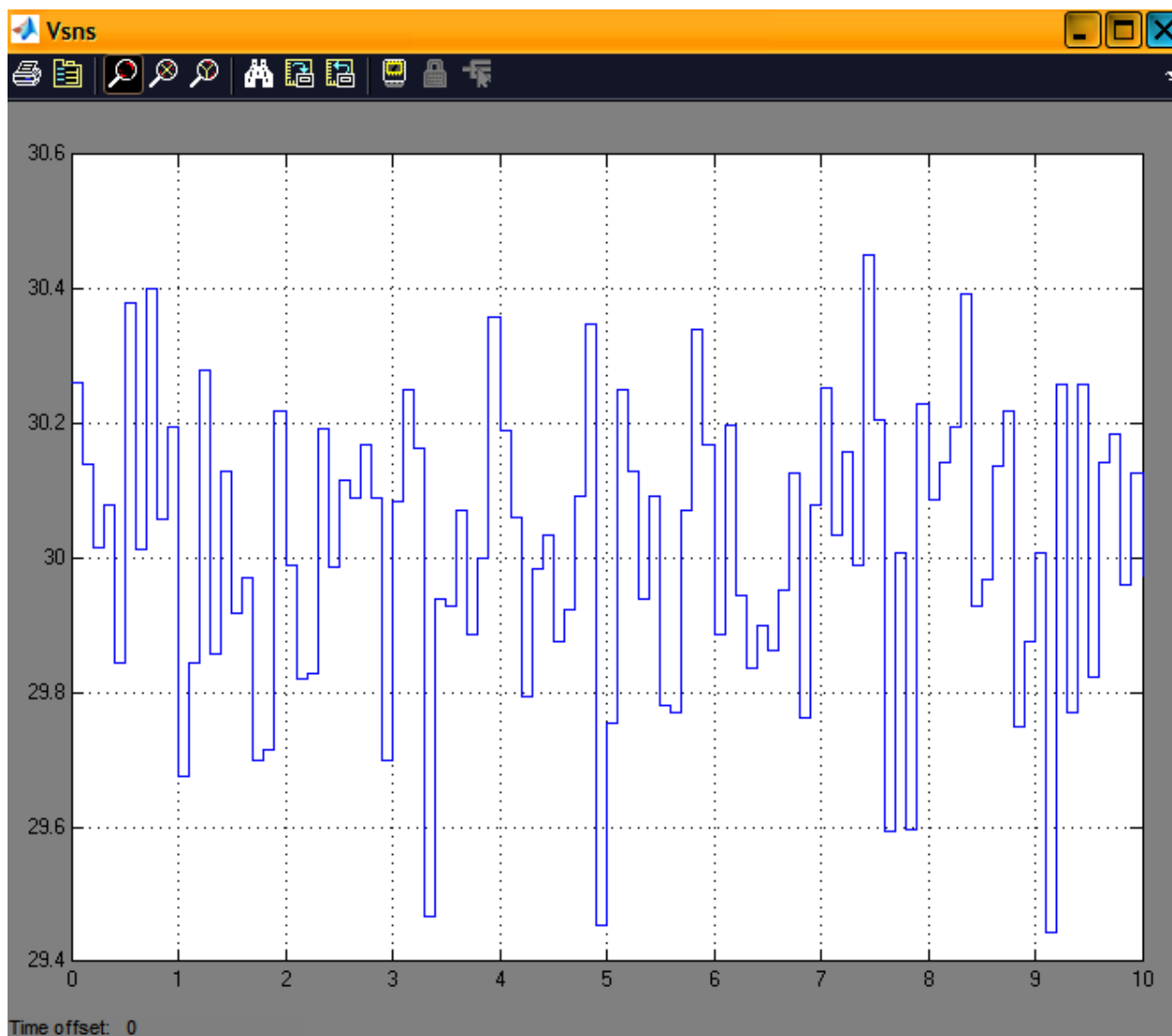


Рис. 3 – Процесс поведения оценки боковой составляющей воздушной скорости

Характерной особенностью этих процессов является значительный уровень случайных ошибок по сравнению с динамическими ошибками, что нашло свое отражение при вычислении итоговой оценки m_1 бокового ветра в виде разности $\mathbb{I}(m)_{21} - m_{22}$, как показано на рис.4.

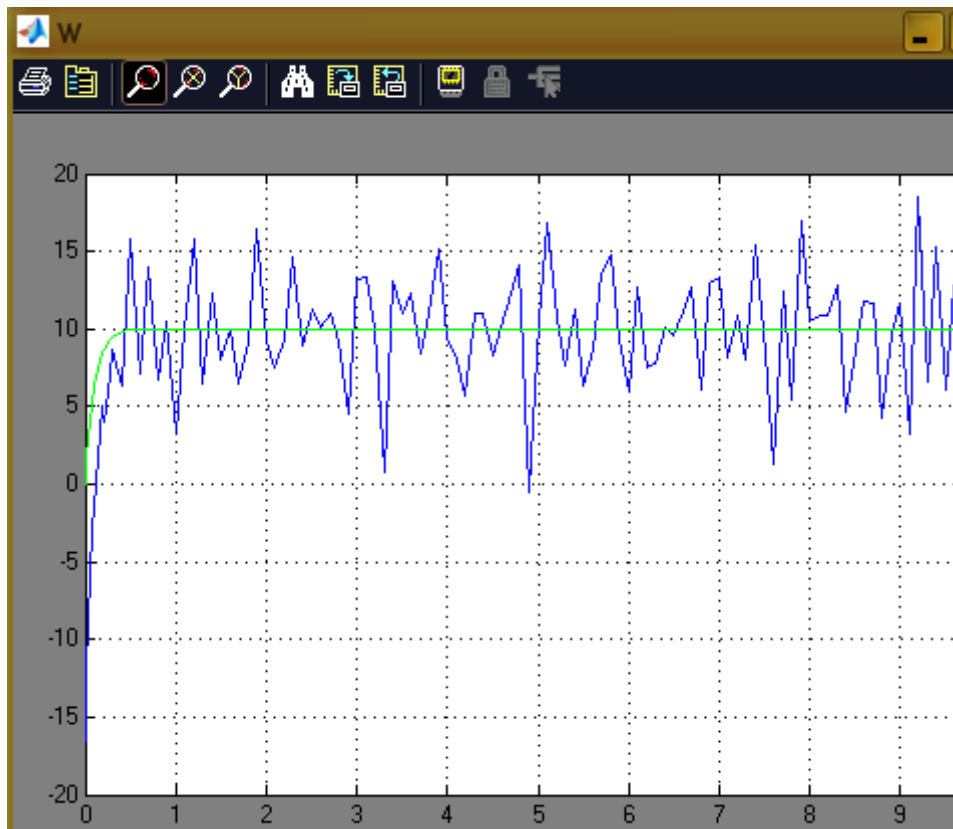


Рис. 4 – Итоговый процесс поведения оценки m_2 бокового ветра с помощью датчика воздушной скорости и СНС

На рис. 4 также показана динамическая ошибка в оценке постоянной величины бокового ветра с весьма малым временем запаздывания $T_2=0,5-1$ сек.

Физическое отличие нового сигнала m_2 состоит в том, что динамическая ошибка нового идентификатора 2 явно меньше, а случайная – явно меньше, чем у идентификатора 1. Поэтому их необходимо комплексировать.

Комплексирование результатов оценивания бокового ветра с помощью идентификатора, использующего измерения угловых движений ЛА, датчика воздушной скорости и СНС

Для решения задачи комплексирования воспользуемся другой оценкой m_1 боковой скорости ветра, полученной с помощью идентификатора 1.

Тогда согласно формуле (1) можно получить новое преобразование если приближенно оценить отношение: $\sigma_{12}/\sigma_{22} = (m_1 - m_2)/\Delta$.

Теперь установим, когда $(m_1 - m_2)/\Delta$ близко к нулю – это произойдет тогда, когда показания идентификаторов практически будут совпадать, а это случится в конце переходного процесса. Значит в этом случае лучше «верить» идентификатору 1 постоянного ветра, что и получается по формуле (1). В противном случае в начале переходного процесса лучше «верить» идентификатору 2 порыва ветра. Структурная схема комплексирования двух идентификаторов представлена на рис. 5.

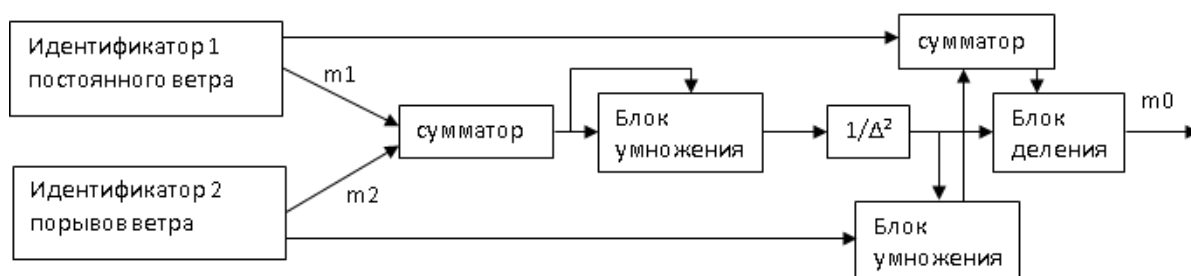


Рис. 5 – Блок-схема комплексирования двух идентификаторов

Моделирование работы двухступенчатого идентификатора показало, что можно еще дополнительно уменьшить постоянную времени запаздывания.

Пример поведения этой оценки показан на рис. 6.

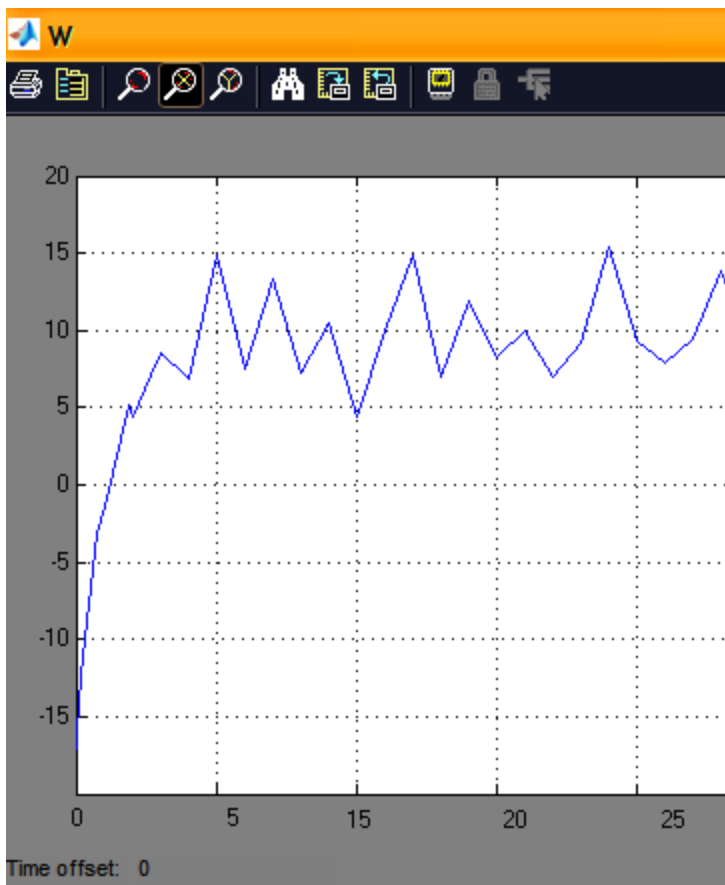


Рис. 6 – Итоговая оценка m_0 бокового ветра после комплексирования

Достоинством полученной оценки m_0 является снижение динамической и случайной составляющих ошибок в 1.5 раза.

Введение этого идентификатора в контур управления посадкой как легкого, так и тяжелого самолета показало, что в точке приземления ошибки по положению, курсу, крену и углу пути полностью удовлетворяют требованиям по безопасности посадки.

Аналогичный положительный эффект возникает при использовании многоступенчатой идентификации при комплексировании измерительной информации при уточнении массы оставшегося топлива в реальном масштабе времени, что очень важно при решении задачи возвращения самолета на аэродром.

Показано, что предложенный подход в 1,3 – 1,5 раза расширяет интервал времени безопасного полета с гарантией безопасного возвращения.

Заключение

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

При идентификации бокового ветра был использован принцип двухступенчатой оценки, когда один идентификатор оценивает порыв ветра, а второй – его установившееся значение в конце переходного процесса. Это позволяет скомплексировать единый сигнал, имеющий удовлетворительную случайную и динамическую погрешность.

При идентификации массы оставшегося топлива предложен принцип трехступенчатой оценки пассивной и активной идентификации.

Во всех случаях устройство многоступенчатой идентификации имеет блок логического переключения с одной оценки на другую.

Работа выполнена при материальной поддержке гранта РФФИ 15-08-00043.

Библиографический список

1. Калман Р.Е., Бьюси Р.С. Новые результаты линейной фильтрации и теории предсказаний // Техническая механика. 1961. №1. серия D. С 123-141.
2. Первачев С.В., Валуев А.А., Чиликин В.М. Статистическая динамика радиотехнических следящих систем. - М.: Советское радио, 1973. – 489 с.

3. К. Браммер, Г. Зиффлинг. Фильтр Калмана-Бьюси. - Москва. Наука, 1982. – 199 с.
4. Меркулов В.И., Дрогалин В.В., Канащенко А.И. и др. Авиационные системы радиопреуправления. Т.1. Принципы построения систем радиопреуправления. Основы синтеза и анализа / Под ред. А.И. Канащенко и В.И. Меркулова. – М.: Радиотехника, 2003. - 192 с.
5. Кишко Д.В., Анализ точности определения собственных координат при использовании радионавигационной системы с малыми базами между передатчиками // Труды МАИ, 2014, №78:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=53755>
6. Дмитроченко Л.А., Сачков Г.И. Функциональные алгоритмы и уравнения ошибок определения параметров ориентации в инерциальных навигационных системах // Труды МАИ, 2015, №80:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=56986>
7. Лебедев Г.Н., Ефимов А.В., Михайлин Д.А. Оценка вектора состояния беспилотного летательного аппарата при наличии в объекте управления нелинейных элементов // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т.19. №1. С. 12-16.