

3. Числовой анализ кодов голда и АВ кодов показал, что нелинейные шумоподобные сигналы, при их использовании в каналах с ограниченной полосой, обладают лучшими показателями пик-фактора. Это безусловно делает их более привлекательными в условиях предъявления жестких требований к передающим устройствам.

Библиографический список

1. Пестряков В. Б., Афанасьев В. П., Гурвиц В. И. и др. Шумоподобные сигналы в системах передачи информации. М.: Советское радио, 1973.
2. Гришин Ю. П., Ипатов В. П. и др. Радиотехнические системы. М.: Высшая школа, 1990.
3. Auslander L., Barbano P. Communication Codes and Bernoulli Transformation, Appl. And Comp. Harm. Analysis, v 5, 1998, 109–128.
4. Харин Ю. С., Берник В. И., Матвеев Г. В., Агиевич С. В. Математические и компьютерные основы криптологии: учебное пособие. Мн.: Новое знание, 2003.
5. Шнайер Б. Прикладная криптография. Протоколы, алгоритмы, исходные тексты на языке Си. М.: Изд-во ТРИУМФ, 2002.

УДК 621.391.26:621.396.96

АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ И КОМПЕНСАЦИИ СИСТЕМАТИЧЕСКОЙ ОШИБКИ ПОСАДОЧНОГО РАДИОЛОКАТОРА ПО ДАННЫМ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

А. С. Мясников, С. Г. Петухов, В. А. Синицын

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
АО «ВНИИРА», г. Санкт-Петербург*

Авиационные комплексы (АК) военного назначения играют важную роль при формировании боевого потенциала ВКС РФ. Эффективное применение АК невозможно без качественного функционирования системы управления полетами воздушных судов (ВС), навигации, посадки и связи, основу которой составляют радиотехнические средства и комплексы, развертываемые на военных аэродромах ВКС РФ.

Системы радиотехнического обеспечения (РТО) полетов авиации на аэродромах ВКС РФ, включающие в свой состав различные радиотехнические средства и комплексы, являются иногда для экипажей ВС единственным источником объективной информации о своем местоположении в воздухе относительно земли, а для групп руководства полетами (ГРП) - о воздушной обстановке в зоне ответственности [1].

Успешное применение военной авиации различного назначения днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях возможно только при наличии и эффективной работе автоматизированной системы управления полетами, навигации, посадки и связи (АСУП НПС) для аэродромов военной авиации, включающей средства РТО, развертываемые на аэродромах и посадочных площадках военной авиации.

Внедрение канала информационного обмена между перспективной наземной аппаратурой радиотехнической системы посадки (РСП) и бортовым пилотажно-навигационным комплексом ЛА делает возможным повышение качества функционирования РСП за счет совместной обработки информации наземных радиолокационных и бортовых навигационно-посадочных систем и средств. Кроме того, необходимость обеспечения действий фронтовой

авиации ВКС РФ с необорудованных аэродромов и участков автострад приводит к необходимости уменьшения массогабаритных характеристик наземной аппаратуры ближней навигации и посадки (вплоть до создания высококомбинированных образцов РСР) и сокращения времени, необходимого для ее развертывания. В связи с вышеизложенным представляется актуальным решение задачи упрощенной юстировки и безоблетного ввода в эксплуатацию аппаратуры РСР.

Рассмотрим алгоритм оценивания систематической ошибки посадочного радиолокатора (ПРЛ) по данным спутниковой навигационной системы (СНС), поступающим от бортовой аппаратуры потребителя ВС. Здесь и далее будем понимать под систематической постоянной и медленно меняющуюся в масштабе темпа поступления информации составляющую ошибки измерений.

Измерения навигационного параметра $\zeta(k)$, поступающие от ПРЛ в момент времени можно представить в виде

$$\zeta^{изм}(k) = \zeta(k) + \Delta\zeta^{вч}(k) + \Delta\zeta^{сист}(k) \quad (1)$$

где $\zeta^{изм}(k)$ – измеренное аппаратурой первичной обработки информации (АПОИ) РЛС значение навигационного параметра $\zeta(k)$, $\Delta\zeta^{вч}(k)$, $\Delta\zeta^{сист}(k)$, – соответственно высокочастотная и систематическая составляющие ошибки измерений. Оценку параметра $\zeta(k)$, полученную в результате вторичной обработки информации (ВОИ) АПОИ [2] или комплексной обработки информации (КОИ) информации ИНС, принятой с борта ЛА по радиоканалу передачи данных и АПОИ [3] можно записать:

$$\hat{\zeta}(k) = \zeta(k) + \Delta\hat{\zeta}^{вч}(k) + \Delta\hat{\zeta}^{сист}(k) \quad (2)$$

где $\hat{\zeta}(k)$ – оценка навигационного параметра $\zeta(k)$; $\Delta\hat{\zeta}^{вч}(k)$ и $\Delta\hat{\zeta}^{сист}(k)$ – соответственно, высокочастотная и систематические составляющие ошибки оценивания. Поскольку алгоритмы ВОИ и КОИ обычно не оценивает систематическую составляющую ошибки позиционного измерителя, справедливо равенство:

$$\Delta\hat{\zeta}^{сист}(k) = \Delta\zeta^{сист}(k) \quad (3)$$

Учитывая, что соотношения (1)-(3) справедливы, как для ПРЛ, так и для СНС, получим:

$$\Delta\hat{\zeta}_1^{сист}(k) - \Delta\hat{\zeta}_2^{сист}(k) = (\Delta\zeta_1^{изм}(k) - \hat{\zeta}(k)) - (\Delta\zeta_1^{вч}(k) - \Delta\hat{\zeta}_2^{вч}(k)) \quad (4)$$

Здесь и в дальнейшем индекс 1 – ПРЛ, а индекс 2 – к СНС. Обозначим

$$\begin{aligned} \Delta\zeta_1^{сист}(k) - \Delta\zeta_2^{сист}(k) &= \eta(k) \\ \Delta\zeta_1^{изм}(k) - \hat{\zeta}(k) &= \chi(k) \\ \Delta\zeta_1^{вч}(k) - \Delta\hat{\zeta}_2^{вч}(k) &= \omega(k) \end{aligned} \quad (5)$$

Тогда выражение для $\chi(k)$ примет вид

$$\chi(k) = \eta(k) + \omega(k) \quad (6)$$

Статистические характеристики высокочастотных составляющих ошибки могут быть записаны:

$$E[\Delta\zeta_1^{вч}(k)] = 0, E[\Delta\zeta_2^{вч}(k)] = 0, E[\Delta\zeta_1^{вч}(k)\Delta\zeta_1^{вч}(l)] = r_1(k)\delta_{k,l}, E[\Delta\zeta_2^{вч}(k)\Delta\zeta_2^{вч}(l)] = p_2(k)\delta_{k,l},$$

$E[\Delta\zeta_1^{вч}(k)\Delta\zeta_2^{вч}(l)] = 0$, где $r_1(k)$ – дисперсия высокочастотной составляющей ошибки измерений ПРЛ, $p_2(k)$ – дисперсия высокочастотной составляющей ошибки оценки параметра

$\zeta(k)$, полученной в результате комплексирования СНС и информации ИНС. Поскольку для установившегося режима работы алгоритма выполняется соотношение $p_2(k) \ll r_1(k)$, справедливо: $E[\omega(k)\omega(l)] = r_1(k)\delta_{k,l}$, $E[\omega(k)] = 0$

Из выражения (6) видно, что задача определения систематической ошибки радиотехнического позиционного датчика сводится к построению оценки величины $\eta(k)$ по псевдоизмерениям $\chi(k)$.

При наличии априорной информации о статических характеристиках процесса изменения систематической ошибки во времени, к задаче оценивания $\eta(k)$ может быть применен алгоритм оптимальной фильтрации.

Если автокорреляционная функция систематической ошибки может быть аппроксимирована выражением вида:

$$K(\tau) = \delta^2 e^{-\frac{|\tau|}{T}} \quad (7)$$

где δ^2 дисперсия медленно меняющейся составляющей ошибки, T – постоянная времени корреляции, то можно записать дифференциальное уравнение для $\eta(t)$

$$\dot{\eta}(t) = -\frac{1}{T}\eta(t) + \sqrt{\frac{2}{T}}\delta\xi(t) \quad (8)$$

где $\xi(t)$ – белый шум единичной интенсивности.

Переходя к дискретной форме представления, получим:

$$\eta(k+1) = e^{-\frac{\Delta t}{T}}\eta(k) + T(1 - e^{-\frac{\Delta t}{T}})\sqrt{\frac{2}{T\Delta t}}\xi(k) \quad (9)$$

или

$$\eta(k+1) = e^{-\frac{\Delta t}{T}}\eta(k) + W(k) \quad (10)$$

Тогда для модели системы (10) и псевдоизмерений (6) уравнения фильтра запишутся:

$$\begin{aligned} \bar{\eta}(k+1) &= e^{-\frac{\Delta t}{T}} \hat{\eta}(k) \\ \hat{\eta}(k) &= \bar{\eta}(k) + K^c(k)(\chi(k) - \bar{\eta}(k)) \\ K^c(k) &= \frac{m(k)}{m(k) + r(k)} \\ m(k) &= e^{-\frac{\Delta t}{T}} p(k) + q(k) \\ p(k) &= K^c(k)r(k) \end{aligned} \quad (11)$$

Ввиду отсутствия информации о $\eta(0)$ и $m(0)$ в качестве начальной оценки систематической ошибки можно использовать первое наблюдение $\hat{\eta}(0) = \chi(1)$. Тогда начальное значение дисперсии прогноза будет определяться соотношением $m(0) = r(1)$. Такая инициализация фильтра обладает еще и тем преимуществом, что позволяет использовать для оценивания систематической ошибки фильтр с постоянными коэффициентами, оптимизированными для установившегося режима.

В качестве базиса для работы фильтра следует выбрать систему навигационных параметров, измеряемых в оцениваемой системе, поскольку в базисе измерителей систематическая ошибка измерений изменяется медленнее, чем в системе координат, связанной с взлетно-посадочной полосой. Получение оценки систематической ошибки в базисе измерителя позволяет достаточно просто использовать ее для коррекции измерений ПРЛ при пропадании информации от СНС. Такая коррекция может быть реализована путем добавления предварительно полученной оценки систематической составляющей ошибки к измерениям ПРЛ.

Из выражения (5) видно, что оценка систематической ошибки ПРЛ $\Delta \hat{\zeta}_1^{сисм}$ будет иметь вид:

$$\Delta \hat{\zeta}_1^{сисм}(k) = \Delta \zeta_2^{сисм}(k) + \hat{\eta}(k) \quad (12)$$

Результаты КОИ СНС с ИНС преобразуются в систему измеряемых ПРЛ (дальность, курсовой и глассадные углы), т.е. в полярную СК с началом в точке стояния ПРЛ. В этой СК выполняются следующие операции:

- получение оценки систематической составляющей ошибки измерений

$$\Delta \hat{\xi}^{сисм}(k+1) = \Delta \hat{\xi}^{сисм}(k) + K^c(k) [\xi^{изм}(k) + \bar{\xi}(k)] \quad (13)$$

где $\Delta \hat{\xi}^{сисм}(k)$ – оценка систематической ошибки измерений координаты $\xi(k)$, $\xi^{изм}(k)$ – измеренное значение координаты $\xi(k)$, $\bar{\xi}(k)$ – оценка координаты, вычисленная в результате комплексной обработки информации ИНС и СНС); $K^c(k)$ – коэффициент усиления фильтра оценки систематической ошибки.

- компенсации систематической ошибки

$$v^{комп}(k) = v(k) + \Delta \xi^{сисм}(k) \quad (14)$$

где $v(k)$ – невязка, $v^{комп}(k)$ – невязка, полученная с учетом компенсации систематической ошибки.

При исследовании алгоритма оценивания и компенсации систематической ошибки ПРЛ по данным СНС моделирование проводилось для следующих условий:

1. Начальные координаты самолета в посадочной системе координат: $x(0) = 30860$ м, $z(0) = 9860$ м, $y(0) = 400$ м. Траектория движения в вертикальной плоскости состоит из двух участков: горизонтального и наклонного, с углом наклона $2^{\circ}40'$.
2. Задавались следующие модели погрешностей АПОИ ПРЛ (таблица 1):

Таблица 1

Систематическая погрешность (м)			Флюктуационная погрешность (2σ) (м)		
D(м)	Ек (град)	Ег (град)	D(м)	Ек (град)	Ег (град)
6	0,1	0,15	24	0,5	0,6

3. СКО координат, вырабатываемых СНС принята равной 2 м.
4. До 400-й секунды полета проводилось оценивание систематической составляющей погрешности измерений ПРЛ, затем – ее компенсация.

Результаты моделирования в виде осредненных по ансамблю из 500 реализаций процессов оценивания координат ЛА приведены на рис. 2–4 и в таблице 2.

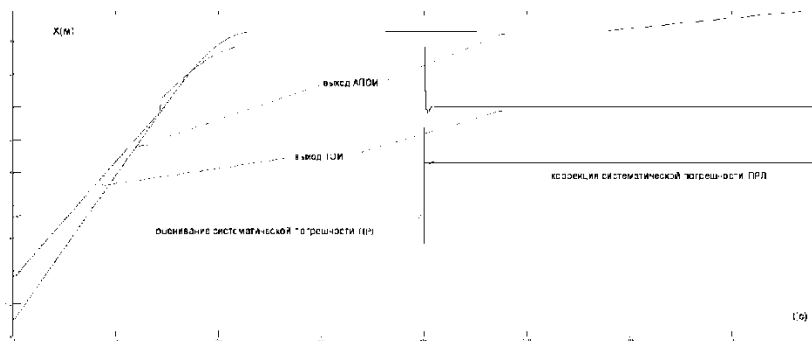


Рис. 1. Оценка и компенсация систематической составляющей ПРЛ по данным СНС. Координата X.

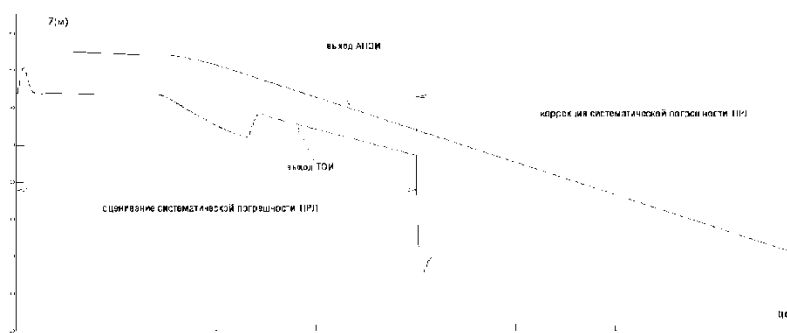


Рис. 2. Оценка и компенсация систематической составляющей ПРЛ по данным СНС. Координата Z.

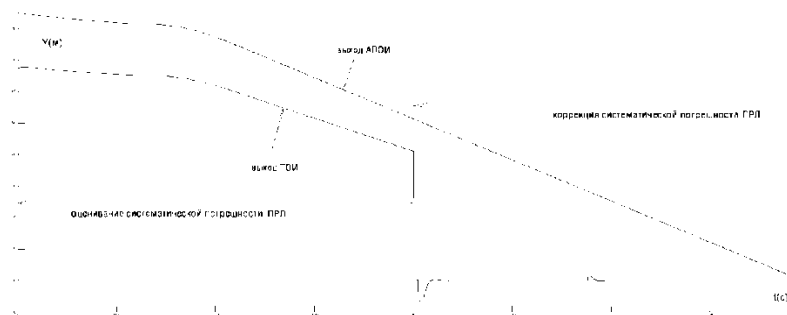


Рис. 3. Оценка и компенсация систематической составляющей ПРЛ по данным СНС. Координата Y.

Таблица 2

Дальность (м)	25 000			4 000		
	X	Z	Y	X	Z	Y
Систематическая погрешность (м)						
АПОИ	4,62	45,12	67,79	5,39	7,64	12,94
ТОИ	3,71	37,23	54,81	0,04	0,08	-0,07

Выводы. Результаты моделирования позволяют сделать вывод об устойчивом характере процесса оценивания и успешной компенсации систематической ошибки радиолокатора по измерениям бортовой спутниково-инерциальной системы.

Библиографический список

1. Черный М. А., Кораблин В. И. Самолетовождение. М.: Университет. Книжный дом, 2007.
2. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / под ред. М. Н. Красильникова и Г. Г. Серебрякова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005.
3. Фарина А., Студер Ф. Цифровая обработка радиолокационной информации. Сопровождение целей. М.: Радио и связь, 1993.

УДК 621.391.26 : 621.396.96

АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ И ДВИЖЕНИЯ НАДВОДНОГО ОБЪЕКТА БОРТОВОЙ АППАРАТУРОЙ ДИСТАНЦИОННО ПИЛОТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ АЗИМУТАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

А. С. Мясников, С. Г. Петухов, В. А. Сеницын

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
АО «ВНИИРА», г. Санкт-Петербург*

В последние годы широкое развитие получил класс дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА). Такие достоинства малых ДПЛА как высокая мобильность и относительно небольшие эксплуатационные расходы делают целесообразным их применение при решении задач определения координат местоположения и параметров движения наземных и надводных объектов, в частности, для задач экологического мониторинга. Важнейшей составной частью такого мониторинга является определение координат местоположения, направления и скорости движения объекта мониторинга (ОМ). Специфика малых ДПЛА заключается в том, что они, как правило, оборудуются простейшими пассивными устройствами сбора информации (ТВ, ИК и т.д.), не позволяющими с приемлемой точностью определять расстояние до ОМ. Однако с использованием информации, поступающей от этих датчиков и от пилотажно-навигационного комплекса, может быть измерен азимут на ОМ. В случае, когда скорость ДПЛА значительно превосходит скорость ОМ, совокупность измерений азимута можно рассматривать как набор измерений многопозиционной угломерной системы. Известно [1], что в подобной системе, состоящей из двух пунктов наблюдения, максимальная точность определения координат объекта достигается в плоскости, перпендикулярной к прямой, их соединяющей. Следовательно, для наилучшего измерения координат в каждый момент времени вектор скорости ДПЛА должен быть перпендикулярен направлению на ОМ. Таким образом, наилучшей траекторией движения ДПЛА является кривая, близкая к окружности. Блок-схема алгоритма оценивания координат и составляющих скорости ОМ с помощью линеаризованной модификации фильтра Калмана [2] приведена на рис. 1.

Уравнения блоков имеют вид:

Блок вычисления априорной оценки вектора состояния: $\bar{X}(k+1) = \Phi \hat{X}(k)$

Блок преобразования координат:

$$\bar{A}(k) = \arctg \left(\frac{\bar{z}(k) - z^{\bar{A}\bar{I}\bar{E}\bar{A}}(k)}{\bar{x}(k) - x^{\bar{A}\bar{I}\bar{E}\bar{A}}(k)} \right), \quad \bar{D}(k) = \sqrt{(\bar{x}(k) - x^{\bar{A}\bar{I}\bar{E}\bar{A}}(k))^2 + (\bar{z}(k) - z^{\bar{A}\bar{I}\bar{E}\bar{A}}(k))^2}$$