

**МЕТОД ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ФИЛЬТРА КАЛМАНА**

Ху Юйхуэй

bmstubithyh@gmail.com

SPIN-код: 6562-5738

Ма Дэн

madeng1995@gmail.com

SPIN-код: 8851-7247

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Представлены алгоритмы классического фильтра Калмана для компенсации погрешностей навигационных систем летательных аппаратов. Описано использование фильтра Калмана для компенсации погрешностей измерительных систем в автономном режиме. Выполнен анализ характеристик выходных сигналов инерционной навигационной системы (ИНС) и спутниковой навигационной системой (СНС). Представлена схема обработки сигналов гибридной системы, разработан алгоритм синтеза сигналов из ИНС и СНС с фильтром Калмана, реализующим компенсацию погрешностей обеих систем. Представлены результаты математического моделирования погрешностей ИНС и фильтра Калмана, выполнено сравнение результатов оценивания с теоретическими значениями. Доказано, что точность навигационной системы можно повысить с помощью фильтра Калмана.

Ключевые слова

Фильтр Калмана, летательный аппарат, гауссов белый шум, инерционная навигационная система, GPS, погрешность навигационных систем, прогноз, компенсация погрешностей

Поступила в редакцию 14.05.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

Введение. Задачей настоящей работы является исследование алгоритмического метода повышения точности навигационных систем летательного аппарата (ЛА).

Обычно инерциальные навигационные системы (ИНС) корректируются от внешних измерительных систем: их сигнал подвергается совместной обработке [1–4]. При использовании внешней информации в фильтре Калмана определяется оценка погрешностей ИНС, которая затем алгебраически вычитается из выходного сигнала системы.

Фильтр Калмана. В наиболее распространенных методах компенсации погрешностей навигационных систем предполагается использование различных алгоритмов оценивания [5, 6]. Учитывая специфику реализации алгоритмического обеспечения на борту ЛА в условиях дефицита объема машинной памяти, выделим среди многообразия алгоритмов лишь компактные алгоритмы оценивания [7–9].

Достаточно высокой точностью и в то же время простотой реализации в бортовой цифровой вычислительной машине отличаются калмановские алгоритмы оценивания, например классический фильтр Калмана.

Рассмотрим дискретное линейное уравнение, описывающее динамический объект, например измерение погрешностей ИНС:

$$x_{k+1} = \Phi_{k+1,k} x_k + G_{k+1,k} W_k, \quad (1)$$

где x_k — n -вектор состояния; W_k — r -вектор входного возмущения; $\Phi_{k+1,k}$ — $(n \times n)$ -матрица объекта; $G_{k+1,k}$ — $(n \times r)$ -матрица входа.

Входные возмущения предполагаются r -мерным дискретным аналогом гауссова белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей:

$$M[\omega_j \omega_k^T] = Q_k \delta_{j,k},$$

где Q_k — неотрицательно определенная $(r \times r)$ -матрица; $\delta_{j,k}$ — символ Кронекера, означающий

$$\delta_{j,k} = \begin{cases} 1, & \text{если } j = k; \\ 0, & \text{если } j \neq k. \end{cases}$$

Часть вектора состояния можно измерить непосредственно:

$$z_{k+1} = H_{k+1} x_{k+1} + V_{k+1}. \quad (2)$$

Здесь z_{k+1} — m -вектор измерений; V_{k+1} — m -вектор погрешностей измерения; H_{k+1} — $(m \times n)$ -матрица измерений.

Погрешности измерений предполагаются m -мерным дискретным аналогом гауссового белого шума, для которого $M[V_{k+1}] = 0$, $M[V_j V_{k+1}^T] = R_{k+1} \delta_{j,k+1}$; где R_{k+1} — неотрицательно определенная $(m \times m)$ -матрица.

Погрешности измерения (иначе измерительный шум) и входные возмущения (иначе входной шум) не коррелированы: $M[V_j W_k^T] = 0$ при любых j и k .

Начальное значение вектора состояния полагаем гауссовым случайным вектором с нулевым математическим ожиданием, не зависящим от входных возмущений погрешностей измерений: $M[x_0 W_k^T] = 0$; $M[x_0 V_{k+1}^T] = 0$ для любого k .

Ковариационная матрица $M[x_0 x_0^T] = P_0$ представляет собой неотрицательно определенную $(n \times n)$ -матрицу.

Требуется на основе математического ожидания объекта и априорной информации о статистических характеристиках входных и измерительных шумов, осуществляя измерения части вектора состояния, оценить вектор состояния так, чтобы функционал J_k принимал минимальное значение:

$$J_k = M[(x_k - \hat{x}_k)^T (x_k - \hat{x}_k)] = \min.$$

Здесь \hat{x}_k — оценка вектора состояния.

Оптимальная оценка вектора состояния определяется из уравнения вида

$$\hat{x}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k + K_{k+1} v_{k+1}, \quad (3)$$

где K_{k+1} — $(n \times m)$ -матрица усиления фильтра; $v_{k+1} = z_{k+1} - H_{k+1,k} \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k$ — обновляемая последовательность.

Уравнение (3) имеет следующий физический смысл. На основе оценки вектора состояния и матрицы объекта осуществляется прогноз для следующего шага вычисления оценки. Одновременно выполняется коррекция этого прогноза посредством использования обновляемой последовательности. Обновляемая последовательность представляет собой сумму погрешности прогноза и измерительного шума.

Матрица усиления фильтра определяет вес, с которым входит обновляемая последовательность в оценку вектора состояния. В случае проведения идеальных измерений, т. е. когда измерительный шум отсутствует, матрицу усиления выбирают максимальной. Чем больше измерительный шум, тем с меньшим весом учитывается обновляемая последовательность при формировании оценки вектора состояния. Фильтр Калмана описывается уравнениями

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1} &= \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k + K_{k+1} v_{k+1}; \\ P_{k+1/k} &= \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + Q_k; \\ K_{k+1} &= P_{k+1/k} H_{k+1}^T \left[H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1} \right]^{-1}; \\ P_{k+1} &= (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1/k}. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $P_{k+1/k}$ — априорная ковариационная матрица погрешностей оценивания; P_{k+1} — апостериорная ковариационная матрица погрешностей оценивания.

С помощью фильтра Калмана осуществляется не только восстановление всего вектора состояния системы, но подавляется влияние измерительного шума.

Уравнения фильтра Калмана очень удобны для реализации на бортовой цифровой вычислительной машине, так как просты в вычислительном плане и не требуют большого объема машинной памяти.

Фильтр Калмана работает следующим образом. С использованием оценки вектора состояния на предыдущем шаге вычислений предсказывается оценка вектора состояний на текущем шаге. На первом шаге вычислений в качестве начального значения оценки вектора состояния обычно принимается $\hat{x}_0 = M[x_0]$. При поступлении измерений z_{k+1} формируется обновляемая последовательность

$$v_{k+1} = z_{k+1} - H_{k+1} \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k. \quad (5)$$

Следующий этап — формирование априорной ковариационной матрицы погрешностей оценивания. Для того, чтобы воспользоваться ее выражением, необходимо задать начальную ковариационную матрицу погрешностей оценивания, как правило

$$P_0 = M[x_0 x_0^T].$$

На основе априорной ковариационной матрицы погрешностей оценивания $P_{k+1/k}$ осуществляется вычисление матрицы усиления фильтра

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T \left[H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1} \right]^{-1}. \quad (6)$$

Затем матрица усиления фильтра используется для расчета апостериорной ковариационной матрицы погрешностей оценивания, которая необходима на следующем шаге вычислений.

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1/k}. \quad (7)$$

Наконец, при вычислении оценки вектора состояния используется его прогноз на основе оценки с предыдущего шага вычислений $\Phi_{k+1,k}$, \hat{x}_k и матрица усиления фильтра K_{k+1} .

На следующем шаге вычислений полученная оценка вектора состояния \hat{x}_k используется для прогнозирования и вся процедура вычислений повторяется.

Коррекция ИНС от GPS. С помощью фильтра Калмана и его прямых модификаций по измерениям оценивается вектор состояния системы оптимальным образом. Полученные оценки будут использоваться для компенсации погрешностей исходной измерительной системы в выходной информации или в ее структуре.

В практических приложениях часто встречаются случаи, когда внешние измерения недоступны для использования и исходная измерительная система работает в автономном режиме. Такие ситуации возникают при невозможности использования внешних систем из-за возникновения пассивных или активных помех, функционирования объекта, несущего исходную измерительную систему, в зонах, где внешний сигнал недоступен, и др.

При работе грубой измерительной системы в автономном режиме погрешности могут достигать неприемлемых значений, и использовать такие системы не представляется возможным. Компенсацию погрешностей измерительных систем в автономном режиме будем осуществлять с помощью алгоритмов прогноза. Погрешности в автономном режиме прогнозируются и компенсируются в выходной информации или в структуре системы [10, 11].

Для осуществления прогноза необходимо иметь модель погрешностей исследуемой измерительной системы. В качестве такой модели может быть использована такая же модель погрешностей измерительной системы, как модель фильтра Калмана. Однако эта модель получена на основе априорной информа-

ции и не корректируется в процессе функционирования конкретной измерительной системы [12, 13].

Схема коррекции ИНС с использованием GPS представлена на рис. 1.



Рис. 1. Схема коррекции ИНС с использованием GPS

ИНС имеют погрешности, нарастающие со временем функционирования ЛА. Поэтому в практических приложениях ИНС обычно объединяют с СНС. Совместная обработка выходных сигналов ИНС и СНС позволяет существенно повысить точность определения навигационных параметров ЛА. Совместная обработка сигналов измерительных систем предполагает применение различных алгоритмов, например алгоритмов оценивания. Наиболее распространенным алгоритмом оценивания погрешностей ИНС является фильтр Калмана. Фильтр Калмана позволяет по разности сигналов ИНС и СНС оценить весь вектор состояния, включающий основные погрешности ИНС.

Простота реализации, требующей наличия только адекватных статистических моделей, описывающих поведение системы и ее взаимодействие с внешним миром, способствовали широкому применению алгоритма фильтра Калмана в навигационных системах гибридной природы. Сочетание спутниковой и инерциальной навигационных систем совместно с фильтром Калмана позволяет повысить точность навигационных определений. Измерения, полученные инерциальной системой, с одной стороны, характеризуются низким уровнем случайных погрешностей, при этом имеет место медленный дрейф нуля-пункта системы; с другой стороны, результаты спутниковых определений не подвержены подобным сдвигам системы координат, однако в большей степениотягощены случайными погрешностями. В этом кроется преимущество гибридной системы: располагая характеристиками инструментальных погрешностей обеих систем, фильтр Калмана сводит к минимуму их влияние на выходные навигационные данные. Алгоритм фильтра предполагает наличие линейных моделей, связывающих переменные состояния системы с измерениями и друг с другом. Поскольку большинство реальных систем (включая инерциальные и спутнико-

вые навигационные системы) и процессов нелинейны, возникает задача линеаризации их моделей.

Истинные значения навигационных данных, вырабатываемые каждой из систем, поступают на вход фильтра Калмана с обратными знаками, компенсируя друг друга, таким образом, в данном случае моделированию подлежат только инструментальные погрешности. В большинстве случаев можно считать, что траектория, выдаваемая инерциальной системой, принимаемая в качестве опорной, достаточно близка к истинной, и, несмотря на то, что система в целом нелинейна, фильтр Калмана работает в линейной области совместных погрешностей обоих навигационных методов. Степень подробности модели последних, реализуемой в фильтре Калмана в виде уравнений связи, определяется требованиями к точности получаемых навигационных данных и классом применяемого оборудования. К погрешностям спутниковой аппаратуры относятся: нестабильность частоты генератора приемника и спутникового стандарта частоты, селективный доступ, задержки сигнала, вызванные влиянием тропо- и ионосферы, эффект многолучевости и неточности в эфемеридном обеспечении. Погрешности инерциальной системы включают: погрешности начальных условий, уход гироскопов, а также погрешности, вносимые акселерометрами и приближенными значениями ускорения силы тяжести. Если при совместном применении инерциальной и спутниковой навигационных систем, последняя предоставляет положение объекта, то считается, что такая гибридная система построена по схеме со слабой связью составляющих ее частей.

Примером тесной связи может служить применение в гибридной системе величин, непосредственно измеряемых при спутниковых определениях, в этом случае опорная траектория, получаемая инерциальным методом, вместе с эфемеридной информацией используются для прогноза спутниковых измерений, таким образом, место локализации моделируемых погрешностей переместится из области вычисляемых координат в область измеряемых псевдодальностей и фаз несущей. Схема тесной связи предпочтительнее, поскольку результирующая система менее чувствительна к срывам приема спутникового сигнала, кроме того, применяемые в фильтре Калмана модели удастся сделать проще и точнее. Схема со слабо связанными компонентами применяется при невозможности привлечения «сырых» спутниковых данных. Приведение в действие контура обратной связи, изображенного пунктиром на рисунке, может рассматриваться как расширение фильтрации по Калману. Вырабатываемые алгоритмом оценки инструментальных погрешностей служат для удержания опорной траектории достаточно близкой к истинной, что позволяет компенсировать медленное смещение нуля-пункта инерциальной системы.

Когда применение инерциальной навигационной системы становится нецелесообразным, как, например, в одиночных GPS приемниках, ее заменяют уравнениями движения объекта, навигационные данные которого подлежат определению, с использованием петли обратной связи. Статистические параметры погрешностей, характеризующие модели состояния системы и измерений в филь-

тре Калмана, определяются тщательностью составления уравнений движения. Для статичного объекта они тривиальны и строги, однако в более сложных случаях неизбежны упрощения, которые приводят к накоплению погрешностей и значительному снижению точности по сравнению с опорной траекторией, определяемой инерциальным методом. Преимущество подобной схемы применения фильтра Калмана по сравнению с обычным решением задачи определения координат по методу наименьших квадратов кроется в сглаживании выбросов случайных погрешностей спутникового метода, что уменьшает их влияние на результаты навигационных определений.

Результаты моделирования. Уравнение погрешностей ИНС для одного горизонтальных информационных каналов будут иметь вид:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + G w_{k-1}, \quad (8)$$

$$\text{где } x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \phi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \quad \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix}; \quad w_k = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_k \end{bmatrix}; \quad G = \begin{bmatrix} T & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & AT\sqrt{2\beta} \end{bmatrix}.$$

Подставим в выражение для дисперсии приведенного шума числовые значения: $T = 1$ мин; $\beta = 0,02$ мин⁻¹; $R = 6\,370\,000$ м; $g = 35,280$ м/мин².

Затем подставим в выражение для оценивания погрешностей ИНС начальные значения: $\delta V = 100$ м/мин; $\varphi = 10^{-4}$ °; $\varepsilon = 10^{-5}$ м/мин; $v = -50$ м/мин; $\omega = 10^{-8}$ рад/мин.

В результате анализа моделей с помощью программной среды MATLAB получим результаты, показанные на рис. 2–4.

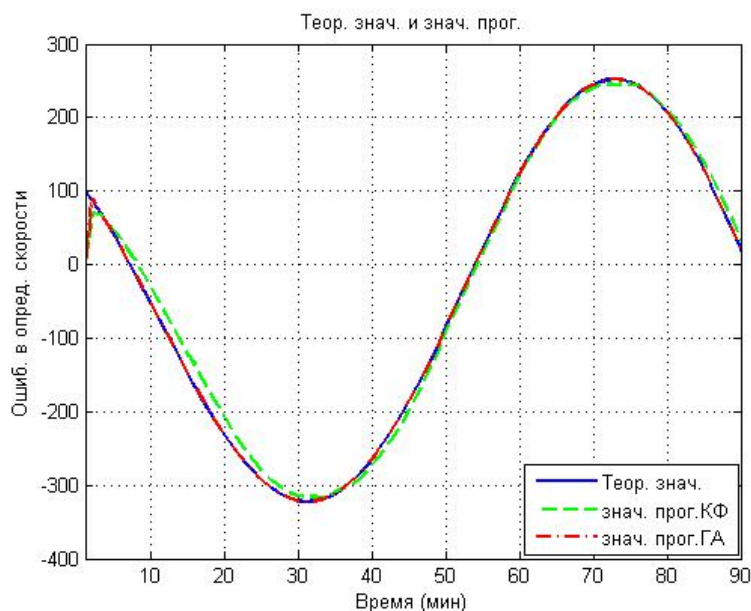


Рис. 2. Оценивание погрешностей ИНС в определении скорости

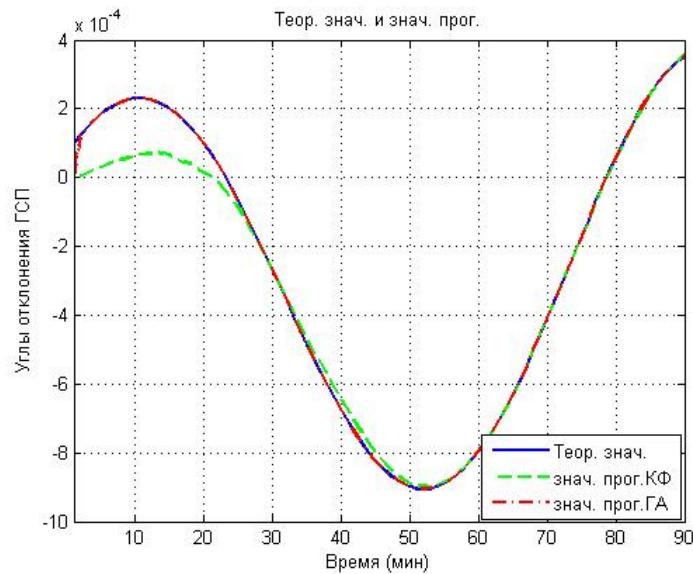


Рис. 3. Оценивание углов отклонения ГСП относительно сопровождающего трехгранника

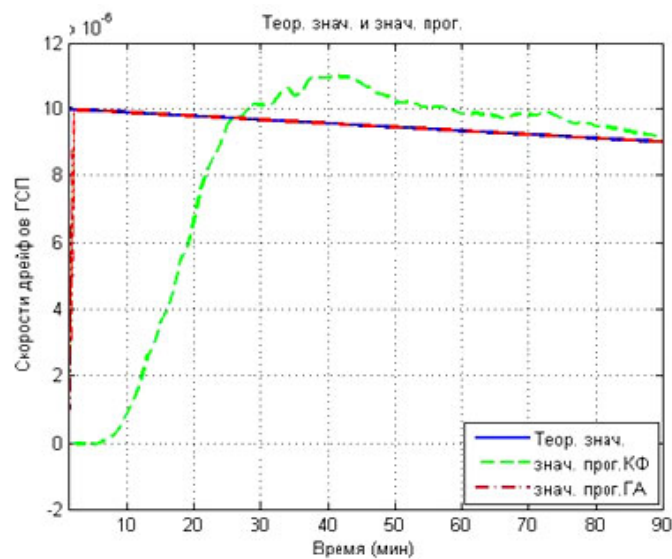


Рис. 4. Оценивание скорости дрейфов ГСП

Результаты моделирования подтвердили работоспособность исследованных алгоритмов. Алгоритмы позволяют повысить точность определения скорости ИНС в среднем на 80 %, а повышение точности определения скорости дрейфа ГСП — на 60 %.

В условиях летного эксперимента, когда на ИНС оказывает влияние большее количество возмущающих факторов, принятая в классическом фильтре Калмана модель будет еще хуже отражать реальный процесс изменения по-

грешностей ИНС. Поэтому можно предположить, что относительная точность оценивания посредством фильтра Калмана в условиях летного эксперимента должна быть несколько выше, чем при математическом моделировании.

Заключение. Таким образом, осуществляется повышение точности ИНС ЛА алгоритмическим путем с помощью компенсации погрешностей в выходном сигнале системы.

Задача оценивания в стохастических условиях теоретически может быть решена с помощью фильтра Калмана. В практических приложениях априорные модели исследуемых процессов с течением времени часто становятся неадекватными, что снижает точность оценивания.

Представлены результаты математического моделирования погрешностей ИНС и фильтра Калмана. Полученные результаты.

Нелинейная модель используется непосредственно в нелинейном фильтре Калмана, а также в качестве эталонной модели для обеспечения адекватности модели фильтра Калмана и реального процесса изменения погрешностей ИНС. Комбинирование нелинейного фильтра Калмана с ГА позволяет проводить адаптивную подстройку модели оцениваемого процесса на основе текущих измерений.

Литературы

- [1] Селезнева М.С. Разработка алгоритмов комплексирования навигационных систем летательных аппаратов. Дисс. ... канд. тех. наук. М., МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.
- [2] Селезнева М.С., Оглоблина Ю.С. Построение самоорганизующейся модели с высокой степенью наблюдаемости. *Научный взгляд. Тр. межд. науч.-практ. конф.* М., МГОУ, 2015, с. 250–253.
- [3] Astrom K.J., McAvoy T.J. Intelligent control: an overview and evaluation. Van Nostrand Reinhold, 1992.
- [4] Шашурин В.Д., Селезнева М.С., Неусыпин К.А. Технология формирования акцептора действия навигационного комплекса с использованием динамического системного синтеза. *Автоматизация. Современные технологии*, 2018, т. 72, № 3, с. 121–126.
- [5] Неусыпин К.А., Селезнева М.С. Разработка навигационного комплекса с интеллектуальной компонентой. *Будущее машиностроения России. Сб. док. 8й Всерос. конф. молодых ученых и специалистов.* М., МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 1115–1118.
- [6] Russel S.J., Norvig P. Artificial intelligence: a modern approach, Prentice-Hall, 1995.
- [7] Фам С.Ф., Неусыпин К.А., Селезнева М.С. Разработка компактного алгоритма самоорганизации. *Наука сегодня: Проблемы и пути решения. Мат. межд. науч.-практ. конф.* Вологда, Маркер, 2016, с. 64–65.
- [8] Фам С.Ф., Селезнева М.С. Система управления летательными аппаратами с использованием концепции системного синтеза. *Теоретические и практические исследования XXI века. Тр. II межд. науч.-практ. конф.* М., МГОУ, 2016, с. 104–106.
- [9] Shakhhtarin B.I., Shen K., Neusyupin K.A. Modification of the nonlinear Kalman filter in a correction scheme of aircraft navigation systems. *J. Commun. Technol. Electron.*, 2016, vol. 61, no. 11, pp. 1252–1258. DOI: 10.1134/S1064226916110115 URL: <https://link.springer.com/article/10.1134%2FS1064226916110115>

- [10] Shen K., Selezneva M.S., Neusyypin K.A. Development of an algorithm for correction of an inertial navigation system in off-line mode. *Meas. Tech.*, 2018, vol. 60, no. 10, pp. 991–997. DOI: 10.1007/s11018-018-1306-8 URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11018-018-1306-8>
- [11] Пролетарский А.В., Селезнева М.С. Измерительный комплекс с интеллектуальной компонентой для летательного аппарата. *Современные аспекты фундаментальных наук. Тр. 2-го межд. симп.* М., МГОУ, 2015, с. 196–199.
- [12] Selezneva M.S., Neusyypin K.A. Development of a measurement complex with intelligent component. *Meas. Tech.*, 2016, vol. 59, no. 9, pp. 916–922. DOI: 10.1007/s11018-016-1067-1 URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11018-016-1067-1>
- [13] Simandl Moscow, Kralovec J., Ticavsky P. Filtering, predictive, and smoothing Cramér-Rao bounds for discrete-time nonlinear dynamic systems. *Automatica*, 2001, vol. 37, no. 11, pp. 1703–1716. DOI: 10.1016/S0005-1098(01)00136-4 URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0005109801001364>

Ху Юйхуэй — студент кафедры «Технологии приборостроения», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ма Дэн — студент кафедры «Технологии приборостроения», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Селезнева Мария Сергеевна, кандидат технических наук, доцент кафедры «Технологии приборостроения», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ху Юйхуэй, Ма Дэн. Метод повышения точности навигационной системы летательного аппарата с помощью фильтра калмана. *Политехнический молодежный журнал*, 2019, № 9(38). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2019-9-529>

METHOD FOR IMPROVING THE ACCURACY OF AIRCRAFT NAVIGATION SYSTEM USING THE KALMAN FILTER

Hu Yuhui

bmstubbyh@gmail.com

SPIN-code: 6562-5738

Ma Deng

madeng1995@gmail.com

SPIN-code: 8851-7247

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

This article presents algorithms of the classical Kalman filter compensating errors in navigation systems of aircraft. The use of the Kalman filter to compensate errors in measuring systems in the autonomous mode is described. The analysis of the characteristics of the output signals of the inertial navigation system (INS) and satellite navigation system (SNS). A signal processing scheme for a hybrid system is presented, an algorithm is developed for synthesizing signals from INS and SNS with a Kalman filter, which implements error compensation for both systems. The results of mathematical modeling of the errors of the INS and Kalman filter are presented, and the results of estimation are compared with theoretical values. It is proved that the accuracy of the navigation system can be improved using the Kalman filter.

Keywords

Kalman filter, aircraft, Gaussian white noise, inertial navigation system, GPS, error of navigation systems, forecast, error compensation

Received 14.05.2019

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

References

- [1] Selezneva M.S. Razrabotka algoritmov kompleksirovaniya navigatsionnykh sistem letatel'nykh apparatov. Diss. kand. tekhn. nauk [Development of algorithms for integration of aircraft navigation systems. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2017 (in Russ.).
- [2] Selezneva M.S., Ogloblina Yu.S. [Developing self-organizing model with high self-organizing degree]. *Nauchnyy vzglyad. Tr. mezhd. nauch.-prakt. konf.* [Scientific view. Proc. Int. Sci.-Pract. Conf.]. Moscow, MGOU Publ., 2015, pp. 250–253 (in Russ.).
- [3] Astrom K.J., McAvoy T.J. Intelligent control: an overview and evaluation. Van Nostrand Reinhold, 1992.
- [4] Shashurin V.D., Selezneva M.S., Neusypin K.A. The formation technology of the navigation complex action acceptor through the use of dynamic system synthesis. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 3, pp. 121–126 (in Russ.).
- [5] Neusypin K.A., Selezneva M.S. [Development of navigational complex with intellectual component]. *Budushchee mashinostroeniya Rossii. Sb. dok. 8y Vseros. konf. molodykh uchenykh i spetsialistov* [The future of Russian Mechanical Engineering. Proc. 8th Russ. Conf. of Young Scientists and Specialists]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015, pp. 1115–1118 (in Russ.).
- [6] Russel S.J., Norvig P. Artificial intelligence: a modern approach, Prentice-Hall, 1995.

- [7] Fam S.F., Neusypin K.A., Selezneva M.S. [Developing compact self-organization algorithm]. *Nauka segodnya: Problemy i puti resheniya. Mat. mezhd. nauch.-prakt. konf.* [Science today: Problems and methods of their solving. Proc. Int. Sci.-Pract. Conf.]. Vologda, Marker Publ., 2016, pp. 64–65 (in Russ.).
- [8] Fam S.F., Selezneva M.S. [Aircraft control system using system synthesis conception]. *Teoreticheskie i prakticheskie issledovaniya XXI veka. Tr. II mezhd. nauch.-prakt. konf.* [Theoretical and practical research of XXI cent.]. Moscow, MGOU Publ., 2016, pp. 104–106 (in Russ.).
- [9] Shakhtarin B.I., Shen K., Neusypin K.A. Modification of the nonlinear Kalman filter in a correction scheme of aircraft navigation systems. *J. Commun. Technol. Electron.*, 2016, vol. 61, no. 11, pp. 1252–1258. DOI: 10.1134/S1064226916110115 URL: <https://link.springer.com/article/10.1134%2FS1064226916110115>
- [10] [10] Shen K., Selezneva M.S., Neusypin K.A. Development of an algorithm for correction of an inertial navigation system in off-line mode. *Meas. Tech.*, 2018, vol. 60, no. 10, pp. 991–997. DOI: 10.1007/s11018-018-1306-8 URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11018-018-1306-8>
- [11] Proletarskiy A.V., Selezneva M.S. [Aircraft measurement system with intelligent component]. *Sovremennyye aspekty fundamental'nykh nauk. Tr. 2-go mezhd. simp.* [Modern aspects of fundamental sciences. Proc. 2nd Int. Symp.]. Moscow, MGOU Publ., 2015, pp. 196–199 (in Russ.).
- [12] Selezneva M.S., Neusypin K.A. Development of a measurement complex with intelligent component. *Meas. Tech.*, 2016, vol. 59, no. 9, pp. 916–922. DOI: 10.1007/s11018-016-1067-1 URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11018-016-1067-1>
- [13] Simandl Moscow, Kralovec J., Ticavsky P. Filtering, predictive, and smoothing Cramér-Rao bounds for discrete-time nonlinear dynamic systems. *Automatica*, 2001, vol. 37, no. 11, pp. 1703–1716. DOI: 10.1016/S0005-1098(01)00136-4 URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0005109801001364>

Hu Yuhui — Student, Department of Instrument Production Techniques, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Ma Deng — Student, Department of Instrument Production Techniques, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Selezneva M.S., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Instrument Production Techniques, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Hu Yuhui, Ma Deng. Method for improving the accuracy of aircraft navigation system using the Kalman filter. *Politekhnikeskij molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2019, no. 9(38). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2019-9-529.html> (in Russ.).