

УДК 681.518

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОЦЕНИВАНИЯ В ЗАДАЧЕ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Цибизова Т.Ю., Шэнь Кай, Неусыпин К.А.

*ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»,
Москва, e-mail: mumc@bmstu.ru*

Работа посвящена алгоритмическим методам повышения точности инерциальных навигационных систем. Исследована схема коррекции навигационных систем в выходном сигнале с использованием GPS. Представлены различные алгоритмы оценивания навигационной информации, а именно фильтр Калмана, его различные варианты реализации, их достоинства и недостатки. Предложен модифицированный нелинейный фильтр Калмана с использованием генетического алгоритма, представлена схема коррекции инерциальной навигационной системы с использованием генетического алгоритма. Проведен полунатурный эксперимент с реальной навигационной системой для оценивания ошибок при помощи линейного фильтра Калмана, нелинейного фильтра Калмана и модифицированного нелинейного фильтра Калмана с использованием генетического алгоритма. Доказано, что предложенный модифицированный фильтр работает с высокой точностью, и его рекомендовано использовать для построения моделей погрешностей ИНС.

Ключевые слова: летательный аппарат, инерциальная навигационная система, фильтр Калмана, генетический алгоритм

ASSESSMENT ALGORITHMS' RESEARCH IN CORRECTION PURPOSES OF AIRCRAFT NAVIGATION SYSTEMS

Tsibizova T.Y., Shen Kay, Neusypin K.A.

*Federal budget-funded institution Bauman Moscow State Technical University,
Moscow, e-mail: mumc@bmstu.ru*

This article is devoted to algorithmic methods of increase in respect of inertial navigation systems' accuracy. The author examines the navigation systems' correction circuit in output signal via GPS. Different algorithms for navigation systems' assessment, including Kalman filter, its versions, pros and cons, are provided. The modified non-linear Kalman filter, as well as navigation systems' correction circuit with genetic algorithms are offered. In order to assess the mistakes via linear Kalman filter, its non-linear and modified non-linear versions with genetic algorithms the seminatural experiment with actual navigation system is carried out. It is proved that the modified filter offered works with high accuracy and could be recommended for mistakes' models of inertial navigation systems.

Keywords: aircraft, unertial navigation system, Kalman filter, genetic algorithm

Современные летательные аппараты (ЛА) оснащены системами управления, которые реализуют различные траектории полета с учетом влияния внешней среды, возможного противодействия противника, а также изменения состояния самого ЛА. Решение задач управления ЛА во многом определяется уровнем точности измерительных систем. При управлении ЛА источником информационно-измерительных сигналов являются различные системы ориентации и навигации, в частности инерциальные навигационные системы (ИНС).

Современные ИНС имеют погрешности, обусловленные различными факторами. Эти погрешности можно компенсировать посредством конструкторских и алгоритмических методов. Реализация конструкторских методов требует значительного времени и новой технологической базы, а алгоритмические методы легко реализуются и позволяют повысить точность серийных измерительных систем. Алго-

ритмические методы повышения точности ИНС, как правило, включают алгоритмы оценивания, управления, прогноза и комплексирования [6]. При функционировании ИНС ЛА на атмосферном участке на длительных интервалах времени без коррекции от внешних измерительных систем наземных станций ближней и дальней навигации, спутниковых систем для компенсации погрешностей автономной ИНС используют способы формирования корректирующего сигнала на основе информации с датчиков углов прецессии гироскопов [2], формируют компенсационные сигналы с помощью алгоритмов фильтрации [1, 6].

Существенно повысить точность ИНС ЛА можно с помощью использования сигналов от внешнего по отношению к ИНС источника информации. В настоящее время наиболее точными являются навигационные системы с коррекцией от спутников. Рассматриваются различные схемы коррекции навигационных систем и алгоритмические

методы повышения точности навигационной информации при функционировании систем в условиях активных и пассивных помех, а также при сложном движении несущего объекта.

Предлагается в качестве алгоритма оценивания рассмотреть фильтр Калмана, нелинейный фильтр Калмана, модифицированный фильтр Калмана с использованием генетического алгоритма.

Проверка работоспособности и эффективности алгоритмов осуществляется с помощью моделирования по данным лабораторного эксперимента. Проверка работоспособности алгоритмов проведена с использованием данных лабораторного эксперимента с реальной инерциальной навигационной системой КИНД34-059.

Коррекция навигационных систем с использованием сигналов GPS

Наиболее точная коррекция современных ИНС осуществляется алгоритмическим путем с использованием информации от GPS (рис. 1). В качестве алгоритмов коррекции часто используются различные алгоритмы оценивания для вычисления погрешностей измерительных систем [1, 2, 6]. В качестве алгоритма оценивания часто используют фильтр Калмана и его модификации [1, 6]. В настоящее время развиваются два основных направления исследований: углубленное изучение и анализ теории Байеса [1]; применение современных эволюционных алгоритмов, а именно подхода самоорганизации [3, 5], генетических алгоритмов (ГА) [10, 11] и их комбинаций для модификации традиционных фильтров Калмана.

шумов достоверно неизвестна, что может приводить к расходящемуся процессу оценивания [1, 6]. Поэтому для коррекции ИНС от GPS используют адаптивные алгоритмы оценивания [6], являющиеся модификациями фильтра Калмана.

При совершении ЛА маневров углы отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) ИНС относительно выбранной системы координат нарастают, и линейная модель ее погрешностей, полученная с учетом предположения о горизонтальном движении несущего объекта и малости углов стабилизации, становится неадекватной реальному процессу [6].

К точности решения поставленных задач на современных ЛА предъявляются жесткие требования. Поэтому в практических приложениях используется комплексирование ИНС с GPS и последующая обработка навигационной информации посредством нелинейного фильтра Калмана.

Пусть уравнение для вектора состояния имеет вид

$$x_k = \Phi_k(x_{k-1}) + w_k, \quad (1)$$

где x_k – вектор состояния; $\Phi_k(x_{k-1})$ – нелинейная матрица модели, и часть вектора состояния измеряется:

$$z_k = H_k x_k + v_k, \quad (2)$$

где z_k – вектор измерений; H_k – матрица измерений; w_k и v_k – дискретные аналоги гауссовского белого шума с нулевыми математическими ожиданиями и матрицами ковариаций Q_k и R_k соответственно,

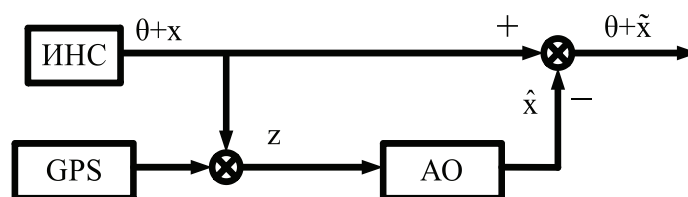


Рис. 1. Схема коррекции ИНС с использованием GPS:

ИНС – инерциальная навигационная система; GPS – система глобального позиционирования;
 О – алгоритм оценивания; θ – истинная навигационная информация;
 z – измерение; x – состояние системы; \hat{x} – оценки; \tilde{x} – ошибки оценивания

Алгоритмы оценивания

Фильтр Калмана обеспечивает рекурсивное решение для линейной задачи оптимального оценивания в стационарных, а также нестационарных условиях.

В практических приложениях априорная информация о статистических характеристиках входного и измерительного

некоррелированные между собой, уравнения фильтра Калмана примут вид [9]

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k/k-1} + K_k(\hat{x}_{k-1})[z_k - H_k \hat{x}_{k/k-1}];$$

$$\hat{x}_{k/k-1} = \Phi_k(\hat{x}_{k-1});$$

$$K_k(\hat{x}_{k-1}) = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}; \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \frac{\partial \Phi_k(\hat{x}_{k-1})}{\partial x_{k-1}^T} P_{k-1} \left[\frac{\partial \Phi_k(\hat{x}_{k-1})}{\partial x_{k-1}^T} \right]^T + \mathbf{Q}_k;$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k(\hat{x}_{k-1})\mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1},$$

где \mathbf{I} – единичная матрица; \mathbf{P}_k – ковариационная матрица ошибок оценивания.

Но такой подход применим лишь в случае унимодального характера апостериорной плотности, когда апостериорная плотность многоэкстремальна, используется алгоритм, в котором апостериорная плотность представлена набором дельта-функций.

Недостатком представления апостериорной плотности в виде дельта-функций является то, что не учитывается локальное поведение функции Φ_k в окрестности узлов сетки x_k^j . Ясно, что увеличение количества узлов сетки позволит повысить точность, но при этом возрастет объем вычислений.

Известен алгоритм, позволяющий учесть локальное поведение функций $\Phi_k(x_{k-1})$, построен на полигауссовской аппроксимации апостериорной плотности [9].

Перечисленные варианты реализаций нелинейного фильтра Калмана предполагают линеаризацию модели погрешностей ИНС с помощью ряда Тейлора, представление апостериорной плотности в виде набора δ -функций или замену апостериорной плотности системой частных гауссовских плотностей, взятых с различными весами. В итоге в фильтре Калмана используются только линейные модели погрешностей ИНС.

Использование нелинейных моделей в фильтре Калмана в общем случае затруднительно ввиду того, что апостериорная плотность вектора состояния в этом случае не является гауссовской, и, следовательно, получить легко алгоритмизируемые рекуррентные соотношения для вычисления оценок вектора состояния не представляется возможным.

Известны подходы [1, 9], в рамках которых реализация фильтра Калмана сведена к решению стохастического дифференциального уравнения в частных производных, записанного в форме Ито или в форме Стратоновича. Однако практическая реализация решения этого уравнения сложна еще и потому, что при интегрировании этих уравнений необходимо применять специальные правила, не совпадающие с обычными правилами математического анализа.

Другим недостатком упомянутых вариантов реализации нелинейного фильтра Калмана является невысокая точность исходной нелинейной модели. Эта модель получена посредством анализа физических

законов, которые лежат в основе функционирования исследуемой конструкции ИНС. Однако учитываются лишь некоторые основные законы, принципы и возмущающие факторы, определяющие погрешности ИНС. Поэтому при маневрировании ЛА возникает необходимость идентификации параметров модели погрешностей ИНС. Для решения задачи совместного оценивания параметров и состояния объекта могут быть использованы метод инвариантного погружения с расширенным вектором состояния и расширенный фильтр Калмана. Однако расширение вектора состояния путем включения в него неизвестных параметров приводит к тому, что уравнения модели становятся нелинейными даже в случае линейной по состоянию и по параметрам исходной модели.

При реализации расширенного фильтра Калмана оценки, как правило, имеют расходящийся характер, обусловленный отсутствием априорной информации о статистических характеристиках шумов и из-за погрешностей линеаризации.

Решение нелинейной задачи совместного оценивания параметров и состояния может быть получено посредством адаптивных наблюдателей [6, 7]. Преимуществом адаптивных наблюдателей является отсутствие необходимости проведения операции линеаризации, что исключает весьма существенные ошибки, связанные с линеаризацией уравнений, описывающих оцениваемый процесс. Использование адаптивных наблюдателей возможно лишь в специфических случаях. Например, динамика вектора состояния описывается линейными уравнениями, а измерения нелинейно зависят от компонент вектора состояния объекта, нелинейный по состоянию объект, линейно зависящий от параметров и др.

На погрешность ИНС оказывают влияние многообразные возмущающие факторы, многие из которых коррелированы и, как правило, описываются с помощью вероятностных характеристик или стохастических уравнений. Однако достоверная информация о статистических характеристиках на практике отсутствует. Поэтому при оценивании погрешностей ИНС с использованием сложных моделей необходимо осуществлять идентификацию параметров и структуры модели в процессе функционирования системы. В некоторых случаях можно использовать подходы, базирующиеся на теории дифференциальной геометрии [4], которые позволяют проводить линеаризацию без потери точности.

В качестве алгоритма идентификации может быть использован, например, фильтр

Вольтерра второго порядка [8]. В качестве основной трудности реализации подобных алгоритмов является необходимость обработки большой базы данных, характеризующей работу идентифицируемой системы. Конструктивным подходом в решении данной задачи является использование фильтрующей структуры в виде последовательности Вольтерра. Однако одной из главных причин достаточно редкого применения методики фильтрации Вольтерра на практике является значительная сложность, связанная с реализацией фильтров Вольтерра. Количество операций при реализации увеличивается экспоненциально с увеличением порядка фильтра. Упрощение реализации фильтра Вольтерра возможно осуществить

путем параллельной комбинации линейного и квадратичного фильтров [8].

Наиболее полно учесть все особенности характера изменения погрешностей ИНС и, что особенно важно, конкретной ИНС в условиях каждого конкретного полета возможно посредством построения нелинейной модели с помощью одного из эволюционных алгоритмов – алгоритма самоорганизации и генетического алгоритма [5, 10].

Нелинейная модель используется в качестве эталонной модели для обеспечения адекватности модели фильтра Калмана и реального процесса изменения погрешностей ИНС. На рис. 2 представлена схема коррекции ИНС с использованием генетического алгоритма (ГА).

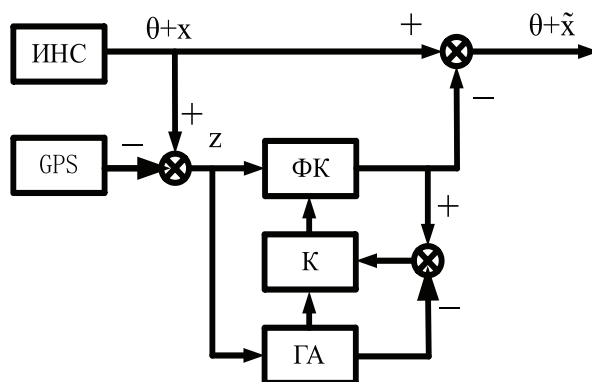


Рис. 2. Схема коррекции ИНС с использованием генетического алгоритма:
 ИНС – инерциальная навигационная система; GPS – система глобального позиционирования;
 ФК – фильтр Калмана; ГА – генетический алгоритм; К – критерий – индикатор расходимости
 процесса оценивания; θ – истинная навигационная информация; x – истинные ИНС ошибки;
 \tilde{x} – оценки ИНС ошибок

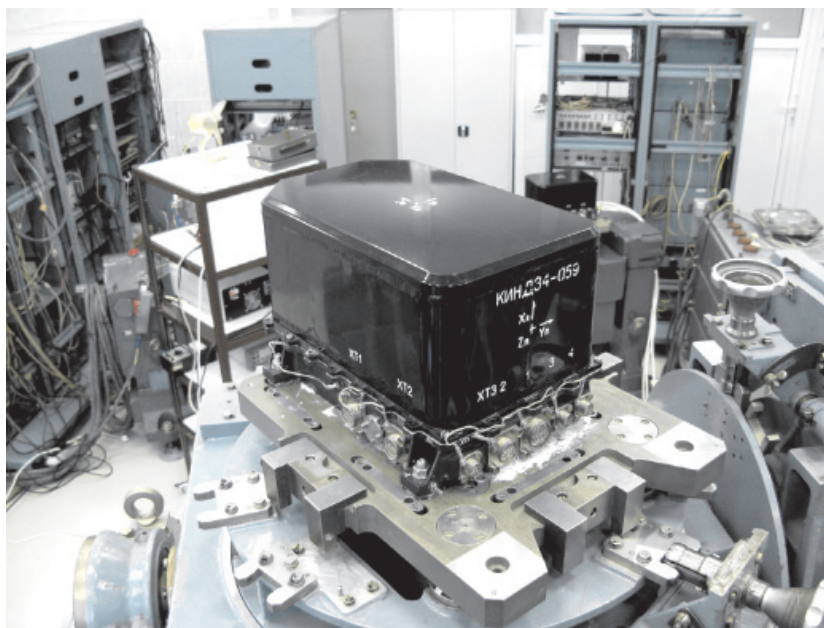


Рис. 3. Навигационная система КИИД34-059

Моделирование по данным лабораторного эксперимента

Для того чтобы определить эффективность алгоритмов оценивания, использованы данные полунатурного эксперимента с реальной навигационной системой КИНД34-059 (рис. 3).

Для оценивания ошибок ИНС использованы: линейный фильтр Калмана (ЛФК), нелинейный фильтр Калмана (НФК) и модифицированный нелинейный фильтр Калмана с использованием генетического алгоритма (НФК с ГА).

Ошибки ИНС в определении местоположения вычислены в течение периода времени 0–5 ч показаны в таблице.

Ошибки ИНС в определении местоположения

ИНС с алгоритмом	Ошибки, точная составляющая, м	Ошибки, средняя составляющая, м
ЛФК	77	83
НФК	44	28
НФК с ГА	2,8	1,3

В соответствии с результатами лабораторных экспериментов модифицированный фильтр Калмана с генетическим алгоритмом в условиях маневрирования ЛА превосходит по точности классический нелинейный фильтр Калмана и линейный фильтр Калмана, работает с высокой точностью, и его рекомендовано использовать для построения моделей погрешностей ИНС.

Выводы

Исследованы способы обработки навигационной информации ЛА в схеме коррекции ИНС в выходном сигнале. Представлены линейный и нелинейный фильтры Калмана. Анализ особенностей различных способов реализации фильтра Калмана показал необходимость использования апостериорной информации о модели исследуемого процесса.

В качестве алгоритма обработки информации предложено использовать нелинейный фильтр Калмана, модифицированный с помощью генетического алгоритма.

Эффективность предложенного алгоритма проверена с помощью математического моделирования и моделирования по данным полунатурного эксперимента с системой КИНД34-059. Результаты моделирования продемонстрировали высокую точность модифицированного нелинейного фильтра Калмана с использованием генетического алгоритма.

Список литературы

1. Балакришнан А.В. Теория фильтрации Калмана: пер. с англ. – М.: Мир, 1988. – 168 с.
2. Буй Ван Кыонг, Неусыпин К.А. Алгоритмический способ повышения точности навигационных систем // Автоматизация и современные технологии. – 2005. – № 7. – С. 11–15.
3. Ивахненко А.Г., Мюллер Й.Я. Самоорганизация прогнозирующих моделей. – Киев: Техника, 1985. – 376 с.

4. Неусыпин К.А., Кэ Ф., Дзя Л.С. Управление и наведение ракет, основанное на теории дифференциальной геометрии // Автоматизация и современные технологии. – 2012. – № 1. – С. 16–20.

5. Неусыпин К.А. Разработка модифицированных алгоритмов самоорганизации для коррекции навигационной информации // Автоматизация и современные технологии. – 2009. – № 1. – С. 37–39.

6. Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. – М.: Изд. МГОУ, 2009. – 500 с.

7. Неусыпин К.А., Шелухина Н.А. Коррекция навигационной информации посредством нелинейного фильтра Калмана // Автоматизация и современные технологии. – 2000. – № 4. – С. 21–23.

8. Пупков К.А., Цибизова Т.Ю. Реализация фильтра Вольterra второго порядка для идентификации нелинейных систем управления // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. – 2006. – № 6. – URL <http://technomag.edu.ru/doc/58741.html> (дата обращения 10.03.2015).

9. Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. – СПб.: ГИЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 1998. – 370 с.

10. Фам С.Ф., Цибизова Т.Ю. Методы построения математических моделей: генетические алгоритмы // Достижения вузовской науки: труды международной научно-практической конференции. – М.: ИИУ МГОУ, 2014. – С. 158–162.

11. Цибизова Т.Ю., Чан Нгок Хыонг, Нгуен Динь Тхай. Разработка компактного генетического алгоритма летательного аппарата // Естественные и технические науки. – 2015. – № 4 (82). – С. 175–178.

References

1. Balakrishnan A.V. *Teoriya filtratsii Kalmana*: per. s angl. Moscow, Mir, 1988. 168 p.

2. Buy Van Kyong, Neusyypin K.A. Algoritmicheskiy sposob povysheniya tochnosti navigatsionnykh sistem, *Avtomatizatsiya i sovremennyye tekhnologii*, 2005, no 7, pp. 11–15.

3. Ivakhnenko A.G., Myuller Y.Ya. *Samoorganizatsiya prognoziruyushchikh modeley*. Kiev, Tekhnika, 1985. 376 p.

4. Neusyypin K.A., Ke F., Dzya L.S. Upravlenie i navedenie raket, osnovannoe na teorii differentsialnoy geometrii, *Avtomatizatsiya i sovremennyye tekhnologii*, 2012, no 1, pp. 16–20.

5. Neusyypin K.A. Razrabotka modifitsirovannykh algoritmov samoorganizatsii dlya korrektsii navigatsionnoy informatsii, *Avtomatizatsiya i sovremennyye tekhnologii*, 2009, no 1, pp. 37–39.

6. Neusyypin K.A. *Sovremennyye sistemy i metody navedeniya, navigatsii i upravleniya letatelnyimi apparatami*, Moscow, Izd. MGOU, 2009. 500 p.

7. Neusyypin K.A., Shelukhina N.A. Korrektsiya navigatsionnoy informatsii posredstvom nelineynogo filtra Kalmana, *Avtomatizatsiya i sovremennyye tekhnologii*, 2000, no 4, pp. 21–23.

8. Pupkov K.A., Tsibizova T.Yu. Realizatsiya filtra Volterra второго poryadka dlya identifikatsii nelineynykh sistem upravleniya, *Nauka i obrazovanie*, 2006, no 6, URL <http://technomag.edu.ru/doc/58741.html>. (accessed 10.03.2015).

9. Stepanov O.A. *Primenenie teorii nelineynoy filtratsii v zadachakh obrabotki navigatsionnoy informatsii*, Sankt-Peterburg, GNTs RF – TsNII «Elektropribor», 1998. 370 p.

10. Fam S.F., Tsibizova T.Yu. Metody postroeniya matematicheskikh modeley: geneticheskie algoritmy. V sbornike: Dostizheniya vuzovskoy nauki: Trudy mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii, Moscow, IIU MGOU, 2014, pp. 158–162.

11. Tsibizova T.Yu., Chan Ngok Khyong, Nguen Din Tkhai. Razrabotka kompaktnogo geneticheskogo algoritma letatel'nogo apparata, *Estestvennye i tekhnicheskie nauki*, 2015, no 4 (82), pp. 175–178.

Рецензенты:

Пролетарский А.В., д.т.н., профессор, декан факультета «Информатика и системы управления», зав. кафедрой «Компьютерные системы и сети», МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва;

Галиновский А.Л., д.т.н., профессор кафедры «Технологии ракетно-космического машиностроения», МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва.