

МЕТОДЫ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Тан Нин

tang.ning@yandex.ru

SPIN-код: 9667-8078

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

Аннотация

Дано описание типов исследуемых беспилотных летательных аппаратов (БЛА) и их навигационных систем. Изложены разные методы коррекции инерциальных навигационных систем (ИНС). Проанализированы основные типы и источники погрешностей. Рассмотрены вопросы повышения точности навигационного комплекса (НК) возвращающихся в атмосферу БЛА. Особое внимание уделено анализу погрешностей ИНС, а также скорости дрейфа гироскопов и колебаниям Шулера. Рассмотрены алгоритмические методы компенсации погрешностей навигационных систем. Представлены способы использования алгоритмов автономной коррекции ИНС, алгоритмов оценивания, управления, комплексирования и прогнозирования. Выполнено сравнение различных алгоритмов прогнозирования: разнообразных нейронных сетей, алгоритмов самоорганизации и генетических алгоритмов.

Ключевые слова

Беспилотный летательный аппарат, инерциальная навигационная система, навигационный комплекс, погрешность навигационных систем, коррекция погрешностей, алгоритмы оценивания, управление, комплексирование, прогнозирование

Поступила в редакцию 16.04.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

Введение. Успешное решение задач управления беспилотными летательными аппаратами (БЛА) во многом определяется уровнем развития измерительной техники. Информационные сигналы измерительных систем имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования БЛА. Повышение точности измерительной информации предполагает исследование погрешностей и последующую их компенсацию алгоритмическим путем [1–4].

Рассмотрены вопросы повышения точности навигационного комплекса (НК) возвращающихся в атмосферу БЛА одноразового действия, а также атмосферные БЛА многократного действия [5, 6].

Исследуемые типы беспилотных летательных аппаратов. Основное внимание уделено БЛА одноразового действия, функционирование которых исследовано на атмосферном участке полета. Возвращающиеся в атмосферу БЛА могут двигаться по баллистической траектории и траектории с планирующей фазой. Управление БЛА указанных типов осуществляется с помощью аэродинамических сил.

Атмосферные БЛА одноразового действия осуществляют полет на основе данных о различных физических полях: радиолокационном, геомагнитном, оптическом. Для получения этой информации на борту БЛА могут быть установлены радиолокационные системы (РЛС), фотоаппаратура и др. Полученная информация сравнивается с априорной информацией в коридоре полета с помощью корреляционно-экстремальной системы.

Управление БЛА исследуемых классов осуществляется на основе информации от навигационного комплекса (НК) [7, 8].

В состав НК включают гироскопические системы, различные РЛС и другие навигационные системы и системы ориентации.

В соответствии с военными доктринами, принятыми в странах изготовителях БЛА, в НК может быть использована система GPS/ГЛОНАСС.

Навигационный комплекс является источником погрешностей при выполнении БЛА поставленных задач. Поэтому определение и последующая компенсация погрешностей НК БЛА является важной и актуальной задачей. Схема селективного НК, с помощью которого компенсация погрешностей осуществляется наилучшим образом, представлена на рис. 1.

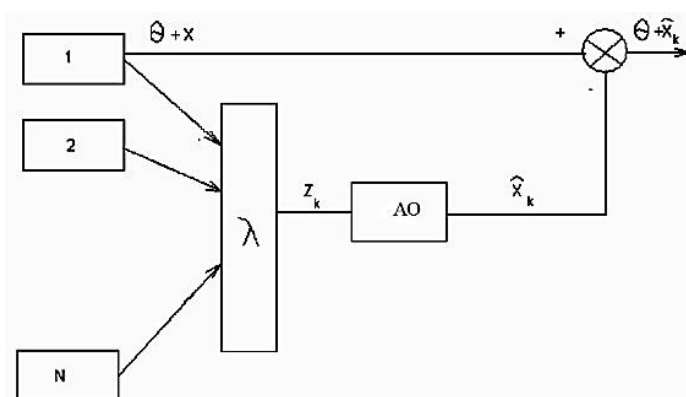


Рис. 1. Структурная схема селективного НК:

1 — базовая система — ИНС; 2, ..., N — измерительные системы;
 λ — блок определения степеней наблюдаемости; АО — алгоритм оценивания

Погрешности автономных навигационных систем. Как правило, базовой системой НК является инерциальная навигационная система (ИНС). Погрешности ИНС можно подразделить на два типа: методические и инструментальные.

Методические погрешности ИНС обусловлены способом проведения измерений. К ним обычно относят погрешности, вызываемые, например, неточным знанием структуры и параметров гравитационного поля Земли и количественных характеристик ее формы. Сюда же следует причислить погрешности, обусловленные упрощением алгоритмов. Обычно основная часть методических погрешностей успешно компенсируется.

К инструментальным погрешностям, возникающим вследствие погрешностей инерциальных датчиков и вычислительного устройства, относятся, например, случайный дрейф гироскопов, нестабильность масштабных коэффициентов датчиков момента гироскопов и акселерометров, погрешности передачи информации. Причинами ряда других погрешностей служат конструктивно-технологические факторы: погрешности выполнения посадочных баз под инерциальные датчики, а также нестабильность взаимного положения этих баз вследствие деформации карданова подвеса в поле силы тяжести или старения материала подвеса. Последние обусловлены погрешностями начальной выставки, которые возникают из-за неточности внешней информации и погрешностей устройств ввода данной информации в ИНС.

Рассматривая реакцию автономной ИНС на определенные возмущающие факторы, можно сделать выводы о характере погрешностей ИНС.

Нулевой сигнал — это сигнал, который по каким-либо причинам появляется на выходе акселерометра, в то время как в действительности никакого ускорения нет. Этот сигнал обычно имеет небольшое значение, представляет собой колебания с периодом Шулера и может привести к значительным погрешностям.

В случае когда погрешность акселерометра изменяется пропорционально времени работы последнего, погрешность ИНС можно представить в виде нарастающей с течением времени составляющей и наложенной на нее синусоидальной составляющей.

Погрешность ИНС в определении пройденного пути, обусловленная погрешностями первого интегратора, представляет собой синусоидальные колебания с частотой Шулера.

Доминирующее влияние на суммарную погрешность ИНС в определении пройденного пути оказывает скорость дрейфа гироскопов. Систематическая скорость дрейфа гироскопов вызывает нарастающую со временем составляющую погрешности ИНС, а также колебательную составляющую с периодом Шулера.

Нарастающая с течением времени скорость дрейфа обуславливает появление погрешности ИНС, которую также можно представить в виде двух составляющих. Первая составляющая изменяется пропорционально квадрату времени функционирования ИНС, а вторая совершает колебания с периодом Шулера.

Погрешность ИНС, обусловленная неточностью выставки гиросtabilизированной платформы (ГСП) относительно плоскости горизонта, представляет собой синусоидальные колебания с периодом Шулера.

Суммарная погрешность ИНС в определении местоположения БЛА, обусловленная вышеперечисленными факторами, нарастает с течением времени.

Инструментальные погрешности можно подразделить на погрешности акселерометров, интеграторов, гироскопов и погрешности выставки ГСП.

При функционировании ИНС на достаточно длительных интервалах времени погрешности могут достигать недопустимо больших значений. Поэтому необходимо корректировать ИНС посредством различных источников внешней

навигационной информации либо компенсировать погрешности с использованием внутренних связей системы.

Уравнение погрешностей ИНС в этом случае для одного из горизонтальных информационных каналов будут иметь вид

$$x_k = \Phi x_{k-1} + G W_{k-1},$$

где

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \Phi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \quad \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 1 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix};$$

$$W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}; \quad G = \begin{bmatrix} T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & AT\sqrt{2\beta} & 0 \end{bmatrix};$$

Систему можно представить в следующем виде:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + W_{k-1}.$$

Таким образом, получены уравнения погрешностей ИНС в дискретной форме, которые используются в дальнейшем при разработке алгоритмов.

Методы коррекции навигационных систем. Алгоритмы компенсации погрешностей автономных ИНС с помощью внутренних связей системы широко известны, детально разработаны и успешно применяются [6, 9]. Системы, снабженные подобными алгоритмами, имеют остаточные погрешности, вызванные различными возмущающими факторами, соизмеримые с погрешностями, которые обусловлены динамическим дрейфом ГСП. Поэтому необходимо осуществлять компенсацию динамических погрешностей автономной ИНС и по возможности остаточных погрешностей после компенсации с помощью известных алгоритмов.

Таким образом, если задание предполагает автономное движение БЛА, применяют методы коррекции ИНС посредством только внутренней информации или на основе информации, полученной в корректируемом режиме работы ИНС.

Вектор измерений в алгоритмах компенсации формируется на основе сигналов с датчиков углов прецессии. ИНС, снабженные подобными алгоритмами, имеют остаточные погрешности, вызванные различными возмущающими факторами, соизмеримые с погрешностями, которые обусловлены динамическим дрейфом ГСП.

Таким образом, если автономная работа ИНС предполагается на всем интервале полета БЛА, применяют методы коррекции ИНС посредством только внутренней информации.

Наиболее полная компенсация погрешностей ИНС осуществляется с помощью алгоритмической обработки информации с ИНС и дополнительного внешнего по отношению к ИНС датчика навигационной информации. Компенсация погрешностей в выходной информации системы обычно осуществляется с помощью алгоритмов оценивания. Хорошо известный фильтр Калмана теоретически позволяет получить оптимальную оценку вектора состояния системы. В практических приложениях применяют прямые адаптивные модификации фильтра Калмана [10–13], позволяющие получать не расходящиеся оценки погрешностей ИНС.

Коррекция ИНС от внешних источников информации с применением различных алгоритмов позволяет существенно снизить погрешности получаемой навигационной информации. В качестве примера использования алгоритмов для коррекции навигационной информации рассмотрим ИНС с внешним источником информации, в качестве которого применяется GPS.

Для наиболее полной компенсации погрешностей в выходной информации необходимо предварительно оценить погрешности ИНС. Это можно сделать, воспользовавшись алгоритмами оптимального оценивания. Алгоритм оценивания вычисляет все оценки погрешностей ИНС, поддающиеся наблюдению.

Входным сигналом для алгоритма оценивания является разность измерений скорости с помощью ИНС и GPS. Погрешности ИНС составляют вектор состояния системы и включают погрешности по скорости, по углу и дрейф гироскопов, а погрешности GPS представляют собой измерительный шум.

После обработки измерений на выходе алгоритма оценивания получаем оценку вектора состояния, т. е. оценку всех наблюдаемых погрешностей ИНС. Далее оценка погрешностей ИНС алгебраически вычитается из выходного сигнала ИНС, состоящего из достоверной информации о скорости и местоположении БЛА, и погрешностей ИНС. Тем самым в выходном сигнале компенсируются погрешности ИНС в определении навигационных параметров.

Оценку погрешностей ИНС можно использовать в регуляторе для компенсации погрешностей по скорости, углу и дрейфу гироскопов в структуре ИНС, уменьшая тем самым амплитуду колебаний погрешностей и улучшая качество переходного процесса.

Исследование измерительного комплекса БЛА показало, что наиболее перспективным методом повышения точности информации о навигационных параметрах и параметрах ориентации является алгоритмический подход. Используемое информационное обеспечение измерительного комплекса БЛА обычно включает алгоритмы комплексирования, управления, оценивания и прогноза.

Алгоритмы комплексирования представляют собой алгоритмы обработки сигналов от используемых навигационных систем и датчиков. Увеличение числа измерительных систем теоретически позволяет с большой точностью получать информацию о навигационных параметрах объекта. На практике из-за использования систем с различными точностными характеристиками и несовершенства алгоритмического обеспечения точность определения навигационной информации снижается. Поэтому с помощью алгоритмов комплексирования

выделяют системы, позволяющие получить наиболее достоверную информацию о навигационных параметрах БЛА, или в процессе совместной обработки сигналов с различных систем выделяют наиболее достоверную информацию.

Точность корректируемых ИНС в значительной степени зависит от погрешностей внешнего источника информации и погрешностей используемого алгоритма, в частности, от адекватности математической модели погрешностей ИНС.

При функционировании ИНС на длительных интервалах времени без коррекции углы отклонения ГСП растут. Следствием этого является неадекватность математической модели реальному процессу изменения погрешностей ИНС. В этом случае применяют коррекцию ИНС в структуре системы посредством алгоритмов управления (рис. 2).

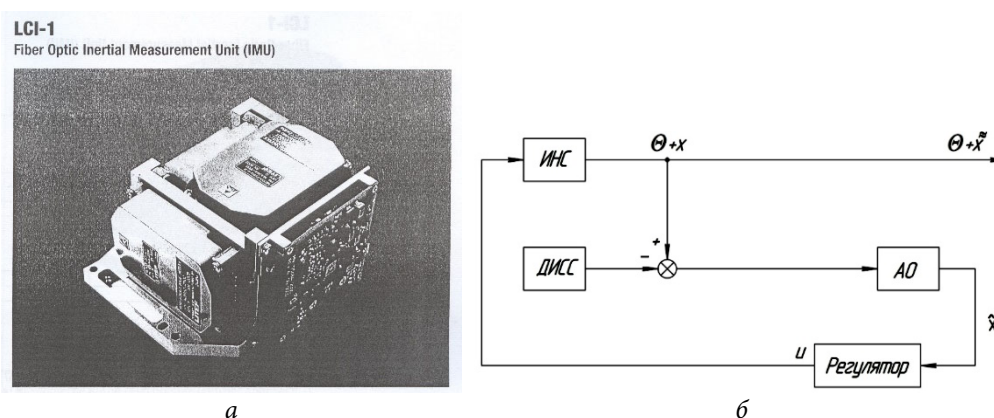


Рис. 2. Коррекция навигационной информации в структуре системы:
 а — внешний вид блока коррекции LCI-1; б — схема коррекции в структуре ИНС (u — вектор управления)

Компенсация погрешностей в структуре ИНС, как правило, осуществляется с помощью адаптивных регуляторов. К недостаткам этого подхода следует отнести высокую чувствительность схемы к погрешностям оценивания погрешностей ИНС.

В условиях, когда источники внешней информации отключены, коррекция навигационных систем проводится с помощью алгоритмов прогноза. С помощью этих алгоритмов осуществляется прогноз погрешностей навигационной системы. Затем спрогнозированные оценки погрешностей используются в известных схемах коррекции.

Для повышения точности функционирования ИНС в автономном режиме необходимо построить математическую модель погрешностей ИНС в предшествующем корректируемом режиме, осуществить прогноз погрешностей и использовать его в выходной информации для компенсации этих погрешностей.

Эту задачу целесообразно решать алгоритмическим путем на борту БЛА. Этот путь позволяет получить эффект с наименьшими временными и материальными затратами, используя системы современного уровня точности. Реали-

зация алгоритмов на борту БЛА с помощью бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) накладывает на них специфические требования. Основным ограничением является малый объем машинной памяти, отводимый под реализацию алгоритмов. Рис. 3 иллюстрирует процесс коррекции навигационной информации в выходном сигнале системы.

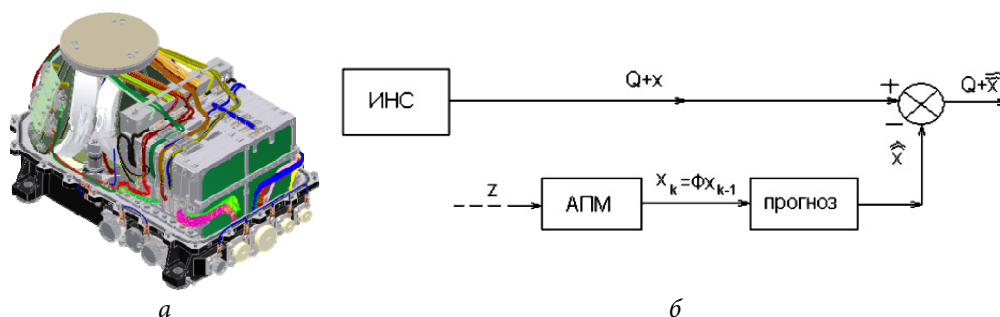


Рис. 3. Коррекция навигационной информации в выходном сигнале системы:

a — внешний вид блока коррекции КИНД34-059; *b* — схема коррекции в автономном режиме (АГМ — алгоритм построения модели; \hat{x} — прогноз погрешностей ИНС)

Прогнозирующие модели широко распространены в схемах коррекции навигационных систем при исчезновении сигналов от внешних измерительных систем. При краткосрочном исчезновении выходных сигналов ИНС, GPS и других систем обычно применяют априорные модели для прогнозирования полезного сигнала. Для ИНС могут быть использованы априорные модели. В условиях длительного отсутствия сигналов от внешних измерителей априорные модели с течением времени становятся неадекватными реальному процессу изменения погрешностей ИНС, поэтому модели погрешностей ИНС необходимо строить в процессе функционирования БЛА. Методы построения моделей широко известны и различаются по точности и объему машинной памяти, необходимой для реализации в БЦВМ. Наиболее простыми методами построения моделей являются различные модификации линейных трендов. Более сложные методы позволяют построить высокоточные модели, но требуют большего времени и значительного объема машинной памяти БЦВМ. К таким методам относятся разнообразные нейронные сети, алгоритмы самоорганизации и генетические алгоритмы.

Нейронные сети позволяют построить модели исследуемых объектов с достаточно высокой точностью, но требуют при этом длительном времени для реализации процесса обучения.

Метод самоорганизации может быть использован в условиях минимального объема априорной информации, а также без учета некоторых существенных факторов. Использование подхода самоорганизации возможно в условиях, когда уровень помех в несколько раз превышает уровень полезного сигнала. Возможность прогнозирования без учета некоторых определяющих факторов объясняется тем, что в сложных системах факторы коррелированы между собой,

следовательно, измерение одного фактора содержит информацию о других факторах, связанных с измеряемым. Структурная схема алгоритма самоорганизации представлена на рис. 4.

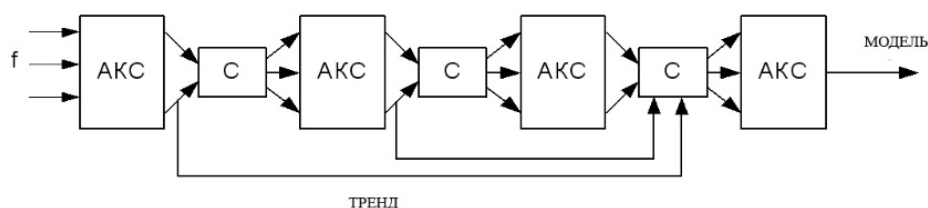


Рис. 4. Алгоритм самоорганизации:

f — базисные функции; АКС — ансамбль критериев селекции;
С — способ скрещивания моделей

Использование только генетического алгоритма для решения задачи неэффективно, так в этом случае поиск оптимального значения параметров аппроксимирующей функции проводится недостаточно направленно.

Найти глобальный минимум в общем случае достаточно трудно из-за наличия большого числа локальных экстремумов, эта задача требует больших вычислительных затрат при практически полном переборе возможных решений с заданной точностью.

Таким образом, перечислены наиболее популярные классические методы построения моделей погрешностей ИНС. С учетом особенностей реализации алгоритмов в БЦВМ предпочтение целесообразно отдавать алгоритмам самоорганизации.

Заключение. Рассмотрены концептуальные способы повышения точности навигационной информации алгоритмическим путем.

1. Для коррекции автономных ИНС целесообразно использовать алгоритмы компенсации погрешностей с использованием информации с датчиков углов прецессии.

2. В корректируемом режиме компенсация погрешностей ИНС осуществляется в выходном сигнале системы с использованием адаптивных алгоритмов оценивания.

3. При использовании на БЛА нескольких датчиков навигационной информации целесообразно осуществлять селекцию измерительной информации с помощью алгоритмов комплексирования.

4. Компенсация погрешностей ИНС в автономном режиме на основе информации, полученной в предшествующем корректируемом режиме, осуществляется в выходном сигнале с помощью прогнозирующих моделей. При краткосрочном прогнозе используются априорные модели и линейные тренды.

Для долгосрочного прогноза модели целесообразно строить на борту БЛА. Получение реализуемых в БЦВМ прогнозирующих моделей рекомендовано осуществлять с помощью алгоритмов самоорганизации.

Литература

- [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. In: *Handbook of intelligent control*. 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] Shen K., Selezneva M.S., Neusyypin K.A., et al. A novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles. *Metrol. Meas. Syst.*, 2017, no. 2, pp. 347–356.
- [6] Noureldin A., Karamat T.B., Georgy J. *Fundamentals of inertial navigation, satel-lite-based positioning and their integration*. Springer-Verlag, 2013.
- [7] Neusyypin K.A., Selezneva M.S., Tsibizova T.Yu. Diagnostics algorithms for flight vehicles navigation complex. *RusAutoCon*, 2018. DOI: 10.1109/RUSAUTOCON.2018.8501679 URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8501679>
- [8] Клычников В.В., Селезнева М.С., Неусыпин К.А. и др. Использование федерального фильтра Калмана для коррекции навигационных систем летательных аппаратов. *Автоматизация. Современные технологии*, 2018, т. 72, № 9, с. 428–432.
- [9] Кай Ш., Неусыпин К.А., Селезнева М.С. и др. Исследование высокоточных измерительных комплексов современных летательных аппаратов. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2018, № 2, с. 124–130.
- [10] Kalman R.E., Ho Y.C., Narendra K.S. Controllability of linear dynamical systems. *Contributions to the Theory of Differential Equations*, 1963, vol. 1, no. 2, pp. 189–213.
- [11] Shakhtarin B.I., Shen K., Neusyypin 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>
- [12] Иванов М.В., Селезнева М.С., Неусыпин К.А. Применение фильтра Калмана и генетического алгоритма для активной системы мониторинга содержания газовой фазы во флотационном аппарате. *Автоматизация. Современные технологии*, 2017, т. 71, № 11, с. 503–509.
- [13] Пролетарский А.В., Чжан Л., Селезнева М.С. и др. Способы использования критерия степени наблюдаемости переменных состояния в федеративном фильтре Калмана. *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*, 2018, № 8, с. 9–18.

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

Научный руководитель — Неусыпин Константин Авенирович, доктор технических наук, профессор кафедры «Системы автоматического управления», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Тан Нин. Методы коррекции навигационных систем беспилотных летательных аппаратов. *Политехнический молодежный журнал*, 2019, № 9(38). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2019-9-528>

**QUALITY IMPROVEMENT AND RECONSTRUCTION
OF DIGITAL VIDEO IMAGES**

Tang Ning

tang.ning@yandex.ru

SPIN-code: 9667-8078

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The description of the types of unmanned aerial vehicles (UAVs) and their navigation systems is provided. Different methods of correction for inertial navigation systems (INS) are described. The main types and sources of errors are analyzed. The issues of improving the accuracy of the navigation complex (NC) of UAVs re-entering the atmosphere are considered. Special attention is paid to the INS error analysis, as well as the gyros drift rate and Schuler oscillations. Algorithmic methods for error compensation in navigation systems are considered. Methods for using algorithms of INS autonomous correction and also estimation, control, integration and prediction algorithms are presented. Comparison of various prediction algorithms is performed: a variety of neural networks, self-organization algorithms and genetic algorithms.

Keywords

Unmanned aerial vehicle, inertial navigation system, navigation complex, navigation system error, error compensation, estimation algorithms, control, integration, prediction

Received 16.04.2019

© 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 observability 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. In: Handbook of intelligent control. 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] Shen K., Selezneva M.S., Neusypin K.A., et al. A novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles. *Metrol. Meas. Syst.*, 2017, no. 2, pp. 347–356.
- [6] Noureldin A., Karamat T.B., Georgy J. Fundamentals of inertial navigation, satel-lite-based positioning and their integration. Springer-Verlag, 2013.
- [7] Neusypin K.A., Selezneva M.S., Tsibizova T.Yu. Diagnostics algorithms for flight vehicles navigation complex. *RusAutoCon*, 2018. DOI: 10.1109/RUSAUTOCON.2018.8501679 URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8501679>

- [8] Klychnikov V.V., Selezneva M.S., Neusypin K.A., et al. Using the federal Kalman filter to correct aircraft navigation systems. *Avtomatizatsiya. Sovremennyye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 9, pp. 428–432 (in Russ.).
- [9] Kay Sh., Neusypin K.A., Selezneva M.S., et al. Research on high-precision measurement systems of modern aircraft. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika*, 2018, no. 2, pp. 124–130 (in Russ.). (Eng. version: *Russ. Aeronaut.*, 2018, vol. 61, no. 2, pp. 279–286. DOI: 10.3103/S1068799818020186 URL: <https://link.springer.com/article/10.3103/S1068799818020186>)
- [10] Kalman R.E., Ho Y.C., Narendra K.S. Controllability of linear dynamical systems. *Contributions to the Theory of Differential Equations*, 1963, vol. 1, no. 2, pp. 189–213.
- [11] 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>
- [12] Ivanov M.V., Selezneva M.S., Neusypin K.A. Application of the Kalman filter and genetic algorithm for an active monitoring system of the gas phase content in a flotation apparatus. *Avtomatizatsiya. Sovremennyye tekhnologii*, 2017, vol. 71, no. 11, pp. 503–509 (in Russ.).
- [13] Proletarskiy A.V., Chzhan L., Selezneva M.S., et al. Methods of the state variables criterion of the degree of observability using of in the federative Kalman filter. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics], 2018, no. 8, pp. 9–18 (in Russ.).

Tang Ning — Student, Department of Technologies of instrument making, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific adviser — Neusypin K.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Tang Ning. Quality improvement and reconstruction of digital video images. *Politekhnikeskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2019, no. 9(38). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2019-9-528.html> (in Russ.).