

**РАЗРАБОТКА МОДИФИКАЦИИ ФИЛЬТРА КАЛМАНА
ДЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
ПРИ ПОСАДКЕ НА АВИАНОСЕЦ**

Ван Лу

314161192@qq.com

SPIN-код: 2313-4855

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

Аннотация

Управление летательными аппаратами осуществляется на основе информации с навигационных систем. Навигационные системы имеют разнообразные погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования. Для повышения точности навигационной информации используется объединение различных измерительных систем летательного аппарата — навигационный комплекс (НК). Как правило, базовой системой НК является инерциальная навигационная система. Рассмотрен самый распространенный тип навигационных систем. Исследованы особенности коррекции инерциальной навигационной системы (ИНС) от спутниковых систем с помощью алгоритма оценивания. Для повышения точности навигационной информации целесообразно использовать алгоритмическую коррекцию навигационных систем. Осуществлено повышение точности ИНС летательных аппаратов алгоритмическим путем с помощью компенсации ошибок в выходном сигнале системы.

Ключевые слова

Летательный аппарат, навигационный комплекс, фильтр Калмана, инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, коррекция, гиростабилизированные платформы, модификация

Поступила в редакцию 22.03.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

Введение. Инерциальные навигационные системы (ИНС) имеют методические и инструментальные погрешности. Основным недостатком ИНС является нарастание этих погрешностей с течением времени. Для повышения точности ИНС обычно используют какие-либо датчики внешней навигационной информации. Коррекцию ИНС летательных аппаратов (ЛА) часто осуществляют с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС), системы GPS и др. Однако сигналы внешних по отношению к ИНС измерительных систем также содержат ошибки, поэтому их сигналы и сигналы ИНС подвергают совместной обработке в бортовой ЦВМ ЛА с помощью алгоритмов оценивания, управления, прогнозирования и комплексирования [1–3].

Наиболее распространенная структура навигационного комплекса (НК) включает ИНС, GPS и алгоритм оценивания. После обработки разницы измерений ИНС и GPS с помощью алгоритма оценивания получаем оценку вектора состояния, т. е. оценку всех наблюдаемых ошибок ИНС. Далее оценка ошибок

ИНС алгебраически вычитается из выходного сигнала ИНС, состоящего из достоверной информации о скорости, местоположении ЛА и ошибок ИНС. Тем самым в выходном сигнале компенсируются ошибки ИНС в определении навигационных параметров.

Задачей настоящей работы является исследование алгоритмического метода повышения точности навигационных систем ЛА [4, 5].

Навигационные системы. Самым распространенным типом навигационных систем в настоящее время являются системы, в которых используются гиросtabilизированные платформы (ГСП). На ГСП возлагаются задачи по управлению и стабилизации специальных бортовых приборов, таких как чувствительные элементы пеленгаторов, координаторы цели, фотоаппаратура, акселерометры и др. Гиросtabilизированная платформа удерживает стабилизируемый объект на заданных направлениях в пространстве [6, 7].

Гиросtabilизированная платформа имеет погрешности, обусловленные типом применяемых гироскопов и конструкцией платформы. Специфические погрешности, присущие различным типам гироскопов, успешно компенсируются, динамический дрейф ГСП, достигающий в современных системах больших значений по сравнению с остаточными (после компенсации) погрешностями, как правило, не компенсируется.

Метод определения навигационных параметров ЛА и управления его движением, основанный на измерении и последующем интегрировании ускорений только бортовыми средствами, действующими на основе законов движения Ньютона, называется инерциальной навигацией. Для реализации этого метода на объекте размещают три акселерометра, которые измеряют составляющие ускорения объекта вдоль соответствующим образом ориентированных осей. Для задания требуемой ориентации акселерометров их устанавливают на ГСП. Поступающие с акселерометров сигналы интегрируются, в результате получается информация о скорости и пройденном пути. Гиросtabilизированная платформа, материализующая сопровождающий трехгранник, строится на базе двух или трех двухстепенных гироскопов.

Совокупность ГСП и акселерометров называется инерциальной навигационной системой. При построении ИНС в зависимости от условий применения используются различные чувствительные элементы. Основными чувствительными элементами ИНС являются акселерометры, которые также имеют различные конструкции. Комбинация чувствительных элементов позволяет получить ИНС с различными свойствами, имеющие разнообразные качественные характеристики.

Повышение точности ИНС достигается благодаря привлечению дополнительной информации. Как правило, это внешняя по отношению к ИНС информация от различных датчиков и систем.

Коррекция ИНС от спутниковых навигационных систем. Для повышения точности ИНС применяют различные схемы коррекции. Самыми эффективными являются схемы коррекции, предусматривающие использование дополни-

тельных измерительных систем [8, 9]: бортовых радиолокационных систем, радиотехнических систем ближней и дальней навигации, астрокорректоров, баровысотометров и др. Наиболее популярными системами, применяемыми для коррекции ИНС, являются спутниковые навигационные системы (СНС) GPS/ГЛОНАСС.

Наиболее точная коррекция современных ИНС осуществляется алгоритмическим путем с использованием информации от GPS. В качестве алгоритмов коррекции часто применяют различные алгоритмы оценивания для вычисления погрешностей измерительных систем [4].

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

Инерциальные навигационные системы 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 ошибок, при этом имеет место медленный дрейф нуля-пункта системы; с другой стороны, результаты спутниковых определений не подвержены подобным сдвигам системы координат, однако в большей степени отягощены случайными погрешностями. В этом кроется преимущество гибридной системы: располагая характеристиками инструментальных ошибок 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 боль-

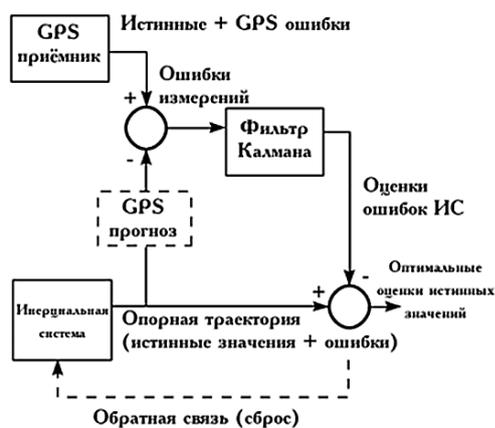


Рис. 1. Схема коррекции ИНС с использованием GPS

шинство реальных систем (включая инерциальные и спутниковые навигационные системы) и процессов нелинейны, возникает задача линеаризации их моделей [10, 11].

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 ошибкам 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: ошибки начальных условий, уход гироскопов, а также ошибки, вносимые акселерометрами и приближенными значениями ускорения силы тяжести. Если при совместном применении инерциальной и спутниковой навигационных систем последняя предоставляет положение объекта, 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. Схему со слабо связанными компонентами применяют при невозможности привлечения «сырых» спутниковых данных. Приведение в действие контура обратной связи, изображенного пунктиром на рисунке, можно рассматривать как расширение фильтрации по Калману. Вырабатываемые алгоритмом оценки инструментальных погрешностей служат для удержания опорной траектории достаточно близко 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 пара-

метры погрешностей, характеризующие модели состояния системы и измерений в фильтре 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 ошибок спутникового метода, что уменьшает их влияние на результаты навигационных определений.

Фильтр Калмана и его модификация. Фильтр Калмана, также известный как алгоритм линейного квадратичного оценивания, обеспечивает рекурсивное решение для линейной задачи оптимального оценивания в стационарных, а также нестационарных условиях [12, 13].

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

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

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 гауссового 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 матрица размером $r \times r$; $\delta_{j,k}$ — символ Кронекера, означающий

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

Часть вектора состояния измеряется как

$$z_{k+1} = H_{k+1} x_{k+1} + V_{k+1}.$$

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

Ошибки 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 матрица размером $m \times m$.

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

Начальное значение вектора состояния полагаем гауссовым случайным вектором с нулевым математическим ожиданием, независимым от входных возмущений ошибок 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 матрицу размером $n \times n$.

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

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

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

Матрица усиления фильтра определяет вес, с которым обновляемая последовательность входит 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 учитывают обновляемую последовательность при формировании оценки вектора состояния. Фильтр Калмана описывается уравнениями

$$\hat{x}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k + K_{k+1} v_{k+1};$$

$$P_{k+1/k} = \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + Q_k;$$

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1};$$

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

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

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

Уравнения фильтра Калмана очень удобны для реализации на БЦВМ, 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} осуществляется формирование обновляемой последовательности.

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

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

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

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

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1}.$$

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

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

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.

Результаты математического моделирования. Для моделирования использована тестовая математическая модель погрешностей ИНС и типовая модель погрешностей СНС. Модели погрешностей навигационных систем сформированы с использованием датчиков случайных чисел.

Рассмотрены схемы коррекции ИНС в выходном сигнале с помощью алгоритма оценивания, а также с помощью алгоритма прогноза. Для проверки работоспособности алгоритмов использована математическая модель погрешностей ИНС

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

где

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \quad \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix}; \quad W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}.$$

Здесь δV_k — ошибки ИНС в определении скорости, φ_k — углы отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) от сопровождающего трехгранника, ε_k — скорость дрейфа ГСП; g — ускорение свободного падения; B — смещение нуля акселерометра, $B = 10^{-2}$; R — радиус Земли; T — период дискретизации; β — средняя частота случайного изменения дрейфа; W_{k-1} — дискретный аналог белого гауссового шума.

Результаты анализа моделей с помощью MATLAB представлены на рис. 2–4.

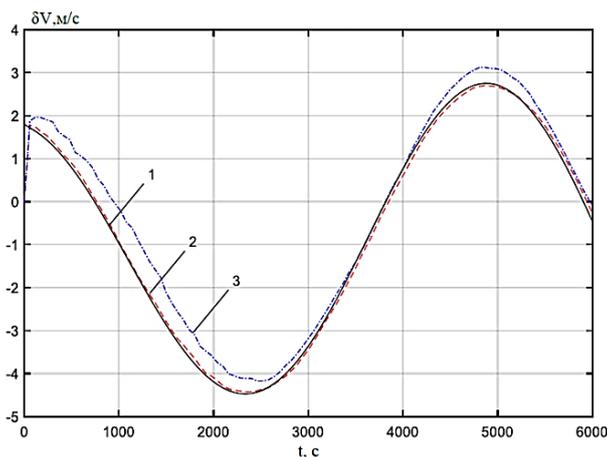


Рис. 2. Оценивание ошибок ИНС в определении скорости
1 — теоретические значения; 2 — оценка с использованием фильтра Калмана; 3 — оценка при помощи модифицированного фильтра Калмана

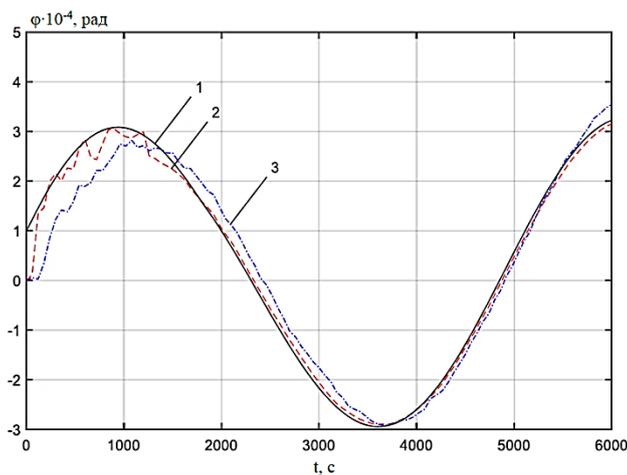
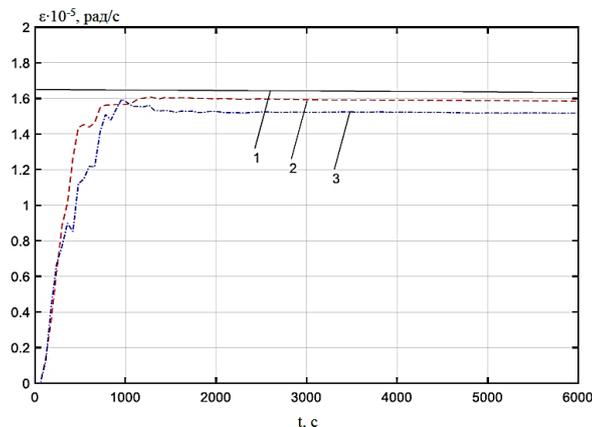


Рис. 3. Оценивание углы отклонения ГСП относительно сопровождающего трехгранника
1 — теоретические значения; 2 — оценка с использованием фильтра Калмана; 3 — оценка при помощи модифицированного фильтра Калмана

Рис. 4. Оценивание скорости дрейфов ГСП:

1 — теоретические значения; 2 — оценка с использованием фильтра Калмана; 3 — оценка при помощи модифицированного фильтра Калмана



В условиях летного эксперимента, когда на ИНС оказывает влияние множество возмущающих факторов, принятая в классическом фильтре Калмана модель будет еще хуже отражать реальный процесс изменения погрешностей ИНС. Поэтому можно предположить, что относительная точность оценивания посредством фильтра Калмана в условиях летного эксперимента должна быть несколько выше, чем при математическом моделировании.

Заключение. Исследованы особенности коррекции ИНС от СНС. Представлены результаты математического моделирования погрешностей ИНС и фильтра Калмана.

Таким образом, повышение точности ИНС ЛА осуществляется алгоритмическим путем с помощью компенсации ошибок 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.

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 генетическим алгоритмом позволяет проводить адаптивную подстройку модели оцениваемого процесса на основе текущих измерений.

Литература

- [1] Selezneva M.S., Neusypin K.A., Babichenko A.V. Modification of non-linear Kalman filter in correction scheme of navigational systems of carrier-based aircraft. *RusAutoCon*, 2018. DOI: 10.1109/RUSAUTOCON.2018.8501670 URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8501670>
- [2] Неусыпин К.А., Селезнева М.С., Пролетарский А.В. и др. Алгоритм построения модели ИНС/ГНСС интегрированной навигационной системы с использованием критерия степени идентифицируемости. *Юбилейная XXV Санкт-Петербургская Межд. конф. по интегрированным навигационным системам*. СПб., Концерн ЦНИИ "Электроприбор", 2018, с. 30–34.

-
- [3] Shen K., Selezneva M.S., Neusyпин 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>
- [4] Клычников В.В., Селезнева М.С., Неусыпин К.А. и др. Алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем. *Автоматизация. Современные технологии*, 2018, т. 72, № 12, с. 555–563.
- [5] Пролетарский А.В., Чжо З., Селезнева М.С. и др. Разработка системы диагностики прицельно-навигационного комплекса летательного аппарата с использованием редуцированной экспертной системы и эволюционных алгоритмов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2018, № 4, с. 80–96. DOI: 10.18698/0236-3933-2018-4-80-96 URL: <http://vestnikprib.ru/catalog/icec/eldev/1114.html>
- [6] Никулин А.С., Алексеев А.Н., Ангуладзе В.А. и др. Комплекс средств, обеспечивающих подготовку к вылету и посадку самолетов авианосного базирования. *Авиакосмическое приборостроение*, 2018, № 2, с. 36–49.
- [7] Никулин А.С., Алексеев А.Н., Ангуладзе В.А. и др. Начальная выставка инерциальных навигационных систем летательных аппаратов корабельного базирования. *Прикладная физика и математика*, 2018, № 1, с. 59–64.
- [8] Collinson R.P.G. Introduction to avionics systems. Springer, 2011.
- [9] Groves P.D. Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems. Artech House, 2013.
- [10] Jazwinski A. H. Stochastic processes and filtering theory. Dover Publications, 2007.
- [11] Кай Ш., Селезнева М.С. Разработка численного критерия степени наблюдаемости переменных состояния нелинейных систем. *Автоматизация. Современные технологии*, 2017, т. 71, № 8, с. 351–356.
- [12] Salychev O.S. MEMS-based inertial navigation: expectations and reality. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.
- [13] Carvalho H., Del Moral P., Monin A., et al. Optimal nonlinear filtering in GPS/INS integration. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1997, vol.33, no. 3, pp. 835–850. DOI: 10.1109/7.599254 URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/599254>

Ван Лу — студентка 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.

DEVELOPMENT OF THE KALMAN FILTER MODIFICATION FOR THE MEASURING COMPLEX OF THE AIRCRAFT FOR CARRIER LANDING

Wang Lu

314161192@qq.com

SPIN-код: 2313-4855

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

Aircraft control is based on information from navigation systems. Navigation systems have a variety of inaccuracies due to design features and operating conditions. To improve the accuracy of navigation information, a combination of various measuring systems of the aircraft is used — the navigation complex (NC). As a rule, the basic NC system is an inertial navigation system. This article reviews the most common type of navigation system. The features of the correction of the inertial navigation system (INS) from satellite systems using the estimation algorithm are studied. To improve the accuracy of navigation information, it is advisable to use algorithmic correction of navigation systems. The accuracy of the INS of aircraft was improved by algorithms of error compensating in the output signal of the system.

Keywords

Aircraft, navigation complex, Kalman filter, inertial navigation system, satellite navigation system, correction, gyrostabilized platforms, modification

Received 22.03.2019

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

References

- [1] Selezneva M.S., Neusypin K.A., Babichenko A.V. Modification of non-linear Kalman filter in correction scheme of navigational systems of carrier-based aircraft. *RusAutoCon*, 2018. DOI: 10.1109/RUSAUTOCON.2018.8501670 URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8501670>
- [2] Neusypin K.A., Selezneva M.S., Proletarskiy A.V., et al. [INS/GNSS modeling algorithm for integrated navigation system using identifiability degree criteria]. *Yubileynaya XXV Sankt-Peterburgskaya Mezhd. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam* [Anniversary XXV Sankt-Petersburg Int. Conf. on integrated navigation systems]. Sankt-Petersburg, Kontsern TsNII "Elektropribor" Publ., 2018, pp. 30–34 (in Russ.).
- [3] 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>
- [4] Klychnikov V.V., Selezneva M.S., Neusypin K.A., et al. Algorithms for information processing of inertial navigation systems. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 12, pp. 555–563 (in Russ.).
- [5] Proletarskiy A.V., Chzho Z., Selezneva M.S., et al. Development of aircraft armament and navigation diagnosis system based on the reduced expert system and evolutionary algorithms. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2018, no. 4, pp. 80–96.

DOI: 10.18698/0236-3933-2018-4-80-96

URL: <http://vestnikprib.ru/catalog/icec/eldev/1114.html> (in Russ.).

- [6] Nikulin A.S., Alekseev A.N., Anguladze V.A., et al. Complex of means for providing preparation for carrier-borne aircraft flight and planing. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2018, no. 2, pp. 36–49 (in Russ.).
- [7] Nikulin A.S., Alekseev A.N., Anguladze V.A., et al. Initial alignment for ship-based aircraft inertial navigation systems. *Prikladnaya fizika i matematika* [Applied Physics and Mathematics], 2018, no. 1, pp. 59–64 (in Russ.).
- [8] Collinson R.P.G. Introduction to avionics systems. Springer, 2011.
- [9] Groves P.D. Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems. Artech House, 2013.
- [10] Jazwinski A. H. Stochastic processes and filtering theory. Dover Publications, 2007.
- [11] Kay Sh., Selezneva M.S. Development of a numerical criterion for the observability degree of the nonlinear systems variables state. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2017, vol. 71, no. 8, pp. 351–356 (in Russ.).
- [12] Salychev O.S. MEMS-based inertial navigation: expectations and reality. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012.
- [13] Carvalho H., Del Moral P., Monin A., et al. Optimal nonlinear filtering in GPS/INS integration. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 1997, vol.33, no. 3, pp. 835–850. DOI: 10.1109/7.599254 URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/599254>

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

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