УДК656.7.052.002.5:681.32(045)

В. М. Синеглазов, д-р техн. наук, проф.,
Ш. И. Аскеров

ОПТИМАЛЬНАЯ КОМПЛЕКСНАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ В НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Институт аэрокосмических систем управления НАУ, e-mail: svm@nau.edu.ua

Рассмотрено решение задачи оптимальной комплексной обработки данных в навигационных системах беспилотных летательных аппаратов на основе информации, поступающей с миниатюрной бесплатформенной инерциальной системы, спутниковой навигационной системы, аэромагнитометрической и пирометрической навигационных систем.

Ключевые слова: комплексирование, инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, пирометрическая навигационная система, аэромагнитометрическая навигационная система.

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) являются одним из основных направлений развития мировой авиационной техники. Широкое применение БПЛА различных классов в гражданской и военной областях требует разработки и производства высокоточных бортовых навигационных систем, обладающих высокой точностью, малой стоимостью, весом, габаритами.

Выполнение требования по снижению веса, габаритов и стоимости вызывает необходимость использования миниатюрных недорогих микроэлектромеханических (МЭМС) инерциальных датчиков, которые обладают низкой точностью.

Автономное использование миниатюрных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (мини-БИНС) на МЭМС датчиках невозможно на длительных интервалах времени из-за быстрого накопления ошибки в определении навигационных данных.

Основным путем решения данной задачи есть функциональное, информационное и аппаратное объединение навигационных измерителей различной физической природы в единый интегрированный навигационный комплекс, сочетающий требуемые точностные и функциональные характеристики с невысокой стоимостью и малыми габаритными размерами. В качестве реализации данного подхода для БПЛА может быть использовано комплексирование мини-БИНС с различными внешними измерителями (корректирующими устройствами), такими как спутниковая навигационная система (СНС), магнитометрический и пирометрический датчики, датчики воздушной скорости и барометрической высоты.

В целом оптимальная комплексная обработка данных в навигационных системах БПЛА является задачей, исследование которой в настоящее время становится актуальным.

Постановка задачи. Пусть на выходе приемника СНС сформирован вектор наблюдения [1]

$$Z_{\text{СНС, к}} = G(X_{\text{к}}) + \mathbf{M}_{\text{СНС}}\mathbf{V}_{\text{СНС, к}},$$

где $G(X_{\text{к}})$ – векторная детерминированная, в общем случае нелинейная функция, которая связывает радионавигационные параметры сигнала (задержка сигнала и доплеровский сдвиг частоты) с оцененным вектором состояния X, компонентами которого являются геодезическая широта B, долгота L, высота H, составляющие вектора скорости V_H, V_N, V_E в направлениях вертикали, востока и севера; $\mathbf{M}_{\text{СНС}}$ – известная матрица; $\mathbf{V}_{\text{СНС, к}}$ – коррелированная помеха, которая описывается как

$$\mathbf{V}_{\text{СНС, к}} = \mathbf{\Phi}_{\text{СНС, к}}\mathbf{V}_{\text{СНС, к-1}} + \xi_{\text{СНС}},$$

где $\mathbf{\Phi}_{\text{СНС, к}}$ – известная матрица; $\xi_{\text{СНС}}$ – шум измерений в виде белого гауссовского шума с нулевым математическим ожиданием и матрицей дисперсии $\mathbf{Q}_{\text{СНС, к}}$.

Наблюдения сигналов с выходов инерциальной системы описывается векторным уравнением

$$\mathbf{Z}_{\text{ИНС, к}} = \mathbf{X}_{\text{к}} + \mathbf{M}_{\text{ИНС, к}}\mathbf{V}_{\text{ИНС, к}},$$

где $\mathbf{M}_{\text{ИНС, к}}$ – известная матрица; $\mathbf{V}_{\text{ИНС, к}}$ – ошибки ИНС, сформированные как случайный процесс с заданными корреляционными свойствами с помощью формирующего фильтра

$$\mathbf{V}_{\text{ИНС, к}} = \mathbf{\Phi}_{\text{ИНС, к}}\mathbf{V}_{\text{ИНС, к-1}} + \xi_{\text{ИНС}},$$

где $\mathbf{\Phi}_{\text{ИНС, к}}$ – известная матрица; $\xi_{\text{ИНС}}$ – шум измерений в виде белого гауссовского шума с нулевым математическим ожиданием и матрицей дисперсии $\mathbf{Q}_{\text{ИНС, к}}$.

Наблюдения сигналов с выходов аэромагнитометрической системы (АМС) описывается векторным уравнением

$$\mathbf{Z}_{\text{АМС, к}} = \mathbf{X}_{\text{АМС, к}} + \mathbf{M}_{\text{АМС, к}}\mathbf{V}_{\text{АМС, к}},$$

где $\mathbf{X}_{\text{АМС, к}}$ – вектор состояния АМС; $\mathbf{M}_{\text{АМС, к}}$ – известная матрица; $\mathbf{V}_{\text{АМС, к}}$ – ошибки АМС, сформированные как случайный процесс с заданными корреляционными свойствами с помощью формирующего фильтра

$$\mathbf{V}_{\text{АМС, к}} = \mathbf{\Phi}_{\text{АМС, к}}\mathbf{V}_{\text{АМС, к-1}} + \xi_{\text{АМС}},$$

где $\mathbf{\Phi}_{\text{АМС, к}}$ – известная матрица; $\xi_{\text{АМС}}$ – шум измерений в виде белого гауссовского шума с нулевым математическим ожиданием и матрицей дисперсии $\mathbf{Q}_{\text{АМС, к}}$.

Наблюдения сигналов с выходов пирометрической навигационной системы (ПНС) описывается векторным уравнением

$$\mathbf{Z}_{\text{ПНС, к}} = \mathbf{X}_{\text{ПНС, к}} + \mathbf{M}_{\text{ПНС, к}}\mathbf{V}_{\text{ПНС, к}},$$

где $\mathbf{X}_{\text{ПНС, к}}$ – вектор состояния ПНС; $\mathbf{M}_{\text{ПНС, к}}$ – известная матрица; $\mathbf{V}_{\text{ПНС, к}}$ – ошибки ПНС, сформированные как случайный процесс с заданными корреляционными свойствами с помощью формирующего фильтра

$$\mathbf{V}_{\text{ПНС, к}} = \mathbf{\Phi}_{\text{ПНС, к}}\mathbf{V}_{\text{ПНС, к-1}} + \xi_{\text{ПНС}},$$

где $\mathbf{\Phi}_{\text{ПНС, к}}$ – известная матрица; $\xi_{\text{ПНС}}$ – шум измерений в виде белого гауссовского шума с нулевым математическим ожиданием и матрицей дисперсии $\mathbf{Q}_{\text{ПНС, к}}$.

При объединении нескольких навигационных измерителей наиболее широкое применение получили методы комплексирования по способам компенсации и фильтрации [1].

Обзор существующих решений. Основная цель комплексирования систем ориентации и навигации заключается в повышении точности определения навигационных и угловых параметров ориентации БПЛА. Способы коррекции можно разделить в соответствии со следующей классификацией:

– по уровню интеграции (раздельные, слабо связанные, жестко связанные и глубоко интегрированные);

– по виду обратных связей (замкнутые, разомкнутые).

Раздельный алгоритм является наиболее простым вариантом совместного использования инерциальной системы и внешних измерительных устройств. Коррекция

выполняется периодическим перезапуском алгоритма БИНС с новыми начальными условиями по координатам и скорости, которые поступают от внешних измерительных устройств. Такая архитектура комплексирования на этапе решения навигационной задачи обеспечивает независимость систем (кроме моментов перезапуска или коррекции) и информационную избыточность интегрированной навигационной системы. Для создания такой архитектуры требуются минимальные изменения в аппаратных средствах и программном обеспечении уже существующих летательных аппаратов.

При использовании слабосвязанных алгоритмов коррекции инерциальная система и внешние измерительные устройства вырабатывают независимые навигационные измерения, которые связывает интегральный фильтр Калмана, формирующий на их основе оценку вектора состояния. Достоинством использования такого алгоритма является высокая надежность интегрированной системы, а недостатком – взаимная корреляция ошибок оценок фильтра спутникового приемника и значительная стоимость.

В случае жесткосвязанной схемы степень автономности инерциальной системы значительно меньшая, чем в сильносвязанных системах: допускается автономная работа в течение от нескольких секунд до нескольких десятков секунд. Основная навигационная информация вырабатывается в СНС.

Компенсация ошибок датчиков в соответствии с моделями этих ошибок выполняется в блоке компенсатора ошибок расширенным фильтром Калмана. К достоинствам таких систем относят отсутствие проблемы взаимной корреляции шумов измерений и отсутствие проблемы синхронизации измерений БИНС и СНС.

К недостаткам следует отнести необходимость разработки сложной аппаратуры приемника и ухудшение надежности.

При разомкнутом способе коррекции оцененные ошибки навигационных параметров вычитаются из навигационных параметров, формируемых БИНС. Существенным недостатком такого алгоритма является возрастание ошибок навигационных параметров с течением времени.

При коррекции замкнутого типа сигналом управления для процесса формирования навигационных параметров по измерениям с датчиков является вектор оценок инструментальных погрешностей чувствительных элементов. Недостатком такого подхода является невозможность обеспечения требуемой динамики ошибок навигационных параметров БИНС.

Во всех описанных выше алгоритмах процедура коррекции БИНС предусматривает использование оцененного вектора состояния ошибок навигационной системы по данным измерениям. Для получения такого вектора ошибок навигационной системы используются методы оценки состояния линейных динамических систем – фильтр Калмана.

Общим требованием для организации процесса комплексирования есть наличие математических моделей ошибок подсистем, которые необходимо комплексировать.

Структурная схема комплексирования по способу компенсации приведена на рис. 1.

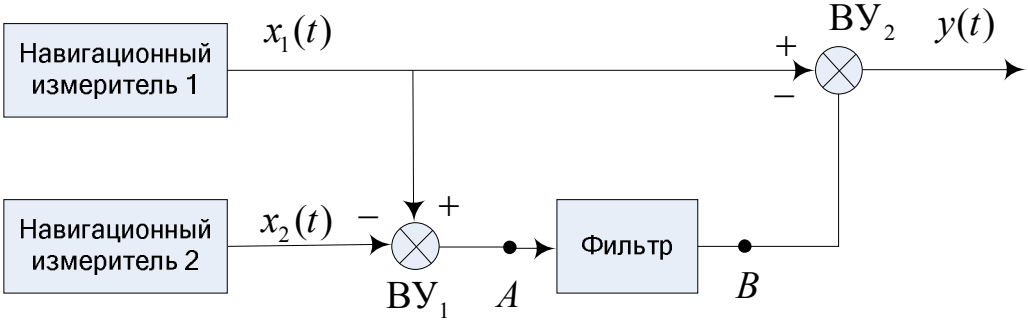

Рис. 1. Структурная схема комплексирования по способу компенсации: ВУ – вычитающее устройство

Структурная схема комплексирования N измерителей по способу фильтрации приведена на рис. 2.

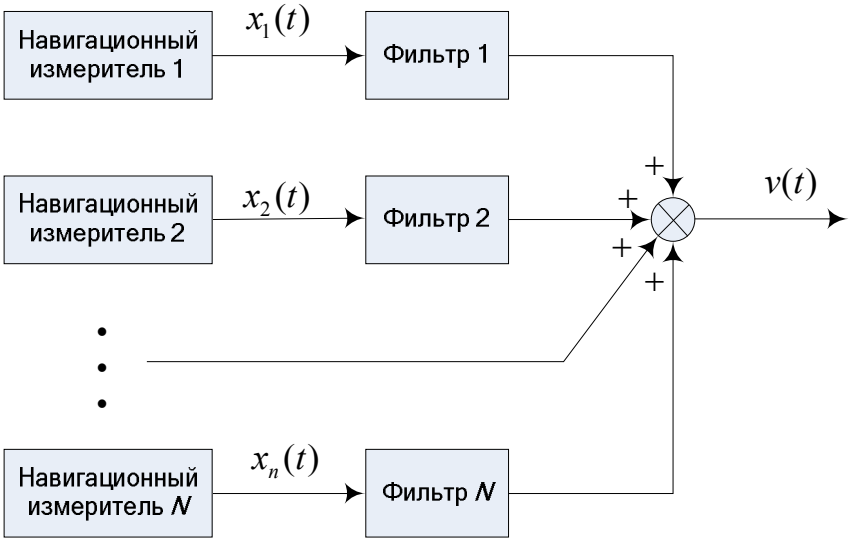

Рис. 2. Структурная схема комплексирования N измерителей по способу фильтрации

В интегрированных инерциально-спутниковых системах наибольшее применение получили две схемы построения инвариантных алгоритмов, отличающихся правилом формирования разностных измерений, поступающих с БИНС и СНС, и составом оцениваемого вектора состояния в фильтре Калмана [1].

В схеме комплексирования, называемой слабосвязанной схемой (рис. 3), измерение Z для задачи фильтрации формируется путем непосредственного сопоставления координат $S^{\text{БИНС}}$, $S^{\text{СНС}}$ и скоростей $V^{\text{БИНС}}$, $V^{\text{СНС}}$ При этом вектор Z содержит погрешности БИНС и СНС. Слабосвязанная схема требует, чтобы в СНС производились измерения не менее чем от четырех спутников.

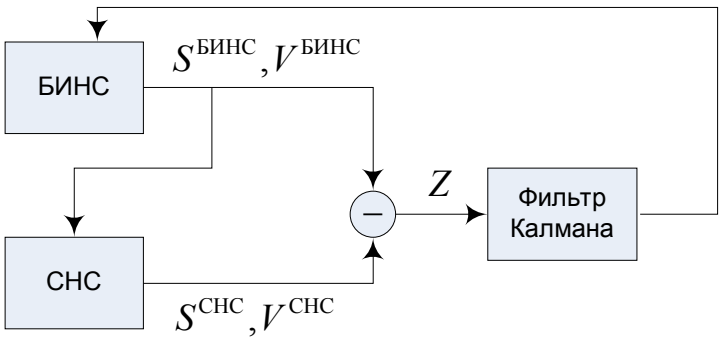

Рис. 3. Слабосвязанная схема комплексирования

На рис. 4 показана сильносвязанная схема комплексирования, которая характеризуется тем, что при построении фильтра Калмана разностное измерение формируется путем сопоставления вычисленных в БИНС ($D_j^{\text{БИНС}}, \dot{D}_j^{\text{БИНС}}$) и измеренных в СНС псевдодальностей и псевдоскоростей. В этом случае в векторе состояния Z содержатся ошибки, содержащиеся в вычислениях БИНС и в измерениях для каждого из спутников. Особенность данной схемы заключается в том, что она работоспособна даже если в СНС производится измерение только от одного спутника.

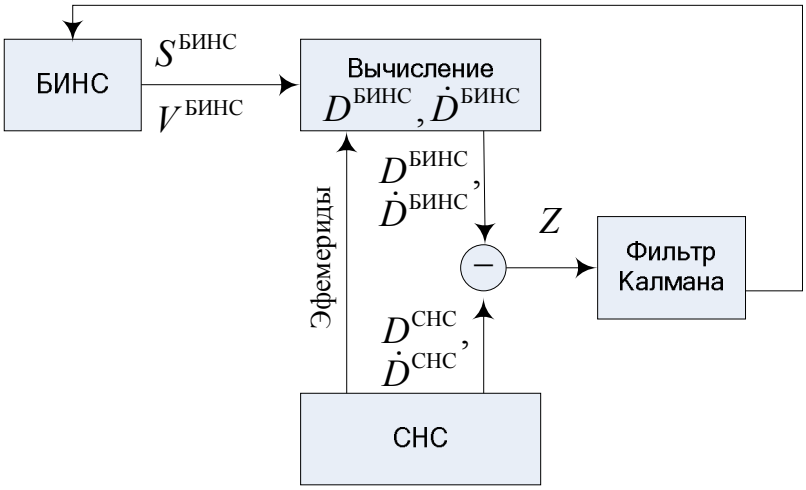

Рис. 4. Сильносвязанная схема комплексирования

Компактная форма представления уравнения наблюдений для жесткосвязанной схемы имеет вид:

$$\overline{\mathbf{Y}}_{p,k} = \mathbf{H}_k \overline{\mathbf{Z}}_{p,k} + \mathbf{Q}_{p,k} \overline{\boldsymbol{\eta}}_k , \tag{1}$$

где $\overline{\mathbf{Y}}_{p,k}$ – (1 + 2*N*)-мерный вектор наблюдений; $\overline{\boldsymbol{\eta}}_k$ – (1 + 2*N*)- мерный вектор центрованых дискретных белых шумов с единичной интенсивностью; $\mathbf{H}_k$ – матрица розмера $(1+2N)\times[16+2(N+1)]$; $\mathbf{H}^{(1)} = (0,0,\ldots,-1,0,0,\ldots,0)$ – первый ряд матрицы $\mathbf{H}_k$ («–1» на позиции 16);

Анализ показывает, что для оценки вектора состояния $\overline{\mathbf{Z}}_p$, эволюция которого описывается моделью, приведенной в работе [2], по наблюдениям вида (1) целесообразно использовать расщепленную форму оптимального дискретного фильтра Калмана (алгоритм Карлсона), который предполагает использование квадратного корня из матрицы ковариации погрешностей оценок и последовательную (скалярную) обработку компонентов вектора наблюдения.

Процедура указанного фильтра отличается повышенной вычислительной устойчивостью и не требует вращения матриц.

Для такого фильтра операция экстраполяции оценки вектора состояния на один шаг осуществляется в соответствии с формулой вида

$$\hat{\mathbf{Z}}_{p,k+1} = \mathbf{\Phi}_{p,k} \hat{\mathbf{Z}}_{p,k} .$$

Для экстраполяции корня квадратного из матрицы ковариации погрешностей оценок *P* применяется следующая процедура:

$$\mathbf{W}_{k+1} = \mathbf{\Phi}_{p,k} \mathbf{S}_k^{+};$$

$$\mathbf{P}_{k+1} = \mathbf{W}_{k+1} \mathbf{W}_{k+1}^{\mathrm{T}} + \mathbf{G}_{p,k} \mathbf{G}_{p,k}^{\mathrm{T}};$$

$$\mathbf{S}_{k+1}^{-} = [\mathbf{P}_{k+1}]^{\frac{1}{2}},$$

где операция извлечения корня квадратного из матрицы выполняется с помощью обратной процедуры Холецкого.

Выводы. Предложенный подход в решении навигационной задачи в БПЛА позволит повысить точность решения и обеспечит надежность поступления навигационной информации в автопилот в случае отсутствия данных от спутников и навигационной системы.

Список литературы

1. *Распопов В. Я.* Микросистемная авионика: учеб. пособие / В. Я. Распопов. – Тула: Гриф и К – 2010. – 248 с.
2. *Захарін Ф. М.* Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації: монографія / Ф. М. Захарін, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. – К.: НАУ, 2010. – 310 с.

В. М. Синєглазов, Ш. І. Аскеров

Оптимальне комплексне оброблення даних в навігаційних системах безпілотних літальних апаратів

Розглянуто вирішення завдання оптимального комплексного оброблення даних у навігаційних системах безпілотних літальних аппаратів на підставі інформації, що надходить з мініатюрної безплатформеної інерціальної системи, супутникової навігаційної системи, аеромагнітометричної і пірометричної навігаційних систем.

V. M. Sineglazov, Sh. S. Askerov

Optimal complex data processing in navigational systems, unmanned aerial vehicles

The solution of the problem of optimal data integration in navigational systems, unmanned aerial apparatovna based information coming from a tiny Strapdown inertial systems, satellite navigation system, aeromagnitometricheskoy, navigation systems, pyrometric.