

ВЛИЯНИЕ СМЕНЫ КОРРЕКТИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА НА ВОЗМОЖНОСТЬ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Трефилов П.М.

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН,
Россия, г. Москва ул. Профсоюзная д.65
petertrfi@ipu.ru

Аннотация: В статье рассмотрен вопрос влияния переходных процессов при переключении корректирующих устройств бортового навигационного комплекса на пограничных условиях. Описана причина возникновения переходных процессов, а также их влияния на показания бортового навигационного комплекса.

Ключевые слова: коррекция, переходный процесс, система управления, бортовой навигационный комплекс, БИНС, БПЛА, фильтр Калмана.

Введение

В современных беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) используются совместно с корректирующими устройствами, например такими, как спутниковые навигационные системы, лидары, радары и другие. Общий концепт системы автоматического управления БПЛА при выполнении заданной миссии складывается из объединения измерительной информации, поступающей со средств локальной и глобальной навигации. Средства глобальной навигации, например, СНС, необходимы для корректирования траектории движения в случаях ухода БПЛА с нее, а средства локальной навигации, например, лидары, используются для детектирования и избегания препятствий. Зачастую при формировании систем локальной навигации формируется информационная избыточность, получаемая с различных датчиков и систем, построенных на различных физических принципах: например, лидары и радары, системы визуальной одометрии и прочие. Таким образом, общее представление комплексного решения для ориентации БПЛА представляет собой набор векторов состояния системы, состоящих из параметров глобальной и локальной навигации.

1 Постановка задачи

Для решения задач ориентации, и навигация формируется вектор состояния динамической системы, как правило, характеризующий параметры местоположения, скорости и углов ориентации. Для достижения целевой миссии в алгоритмах управления реализована обратная связь с формированием корректирующего вектора. Для проведения оценки векторов состояния и формировании корректирующих векторов в подавляющем большинстве случаев алгоритмы комплексной обработки информации реализуются на основе разновидностей фильтра Калмана. возникает увеличение погрешности, связанное с разнородными источниками их возникновения. Одним из способов уменьшения возникающей погрешности может быть реализация системы выбора приоритета корректирующих устройств в зависимости от внешних возмущающих воздействий, например, описанная в [1]. Однако, при использовании системы выбора приоритета корректирующих устройств может возникнуть пограничное условие (например, смена корректирующего устройства при влажности 90%, а гигрометр показывает переменное значение 89-91%), что приведет к заикливанию смены корректирующего устройства. Частая смена корректирующего устройства приводит к не успешанию отработки переходных процессов системы управления, что приводит к нарастанию погрешности. В статье описано влияние возникших п влияние переходных процессов при переключении корректирующих устройств бортового навигационного комплекса на выполнение полетного задания

2 Моделирование системы управления при работе в пограничных условиях

Для проведения эксперимента смоделирована структура бортового навигационного комплекса, где реализована слабосвязанная схема комплексирования данных инерциальной и глобальной навигационных систем, представленная на рисунке 1.

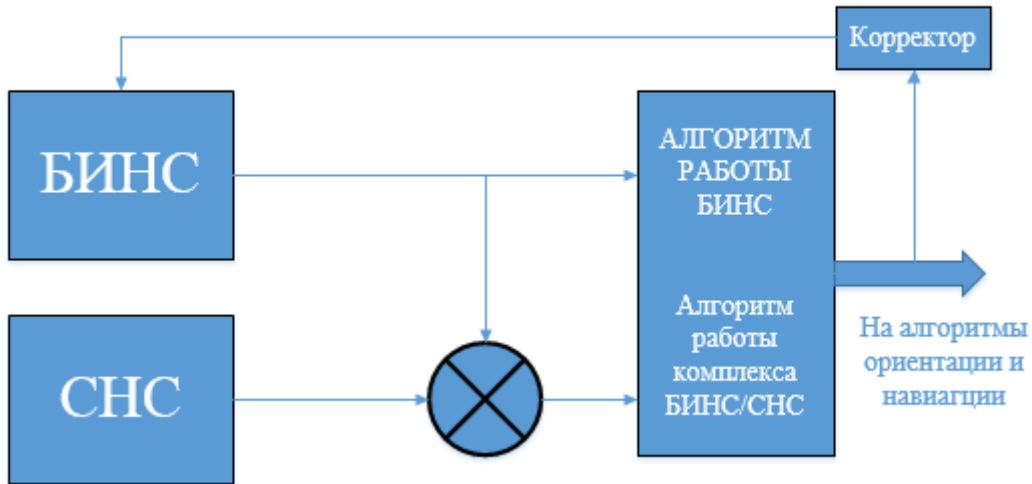


Рис. 1. Слабосвязанная схема комплексов ИНС и СНС

В бортовом комплексе БПЛА имеется бесплатформенная инерциальная навигационная система, и спутниковая система коррекции. Алгоритмы бортового навигационного комплекса могут работать в двух режимах: режим получения навигационных параметров с использованием БИНС (алгоритм работы БИНС) и от средств инерциальной навигационной системы с коррекцией от спутниковой навигационной системы (Алгоритм работы комплекса БИНС/СНС).

2.1 Алгоритм работы БИНС

Вектор измерений БИНС представлен в виде :

$$Y_{\text{ИНС}} = \begin{pmatrix} North_{\text{БИНС}} \\ Height_{\text{БИНС}} \\ East_{\text{БИНС}} \\ V_{North \text{ БИНС}} \\ V_{Height \text{ БИНС}} \\ V_{East \text{ БИНС}} \\ Roll_{\text{БИНС}} \\ Yaw_{\text{БИНС}} \\ Pitch_{\text{БИНС}} \end{pmatrix} \quad (1)$$

Где $North_{\text{БИНС}}$ – координата Север БПЛА, получаемая в ходе работы алгоритма БИНС, м; $Height_{\text{БИНС}}$ – высота БПЛА, получаемая в ходе работы алгоритма БИНС, м; $East_{\text{БИНС}}$ – координата Восток БПЛА, получаемая в ходе работы алгоритма БИНС, м; $V_{North \text{ БИНС}}$ – северная проекция скорости БПЛА, получаемая в ходе работы алгоритма БИНС, м / сек; $V_{Height \text{ БИНС}}$ – вертикальная проекция скорости БПЛА, получаемая в ходе работы алгоритма БИНС, м / сек; $V_{East \text{ БИНС}}$ – восточная проекция скорости БПЛА, получаемая в ходе работы алгоритма БИНС, м / сек; $Roll_{\text{БИНС}}$ – угол крена БПЛА, получаемый в ходе работы алгоритма БИНС, рад; $Yaw_{\text{БИНС}}$ – угол курса БПЛА, получаемый в ходе работы алгоритма БИНС, рад; $Pitch_{\text{БИНС}}$ – угол тангажа БПЛА, получаемый в ходе работы алгоритма БИНС, рад.

В матричной форме модель ошибок ИНС запишется как

$$\frac{d\delta X_{\text{БИНС}}}{dt} = F_{\text{БИНС}} \delta X_{\text{БИНС}} + G V_{\text{БИНС}} w_{\text{БИНС}} \quad (2)$$

$\delta X_{\text{БИНС}}$ – вектор состояния модели ошибок БИНС (15 x 1), состоящий из: $\delta North$; $\delta Height$; $\delta East$ – ошибки определения местоположения БПЛА, м; δV_{North} , δV_{Height} , δV_{East} – ошибки определения проекций скорости БПЛА, м / сек; $\delta Roll$, δYaw , $\delta Pitch$ – ошибка определения углов ориентации БПЛА, рад; δAcc_{OX} , δAcc_{OY} , δAcc_{OZ} – смещение нулевого сигнала акселерометра по осям OX, OY, OZ Связанной Системы Координат, м / сек²; $\delta Gyro_{OX}$, $\delta Gyro_{OY}$, $\delta Gyro_{OZ}$ – смещение нулевого сигнала ДУС по осям OX, OY, OZ Связанной Системы Координат, рад / сек, $V_{\text{ИНС}}$ – матрица коэффициентов шумов (6 x 6), $F_{\text{БИНС}}$ – матрица динамики системы (15x15), описывающая переход от Связанной Системы Координат к географическому сопровождающему трехграннику с учетом

радиуса кривизны меридионального и экваториального сечения земного эллипсоида. $W_{\text{ИНС}}$ – вектор формирующих белых шумов (6 x 1) с нулевым математическим ожиданием и единичной матрицей интенсивности, G – матрица шумов системы (15 x 6). Алгоритм ориентации с использованием БИНС реализуется с помощью решения уравнения Пуассона в кватернионной форме [2]. При выборе модели ошибок БИНС учитывалось, что для формирования математической модели (1) требовались идеальные значения используемых параметров. Из-за отсутствия идеальных значений используемых параметров в алгоритмах КОИ используются значения, выдаваемые БИНС, что приводит к появлению дополнительных погрешностей второго порядка малости.

2.2 Алгоритм работы СНС

Вектор измерений СНС представлен в виде:

$$Y_{\text{СНС}} = \begin{pmatrix} North_{\text{СНС}} \\ Height_{\text{СНС}} \\ East_{\text{СНС}} \\ V_{North \text{ СНС}} \\ V_{Height \text{ СНС}} \\ V_{East \text{ СНС}} \\ Roll_{\text{СНС}} \\ Yaw_{\text{СНС}} \\ Pitch_{\text{СНС}} \end{pmatrix} \quad (3)$$

Где $North_{\text{СНС}}$, $Height_{\text{СНС}}$, $East_{\text{СНС}}$ – координаты широты, высоты и долготы, получаемые приемником GNSS, м; $V_{North \text{ СНС}}$, $V_{Height \text{ СНС}}$, $V_{East \text{ СНС}}$ – проекции скорости БПЛА, получаемые приемником GNSS, м / сек; $Roll_{\text{СНС}}$, $Yaw_{\text{СНС}}$, $Pitch_{\text{СНС}}$ – углы крена, курса и тангажа БПЛА, получаемые приемником GNSS, рад.

В матричной форме модель ошибок СНС запишется как

$$\frac{d\delta X_{\text{СНС}}}{dt} = F_{\text{СНС}}\delta X_{\text{СНС}} + V_{\text{СНС}}W_{\text{СНС}} \quad (4)$$

Где $\delta X_{\text{СНС}}$ – вектор состояния модели ошибок СНС (9 x 1), состоящий из ошибок определения координат, проекции скоростей и углов ориентации БПЛА. Матрица динамики системы $F_{\text{СНС}}$ имеет размерность (9x9), состоящая из обратных величина к времени корреляции ошибок приемника СНС по местоположению, проекции скоростей и углов ориентации, 1 / сек

2.3 Алгоритм работы комплекса БИНС/СНС

Одним из вариантов оценщика входных параметров (оценок неопределенностей) в алгоритме интегрального контроля целостности навигационного комплекса в БПЛА является перестраиваемый алгоритм комплексной обработки информации сигналов БИНС и ГНСС на основе оптимального фильтра Калмана (ОФК), построенный по слабосвязанной схеме комплексирования с использованием волнового и стохастического представления погрешностей определения псевдодальностей и псевдоскоростей ГНСС. Алгоритмы работы комплекса БИНС/СНС строятся на использовании оптимального дискретного фильтра Калмана [3]. Рассматриваются только линейные составляющие моделей погрешностей подсистем и датчиков. Уравнение динамики системы и уравнение измерений во временной области имеют вид:

$$\begin{cases} \bar{X}(t) = F(t) \cdot \bar{X}(t) + B(t) \cdot \bar{U}(t) + G(t) \cdot \bar{W}(t) \\ \bar{Z}(t) = H(t) \cdot \bar{X}(t) + \bar{V}(t) \end{cases} \quad (5)$$

где $\bar{X}(t)$ – вектор состояния, определяется принятой моделью погрешностей системы; $F(t)$ – матрица динамики системы; $B(t)$ – матрица управления; $\bar{U}(t)$ – вектор управляющих сигналов; $G(t)$ – матрица шумов системы; $\bar{W}(t)$ – вектор шумов системы; $\bar{Z}(t)$ – вектор измерений; $H(t)$ – матрица связи вектора состояния и вектора измерений; $\bar{V}(t)$ – вектор шумов измерений.

При этом на статистические характеристики шумов системы, шумов измерений и начальное значение вектора состояния накладываются следующие ограничения:

1. $\bar{W}(t), \bar{V}(t)$ – случайный гауссов процесс типа белого шума, несмещенный, с известными корреляционными матрицами.
2. Шумы системы, шумов измерений и начальное значение вектора состояния не коррелированы

$$M[\bar{V}(t), \bar{W}(t)^T] = 0; M[\bar{X}(t_0), \bar{W}(t)^T] = 0; M[\bar{X}(t_0), \bar{V}(t)^T] = 0.$$

Вводится начальное значение $M[\bar{X}(t_0)] = \bar{m}_X$ и $M[(\bar{X}(t_0) - \bar{m}_X), (\bar{X}(t_0) - \bar{m}_X)^T] = P_0$.

При условии выполнения наложенных ограничений ОФК строит оптимальную оценку вектора состояния на основе минимизации квадратичного критерия.

$$J = M \left[(\bar{X}(t) - \hat{X}(t)), (\bar{X}(t) - \hat{X}(t))^T \right] = M \left[Tr \{ (\bar{e}(t)), (\bar{e}(t))^T \} \right] = Tr(P(t)) = \sum_{i=1}^n \sigma_{i,i}^2,$$

где $n = dim(\bar{X})$, $\sigma_{i,i}$ - СКО соответствующего элемента вектора ошибок оценок $\bar{e}(t)$.

Оценитель формирует в оптимальном режиме несмещенную оценку:

$$M[\bar{X}(t)] = M[\hat{X}(t)] \text{ или } M[\bar{e}(t)] = 0$$

При переходе к дискретному виду линейный оценитель представляется в виде:

$$\begin{cases} \hat{X}_k = \Phi_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1} + B_{k/k-1} \cdot \bar{U}_{k-1} + K_k \cdot (\bar{Z}_k - H_k \cdot \Phi_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1}) \\ K_k = S_k \cdot H_k^T \cdot (H_k \cdot S_k \cdot H_k^T + R_{k-1})^{-1} \\ S_k = \Phi_{k/k-1} \cdot P_{k-1} \cdot \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} \cdot Q_{k-1} \cdot \Gamma_{k/k-1}^T \\ P_k = (E - K_k \cdot H_k) \cdot S_k \end{cases} \quad (6)$$

При формировании дискретного оценивания фильтр Калмана реализует функцию оценки, функции прогноза и функции управления с одинаковой частотой в одни и те же моменты времени. Для повышения устойчивости алгоритмов ОФК НК необходимо увеличение частоты решения задачи прогнозирования поведения оценки вектора состояния. А также следует учитывать, что частота решения задачи управления параметрами НК по выработанным оценкам может не совпадать с частотой решения задачи оценивания.

2.4 Формирование пограничных условий

Алгоритмы бортового навигационного комплекса работают следующим образом: БПЛА ориентируется на основе алгоритма БИНС/СНС при наличии сигнала СНС, при отсутствии сигнала СНС - по алгоритмам БИНС. Смоделируем такую ситуацию, в которой происходит отключение сигнала СНС. Таким образом смена режимов производится раз в 5 секунд на протяжении 85 секунд. Полученные результаты представлены на рисунке 2, где производится оценка прямолинейного движения в идеальных условиях. На рисунке 1 V_Y_Geo_complex – режим работы ИНС с коррекцией от СНС, а V_Y_Geo_GNSS – режим работы БИНС без систем коррекции.

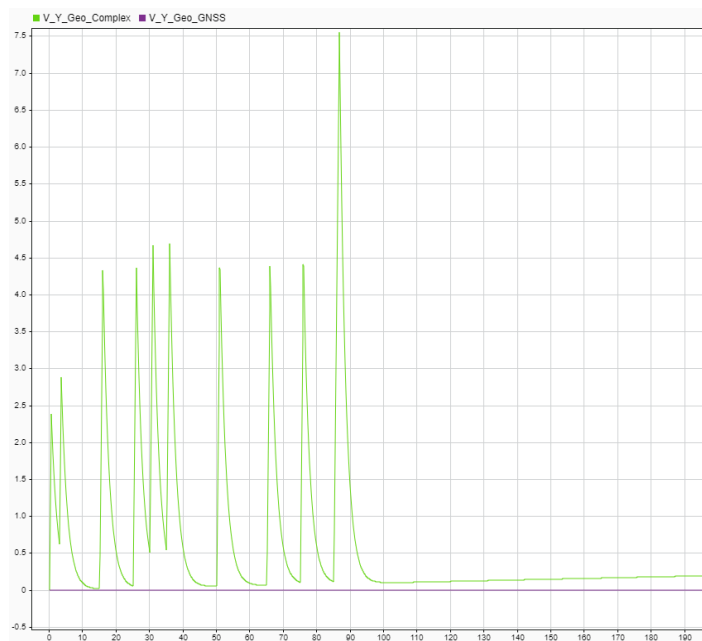


Рис. 2.

Из полученного рисунка видно, что возникающий корректирующий сигнал не всегда способен полностью скомпенсировать ошибку. Это видно на 3, 31, 36 секундах моделирования. В условиях производимого эксперимента погрешность в определении одной из проекции скоростей не значительно превысила 0,5м/с. Однако, при дальнейшем отсутствии корректирующего сигнала процесс накопления ошибки происходит быстрее.

Заключение

Стоит отметить, что закливание смены корректора приводит к расхождению и увеличенному накоплению ошибки системы навигации. Однако, для избегания подобного рода погрешности возможно реализовать временную задержку, например, смена корректора не чаще чем 1 раз в 10 секунд. Такой подход практически полностью обеспечит сходимость переходных процессов, однако, в такой динамической системе, как БПЛА 10 секунд может быть слишком мало для решения задач предотвращения столкновений. В дальнейшем планируется проведение натурного эксперимента.

Литература

1. *Trefilov P., Mamchenko M., Korolkov*, Strapdown inertial navigation systems readings correction based on navigational data of other sensors and systems with intelligent selection of the priority adjuster // E3S Web of Conferences. 2020. Volume 224
2. *Красильщиков М.Н., Серебряков Г.Г.* Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.:
3. *Н.В. Пилипенко* Применение фильтра Калмана в нестационарной теплотметрии// Учебное пособие – СПб: Университет ИТМО, 2017. – 36 с