

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ В ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ ПРИ НЕПОЛНОМ СОЗВЕЗДИИ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ

А.А. Фомичев¹, В.Б. Успенский², К.Ю. Счастливец², Р.В. Пугачев³
(¹Московский физико-технический институт,

²Национальный технический университет «ХПИ», Харьков,

³Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков)

Предложена методика использования «сырых» измерений, полученных в аппаратуре потребителя спутниковой навигации (АПСН), для комплексирования с бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС).

комплексирование, фильтрация, бесплатформенная инерциальная навигационная система, аппаратура потребителей спутниковой навигации

Постановка проблемы. Использование интегрированных навигационных систем, построенных на основе комплексирования данных БИНС и АПСН для комплектации гражданских самолетов обусловлено введением в 2005 – 2010 г.г. в европейском регионе правил и требований точной зональной навигации RNAV [1].

Реализовать точность функционирования навигационной системы, сопоставимую с точностью спутниковой радионавигационной системы (СРНС), при сохранении качества инерциальной системы (непрерывность, полнота навигационных определений, возможность автономной работы) возможно только путем комплексирования инерциальной и спутниковой информации.

Эффективность такого комплексирования определяется тем, что погрешности инерциальной и спутниковой навигационных систем имеют различную природу и различную динамику во времени. Так, для погрешностей БИНС характерным является накапливаемость во времени, обусловленная влиянием ошибок датчиков и методами обработки инерциальной информации. С другой стороны, погрешность измерений АПСН обычно имеет характер белого шума и не зависит от продолжительности работы системы.

Анализ литературы. В современной литературе достаточно много внимания уделено вопросам комплексирования БИНС с АПСН.

Наибольшее распространение получили две схемы комплексирования: совместная обработка результатов навигационных измерений, выполненных АПСН и БИНС (при этом системы работают независимо и не влияют друг на друга) [2, 3] и использование навигационных решений, полученных в АПСН, для коррекции БИНС [4]. В обоих случаях используются готовые навигационные решения АПСН, которые могут быть получены только при наличии достаточного числа радиовидимых навигационных спутников. Однако, как показывают результаты моделирования состояния СРНС ГЛОНАСС, проведенные в статье [5] на основе данных из [6], на сегодняшний день данная система не в состоянии обеспечить одновременное нахождение необходимого количества спутников в зоне видимости АПСН. При этом известны случаи, когда информация от спутников системы GPS в некоторых регионах оказывается недостоверной. В этой связи актуальной является схема комплексирования, использующая «сырые» данные, то есть результаты измерения псевдодальности и радиальной псевдоскорости по имеющемуся числу навигационных спутников.

С учетом сказанного, **целью статьи** является разработка и обоснование методики комплексирования АПСН и БИНС в условиях деградации (временного уменьшения числа видимых спутников) созвездия навигационных спутников.

Изложение основного материала. Комплексирование информации в интегрированных навигационных системах основано на аппарате фильтрации. Рассмотрим реализацию обобщенного фильтра Калмана в интегрированной системе. В случае, когда количество наблюдаемых навигационных спутников недостаточно для получения в АПСН решения, для формирования измерений используются «сырые» данные, поступающие из АПСН. По ним вычисляется псевдодальность и ее производная для каждого наблюдаемого спутника, после чего такие данные используются в алгоритме фильтрации в качестве измерений.

Обозначим индексом k номер стогерцового такта обновления инерциальной информации; индексом s – номер одногерцового цикла проведения коррекции. Будем считать $t_{k+1} = t_s$ – момент проведения коррекции, соответствующий приходу спутниковой информации. В общем виде алгоритм фильтрации имеет следующий вид.

1. Вычисление априорного значения вектора состояния динамического процесса, включающего в себя основные навигационные параметры – независимые компоненты векторной части кватерниона инерциальной ориентации воздушного судна (ВС) в инерциальной системе координат, компоненты вектора абсолютной скорости ВС в проекциях на оси геоцентрической инерциальной системы координат (ГИСК), компоненты

радиус-вектора ВС в той же системе координат

$$\hat{x}_s^- = f(\hat{x}_k, \Delta\Theta_{k+1}, \Delta b_{k+1}),$$

где $f(\cdot)$ – вектор-функция, структура которой соответствует алгоритму «идеальной работы» БИНС и принятой динамической модели погрешностей по алгоритму «идеальной работы» БИНС; $\Delta\hat{\Theta}_{k+1}$ – приращение угла кажущегося поворота; $\Delta\hat{b}_{k+1}$ – приращение кажущихся скоростей.

$$2. \text{ Вычисление матриц } W_{s-1} = \frac{\partial f}{\partial v} \Big|_{x=x_{s-1}}^{\Delta\hat{\Theta}_s, \Delta b_s} \text{ и } A_{s-1} = \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{x=x_{s-1}}^{\Delta\hat{\Theta}_s, \Delta b_s}, \text{ вы-}$$

числение априорной ковариационной матрицы ошибок

$$P_s^- = A_{s-1} P_{s-1}^+ A_{s-1}^T + W_{s-1} Q W_{s-1}^T.$$

3. Формирование вектора измерений z_s , включающего все имеющиеся на данный момент измерения, а также матрицы фильтра H_s и матрицы интенсивности помех измерений \mathfrak{R}_s .

4. Вычисление матрицы коэффициентов усиления

$$K = P_s^- H_s^T (H_s P_s^- H_s^T + \mathfrak{R}_s)^{-1}.$$

5. Вычисление апостериорного вектора состояния

$$\hat{x}_s = \hat{x}_s^- + K \cdot (z_s - h(\hat{x}_s^-)),$$

где $z_s = h(x_s) + \gamma_s$ – модель измерений; $h(x)$ – вектор-функция, в общем случае нелинейная; γ_s – случайная помеха.

6. Вычисление ковариационной матрицы ошибок

$$P_s^+ = (E - K \cdot H_s) P_s^-.$$

Формирование вектора измерений и матрицы фильтра. Рассмотрим алгоритм формирования вектора измерений z_s и матрицы фильтра H_s в зависимости от того, какими измерениями располагает система к моменту t_s .

При наличии 1 – 3 наблюдаемых спутников АПСН в общем случае не формирует «готового решения», включающего координаты и скорость ВС. Однако для частичной коррекции вектора состояния системы есть возможность использовать имеющуюся информацию от спутников, при этом по данным, принимаемым от АПСН, необходимо вычислять параметры псевдодальности, радиальной скорости, а также значения координат и скорости для каждого наблюдаемого спутника на момент излучения радиосигнала.

Пусть $M \in \{1, 2, 3\}$ – число наблюдаемых навигационных спутников. В этом случае размерность вектора $z_s - 2 \cdot M$, размерность матрицы $H_s - (2 \cdot M \times 18)$. Вектор измерений z_s формируется из псевдодальностей и их производных до каждого видимого спутника ($m = \overline{1, M}$):

$$z_{sm} = \rho_m, \quad z_{sM+m} = \dot{\rho}_m.$$

Матрица H_s ($2 \cdot M \times 18$) имеет блочную структуру

$$H = \begin{bmatrix} 0_{(M \times 3)} & 0_{(M \times 3)} & H_{\rho R (M \times 3)} & 0_{(M \times 9)} \\ 0_{(M \times 3)} & H_{\dot{\rho} V (M \times 3)} & H_{\dot{\rho} R (M \times 3)} & 0_{(M \times 9)} \end{bmatrix},$$

в которой блоки вычисляются в соответствие с выражениями:

$$H_{\rho R} = \begin{bmatrix} \rho_{1R_1} & \rho_{1R_2} & \rho_{1R_3} \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \rho_{MR_1} & \rho_{MR_2} & \rho_{MR_3} \end{bmatrix},$$

где

$$\rho_{mR_1} = \frac{R_1^- - Z_m}{\hat{\rho}_m}; \quad \rho_{mR_2} = \frac{R_2^- - cX_m + sY_m}{\hat{\rho}_m}; \quad \rho_{mR_3} = \frac{R_3^- - cY_m - sX_m}{\hat{\rho}_m};$$

$$c = \cos \Omega t_s; \quad s = \sin \Omega t_s; \quad m = \overline{1, M};$$

$\hat{\rho}_m = \sqrt{(R_1^- - Z_m)^2 + (R_2^- - cX_m + sY_m)^2 + (R_3^- - cY_m - sX_m)^2}$ – оценка радиальной дальности до m -го спутника;

$$H_{\dot{\rho} R} = \begin{bmatrix} \dot{\rho}_{1R_1} & \dot{\rho}_{1R_2} & \dot{\rho}_{1R_3} \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \dot{\rho}_{MR_1} & \dot{\rho}_{MR_2} & \dot{\rho}_{MR_3} \end{bmatrix},$$

$$\text{где } \dot{\rho}_{mR_1} = -\frac{\rho_{mR_1}}{\hat{\rho}_m^2} \cdot \mu_m + \frac{1}{\hat{\rho}_m} (V_1^- - \dot{Z}_m);$$

$$\dot{\rho}_{mR_2} = -\frac{\rho_{mR_2}}{\hat{\rho}_m^2} \cdot \mu_m + \frac{1}{\hat{\rho}_m} (V_2^- - c\dot{X}_m + s\dot{Y}_m + \Omega(sX_m + cY_m));$$

$$\dot{\rho}_{mR_3} = -\frac{\rho_{mR_3}}{\hat{\rho}_m^2} \cdot \mu_m + \frac{1}{\hat{\rho}_m} (V_3^- - s\dot{X}_m - c\dot{Y}_m + \Omega(sY_m - cX_m));$$

$$\begin{aligned} \mu_m &= (R_1^- - Z_m)(V_1^- - \dot{Z}_m) + \\ &+ (R_2^- - cX_m + sY_m)(V_2^- - c\dot{X}_m + s\dot{Y}_m + \Omega(sX_m + cY_m)) + \\ &+ (R_3^- - cY_m - sX_m)(V_3^- - c\dot{Y}_m - s\dot{X}_m + \Omega(sY_m - cX_m)); \end{aligned}$$

$$H_{\dot{\rho}V} = \begin{bmatrix} \dot{\rho}_{1V_1} & \dot{\rho}_{1V_2} & \dot{\rho}_{1V_3} \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ \dot{\rho}_{mV_1} & \dot{\rho}_{mV_2} & \dot{\rho}_{mV_3} \end{bmatrix},$$

$$\text{где } \dot{\rho}_{mV_1} = \frac{1}{\hat{\rho}_m} (R_1^- - Z_m); \quad \dot{\rho}_{mV_2} = \frac{1}{\hat{\rho}_m} (R_2^- - cX_m + sY_m);$$

$$\dot{\rho}_{mV_3} = \frac{1}{\hat{\rho}_m} (R_3^- - sX_m - cY_m).$$

Здесь R_i^-, V_i^- , $i = \overline{1,3}$ – компоненты радиус-вектора и вектора скорости ВС в проекциях на оси ГИСК, взятые из вектора состояния \hat{x}_s^- , спрогнозированного для момента времени t_s ; $X_m, Y_m, Z_m, \dot{X}_m, \dot{Y}_m, \dot{Z}_m$, $m = \overline{1, M}$ – координаты и проекции скорости m -го навигационного спутника в системе координат WGS-84 на момент излучения радиосигнала.

Оценка адекватности алгоритмов комплексирования. Для подтверждения работоспособности и оценки эффективности разработанной схемы комплексирования информации в инерциально-спутниковой навигационной системе в условиях неполного рабочего созвездия спутников СРНС было проведено компьютерное моделирование. С помощью имитационной программы были сгенерированы данные БИНС с учетом коррекции по баровысоте и истинной воздушной скорости, измеряемым системой воздушных сигналов (СВС), соответствующие типовому полету по маршруту, включающему стоянку, разбег, набор высоты, движение с постоянной высотой, посадку. Общая продолжительность полета составила около 6000 с. Инструментальные погрешности БИНС задавались на уровне: 1 °/час; 0,5 °/час; –0,5 °/час для начального дрейфа X, Y, Z -гироскопов соответственно; температурная чувствительность дрейфа – 0,01 (°/час)/°С; 0; 0,02 (°/час)/°С. Для акселерометров 0,002 м/с²; 0; –0,001 м/с²; параметры неортогональности осей чувствительности гироскопов и акселерометров до 1 угл. мин. Измерения АПСН и СВС зашумлялись в соответствии с принятой моделью помех. Для имитации измерений АПСН при неполном рабочем созвездии спутников, параметры орбит видимых спутников принимались близкими к спутникам системы ГЛОНАСС.

Результаты моделирования – ошибки определения координат (по широте и долготе, в метрах), при различном числе наблюдаемых спутников приведены на рис. 1 и 2.

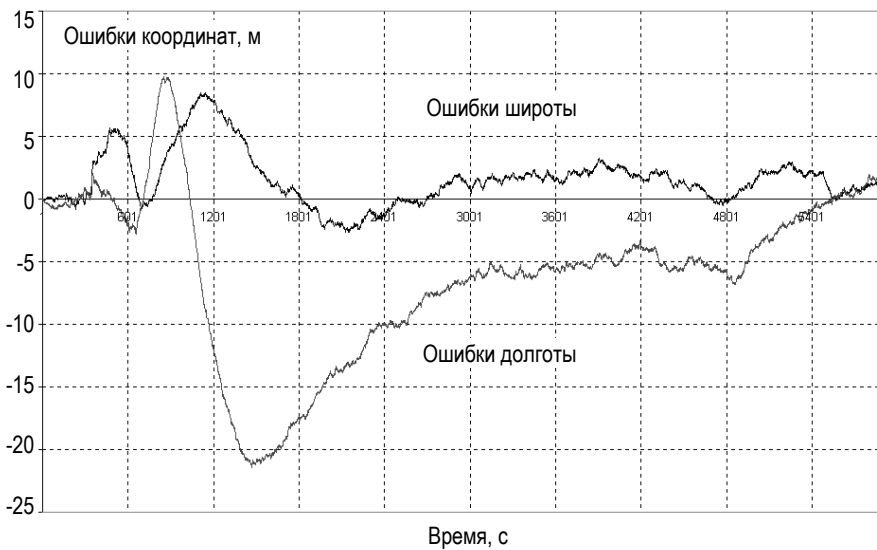


Рис. 1. Ошибки определения координат при полном созвездии спутников

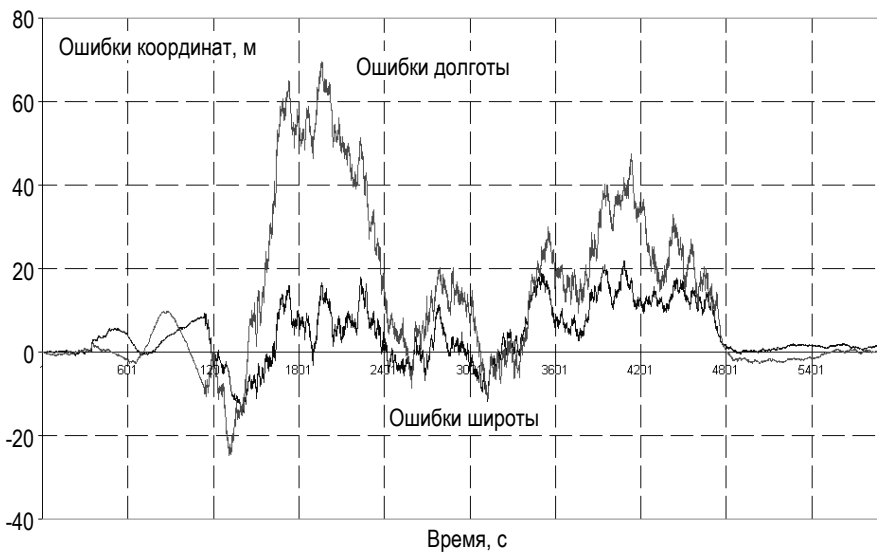


Рис. 2. Ошибки определения координат при числе спутников, равном 2

На основании полученных результатов моделирования можно сделать **выводы**:

1. Для повышения точности навигации в условиях неполного рабочего созвездия спутников целесообразно использовать «сырые» данные АПСН по всем наблюдаемым спутникам для коррекции вектора состояния.

2. При одном навигационном спутнике можно ожидать уменьшение радиальной ошибки определения координат по сравнению с автономным режимом.

3. При использовании двух навигационных спутников одной СРНС в условиях адекватной работы СВС возможно обеспечить точность определения координат на уровне нескольких сотен метров.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Рекомендации по подготовке воздушных судов и эксплуатантов гражданской авиации России к полетам в системе точной зональной навигации R- RNAV в Европейском регионе по требованиям RNP 1 / Приложение к распоряжению Минтранса России от 04.02.2003 №НА-21-р.*
2. *Использование спутниковых навигационных систем для навигации высокоскоростных летательных аппаратов / М.Ф. Белянский, Ю.Н. Агафонов, Р.В. Пугачев, Д.А. Соколов // Сборник научных трудов. Информационные системы. – Х.: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1999. – Вып. 1 (12). – С. 50 – 53.*
3. *Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.*
4. *Успенский В.Б., Пугачев Р.В. Методика формирования требований к погрешностям датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Збірник наукових праць ХВУ. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 3 (50). – С. 97 – 102.*
5. *Пугачев Р.В. Оценка адекватности симулятора «сырых» измерений навигационных параметров // Моделювання та інформаційні технології. – К.: НАНУ, Інститут проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова. – 2005. – Вип. 33. – С. 146 – 149.*
6. *Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. – М.: Координационный научно-информационный центр. – [Электр. ресурс]. – режим доступа: <http://www.glonass-center.ru>*

Поступила 3.10.2005

Рецензент: доктор технических наук, профессор Е.Г. Голоскоков,
Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.