

И. А. БАГМУТ, ст. препод. каф. СПУ НТУ «ХПИ»

К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ ТОЧНОСТИ ОЦЕНИВАНИЯ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Представлені результати моделювання процесу оцінювання інструментальних похибок інерціального блоку інтегрованої навігаційної системи повітряного літального апарату у різних умовах її функціонування. Запропоновано рекомендації, що дозволяють знизити помилки функціонування навігаційної системи за рахунок підвищення точності оцінювання похибок її інерціального блоку.

Представлены результаты моделирования процесса оценивания инструментальных погрешностей инерциального блока интегрированной навигационной системы воздушного летательного аппарата в различных условиях ее функционирования. Предложены рекомендации, позволяющие снизить ошибки функционирования навигационной системы за счет повышения точности оценивания погрешностей ее инерциального блока.

The results of modeling process estimation of instrument errors of inertial unit in the integrated navigation system of aircraft under various conditions of its functioning were presented. The recommendations to reduce the errors of functioning navigational system by raising the accuracy of estimating the errors of its inertial unit were proposed.

Введение. Интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы (ИИСНС) сегодня являются одними из наиболее перспективных систем, позволяющих определять координаты, вектор скорости и другие параметры движения воздушных летательных аппаратов (ВЛА) [1]. Такие системы основаны на комплексировании измерений поступающих от инерциальных навигационных систем (ИНС) и спутниковых навигационных систем.

Одним из центральных элементов программно-математического обеспечения ИИСНС является алгоритм оценивания инструментальных погрешностей (ИП) инерциального блока (ИБ) навигационной системы, который, как правило реализуют на основе фильтра Калмана [2]. Точность оценивания погрешностей ИБ определяет величину ошибок вычисления навигационной системой параметров движения ВЛА в условиях отсутствия спутниковых сигналов. Поэтому решение задачи повышения точности оценивания инструментальных погрешностей инерциального блока в ИИСНС является актуальным. На точность оценивания влияет ряд факторов, среди которых можно выделить следующие: настройка фильтра Калмана [3] и маневры выполняемые ВЛА [4]. В данной работе представлены результаты анализа совокупного влияния данных факторов на точность оценивания инструментальных погрешностей ИБ в ИИСНС и сформулированы рекомендации по ее повышению.

Анализ последних исследований и публикаций. Научные публикации посвященные анализу совокупного влияния настройки ФК и типов маневров выполняемых ВЛА на точность оценивания инструментальных погрешностей ИБ интегрированной навигационной системы практически отсутствуют. Стоит отметить работу [3], в которой представлены результаты исследования настройки фильтра Калмана на эффективность оценивания ИП инерциальных датчиков. Однако в этой работе использована упрощенная стационарная ”одноканальная” модель ошибок инерциальной навигации, тогда как на практике, как правило, применяют более полные нестационарные модели.

Изложение материала. Для исследования совокупного влияния настройки фильтра Калмана и различных маневров ВЛА на точность оценивания инструментальных погрешностей проведена серия численных экспериментов. В основу стратегии проведения экспериментов положены выводы, сделанные на основе анализа работ [3, 4]:

1. В целом худшие условия для наблюдаемости создают стоянка и равномерное прямолинейное движение ВЛА, в этом случае наблюдаемыми являются только ошибки измерений вертикальных гироскопа и акселерометра. Более благоприятные условия обеспечивают маневры прямолинейного равноускоренного движения и набора высоты. Лучшие условия для наблюдаемости ошибок навигационной системы создают маневры с поворотом по углу курса, в этом случае наблюдаются все ошибки измерений ИБ.
2. При разработке алгоритмов оценивания ошибок навигационной системы на основе фильтра Калмана целесообразно использовать отличную от “теоретической” настройку фильтра. Под теоретической настройкой понимается использование матрицы возмущающих шумов Q , матрицы измерительных шумов R , а также начального значения матрицы ковариаций ошибок оценивания P соответствующих характеристикам фактически действующих шумов в системе и фактическим интервалам неопределенности исходных значений оцениваемых параметров. Значение матрицы возмущающих шумов Q рекомендуется снизить в несколько раз относительно ее теоретического значения, значение матрицы измерительных шумов R рекомендуется завязать в несколько раз относительно ее теоретического значения. В этом случае повысится точность оценивания вектора ошибок навигационной системы.

Условия проведения вычислительных экспериментов следующие:

1. Моделировалось функционирование ИИСНС в интегрированном режиме в течение 2050 сек., с временным отсутствием спутникового сигнала на интервале 1000–1600 сек. Комплексирование информации в ИИСНС реализованы на основе слабосвязанной схемы с обратной связью по оценкам ИП и ошибкам навигационных параметров

- формируемых ИНС [2]. В качестве блока формирования корректирующих сигналов ИНС используется алгоритм калмановской фильтрации. Вектор состояния фильтра Калмана содержит ошибки навигационных параметров ВЛА, а также оценки инструментальных погрешностей ИБ, подлежащих коррекции.
- Навигационные данные для моделирования сгенерированы с помощью имитационной модели движения [5] на основе двух программ полета ВЛА, параметры которых представлены на рис. 1, 2.
 - Принято, что в инерциальном блоке ИИСНС находится тройка ортогонально расположенных гироскопов (ГС) и тройка ортогонально расположенных акселерометров (АК). Оси чувствительности датчиков совпадают с осями жестко связанной с ВЛА ортогональной системой координат, в дальнейшем называемой базовой системой координат (БСК).
 - Использованы теоретическая и “рекомендуемая” настройки фильтра Калмана. В соответствии с рекомендуемой настройкой, в ФК используется заниженное в 8 раз значение матрицы возмущающих шумов Q и завышенное в 10 раз значение матрицы измерительных шумов R относительно их теоретических значений. Начальное значение матрицы ковариаций ошибок оценивания P задано равное теоретическому.
 - Значения инструментальных погрешностей ИБ для дрейфа ГС установлены на уровне $1^\circ/\text{час}$, для смещения нуля АК – на уровне 0.001 м/с^2 .

Использованы следующие модели ошибок измерений гироскопов:

$$\delta\omega_x(t) = \Delta\omega_x + \xi_x(t), \quad \delta\omega_y(t) = \Delta\omega_y + \xi_y(t), \quad \delta\omega_z(t) = \Delta\omega_z + \xi_z(t),$$

$$\Delta\dot{\omega}_i = 0, \quad i \in \{X, Y, Z\},$$

где $\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$ – проекции ошибки измерения вектора абсолютной угловой скорости вращения ВЛА на оси БСК;

$\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ – систематические дрейфы ГС;

$\xi_x(t), \xi_y(t), \xi_z(t)$ – случайные составляющие ошибок измерений ГС.

Аналогичные модели ошибок приняты для акселерометров:

$$\delta a_x(t) = \Delta a_x + \zeta_x(t), \quad \delta a_y(t) = \Delta a_y + \zeta_y(t), \quad \delta a_z(t) = \Delta a_z + \zeta_z(t),$$

$$\Delta\dot{a}_i = 0, \quad i \in \{X, Y, Z\},$$

где $\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z$ – проекции ошибки измерения вектора кажущегося ускорения ВЛА на оси БСК;

$\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ – систематические смещения нуля АК;

$\zeta_x(t), \zeta_y(t), \zeta_z(t)$ – случайные составляющие ошибок измерений АК.

Дрейф ГС $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ и смещение нуля АК $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ считаются константами, реализуемые случайным образом из известного диапазона в каждом запуске навигационной системы.

В качестве интегральной ошибки функционирования ИИСНС вычислялась координатная радиальная ошибка:

$$\delta r = \sqrt{(r_{x2} - r_{x1})^2 + (r_{y2} - r_{y1})^2 + (r_{z2} - r_{z1})^2},$$

где r_{x1}, r_{y1}, r_{z1} – проекции истинного радиус-вектора ВЛА на оси геоцентрической неподвижной декартовой СК, вычисленные в имитационной модели движения;

r_{x2}, r_{y2}, r_{z2} – проекции радиус-вектора ВЛА, вычисленные по алгоритмам инерциальной навигации с коррекцией по высоте.

Результаты численных экспериментов представлены на рис. 3–8.



Рис. 1 – Горизонтальная траектория движения ВЛА (программа полета №1)

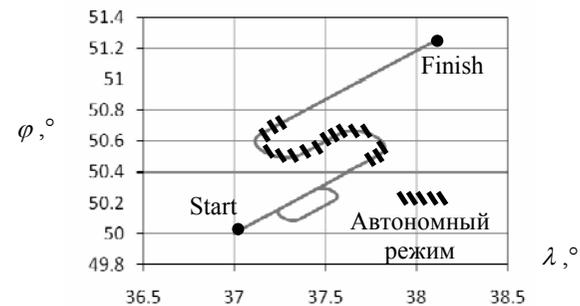


Рис. 2 – Горизонтальная траектория движения ВЛА (программа полета №2)

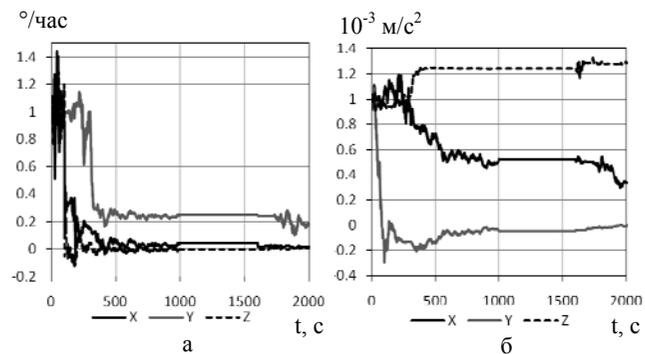


Рис. 3 – Ошибки оценивания дрейфа ГС (а) и смещения нуля АК (б), при использовании теоретической настройки ФК (программа полета №1)

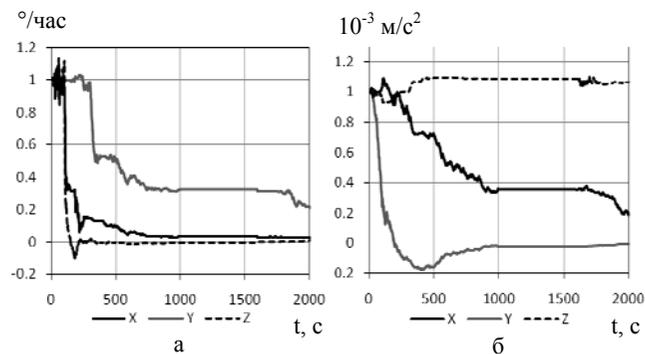


Рис. 4 – Ошибки оценивания дрейфа ГС (а) и смещения нуля АК (б), при использовании рекомендуемой настройки ФК (программа полета №1)

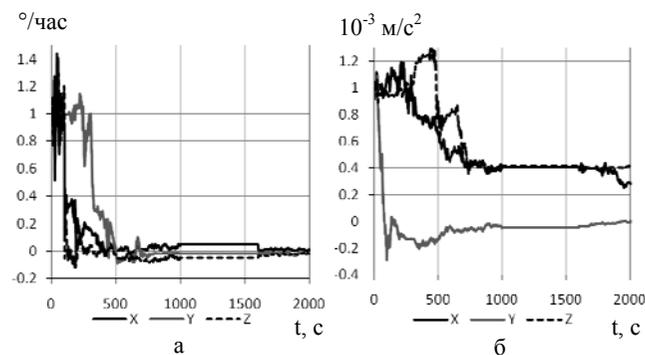


Рис. 5 – Ошибки оценивания дрейфа ГС (а) и смещения нуля АК (б), при использовании теоретической настройки ФК (программа полета №2)

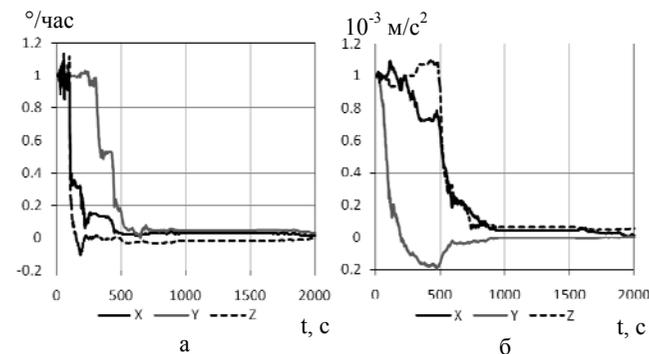


Рис. 6 – Ошибки оценивания дрейфа ГС (а) и смещения нуля АК (б), при использовании рекомендуемой настройки ФК (программа полета №2)

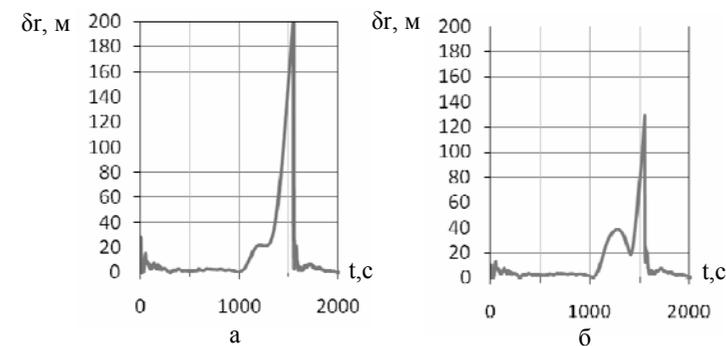


Рис. 7 – Координатная ошибка при теоретической (а) и рекомендуемой (б) настройках фильтра Калмана (программа полета №1)

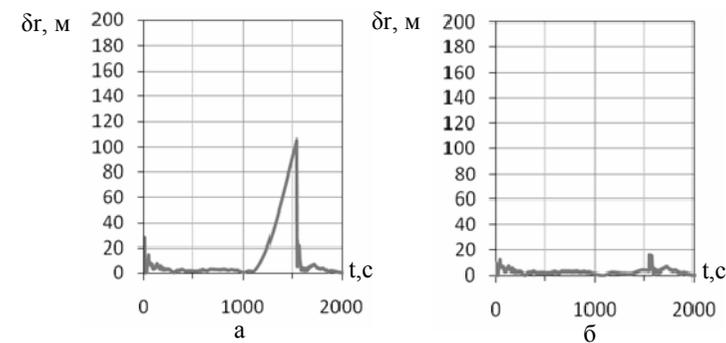


Рис. 8 – Координатная ошибка при теоретической (а) и рекомендуемой (б) настройках фильтра Калмана (программа полета №2)

Как видно из представленных результатов, использование рекомендуемой настройки фильтра Калмана по сравнению с теоретической, позволяет уменьшить относительную погрешность оценивания смещения нуля x-AK и z-AK на 10 % и 25 % соответственно (см. рис. 3, 4). Дополнительный маневр по углу курса в программе полета №2 (см. рис. 1, 2) снижает относительную погрешность оценивания дрейфа y-ГС и смещения нуля z-AK практически на 20 % (см. рис. 3, 5). Рекомендуемая в работе настройка ФК и дополнительный курсовой маневр ВЛА позволяют снизить ошибки оценивания погрешностей всех измерений инерциального блока до величины менее 5 % (см. рис. 6), что сопровождается повышением точности функционирования интегрированной навигационной системы более чем на 50 % (см. рис. 7, 8). Снижение координатной ошибки в автономном режиме обусловлено более точным оцениванием и коррекцией погрешностей измерений инерциального блока ИИСНС в интегрированном режиме.

Выводы. Установлено, что в заданных условиях моделирования, рекомендуемая настройка ФК и дополнительный курсовой маневр позволяют снизить ошибки оценивания погрешностей измерений инерциального блока до величины менее 5 % и более чем на 50 % повысить точность функционирования навигационной системы в автономном режиме.

Таким образом, на основе результатов проведенного исследования, можно сформулировать следующие рекомендации по повышению точности функционирования ИИСНС:

- целесообразно использовать рекомендуемую в работе настройку фильтра Калмана вместо теоретической;
- в начале программы полета ВЛА желательно включить несколько дополнительных курсовых маневров.

Полученные результаты можно использовать при проектировании и усовершенствовании программно-математического обеспечения интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем, а также при разработке рекомендаций по пилотированию.

Список литературы: 1. Кушельман В. Я. Будущее точной навигации – за интегрированными системами / В. Я. Кушельман, А. А. Фомичев // АвиаСоюз, 2005, июнь–июль, №3(5). – С. 50–53. 2. Степанов О. А. Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации / О. А. Степанов // Гирскопия и навигация. – 2002. – №1(36). – С. 23–45. 3. Успенский В. Б. Настройка фильтра Калмана в задаче комплексирования информации в интегрированной навигационной системе / В. Б. Успенский, А. Д. Асютин // Вісник НТУ «ХП». – Харків : НТУ «ХП», 2010. – № 67. – С. 51–57. 4. Багмут И. А. Наблюдаемость инструментальных погрешностей инерциального блока в интегрированной навигационной системе / И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків : НТУ «ХП», 2009. – № 23. – С. 3–14. 5. Брославец Ю. Ю. Имитационная модель движения летательного аппарата / Ю. Ю. Брославец, А. А. Фомичев, А. Б. Колчев [и др.] // Материалы IX Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ “Электроприбор”. – 2002. – С. 107–109.

Надійшла до редколегії 10.06.2011