

Б. О. КАЧАНОВ, Д. В. ГРИШИН, С. К. АХМЕДОВА, Н. А. ТУКТАРЁВ, В. С. КУЛАБУХОВ

АДАПТАЦИЯ МАЯТНИКОВОЙ КОРРЕКЦИИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ГИРОВЕРТИКАЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА К УСЛОВИЯМ ПОЛЕТА

Изучается алгоритм гировертикали на микроэлектромеханических датчиках для определения крена и тангажа летательного аппарата. Предложено комплексирование инерциальных датчиков с системой воздушных сигналов. Рассмотрена оптимизация коэффициентов алгоритма с помощью моделирования на авиасимуляторе.

Ключевые слова: гировертикаль, летательный аппарат, авиасимулятор, комплексирование, крен, тангаж.

Введение

Гировертикаль является прибором, предназначенным для определения истинной вертикали направления земного притяжения, и используется для выдачи углов крена и тангажа летательного аппарата (ЛА) в его системы управления. Важным направлением развития бесплатформенных гировертикалей является применение датчиков угловых скоростей (ДУС), выполненных по технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС) [1, 2]. Одним из способов повышения точности гировертикали на основе МЭМС ДУС является маятниковая коррекция по показаниям датчиков линейных ускорений (ДЛУ). Её достоинство состоит в отсутствии необходимости учета формы и угловой скорости Земли, а также местоположения ЛА. Недостатком является трудность выделения гравитационных составляющих из показаний ДЛУ, которые зависят от ускорений, создаваемых ЛА при его маневрировании.

Так, в работе [3] предлагается использовать фильтр Калмана, который должен подавлять в векторе кажущегося ускорения составляющие, обусловленные ускоренным движением ЛА, сохраняя вектор ускорения свободного падения, однако механизм определения матричного коэффициента усиления не определен. В [4] разработан фильтр Винера, аппроксимированный передаточными

Качанов Борис Олегович. Доктор технических наук, профессор главный специалист ОАО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» им. О.В.Успенского».

Гришин Дмитрий Викторович. Аспирант ВГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Ахмедова Сабина Курбановна. Инженер-конструктор ОАО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» им. О.В.Успенского».

Туктарёв Николай Алексеевич. Кандидат технических наук, начальник сектора ОАО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» им. О.В.Успенского».

Кулабухов Владимир Сергеевич. Кандидат технических наук, доцент главный конструктор ОАО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» им. О.В.Успенского». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

функциями в каналах акселерометров, коэффициенты передаточных функций подстраиваются по сигналам ДУС в зависимости от режима полета – набор высоты, прямолинейный полет, плоский разворот, координированный разворот, посадка. В [5] предложен метод, альтернативный работам [3, 4], заключающийся в изменении ковариационных матриц фильтра Калмана в зависимости от единого критерия для всех этапов полета. Таким критерием является отклонение модуля измеряемой перегрузки от единицы. Чем ближе модуль перегрузки к единице, тем выше степень доверия к измерениям ускорения свободного падения с помощью ДЛУ, и наоборот. Фильтр является адаптивным и поэтому предусматривает процедуру настройки его коэффициентов к условиям полёта на так называемых «обучающих последовательностях», которыми являются процессы измерений параметров типовых полётов ЛА.

В данной работе предлагается развитие метода, изложенного в работе [5]. Детализировано число настраиваемых коэффициентов фильтра, рассмотрена методика их оптимизации, предложено комплексирование инерциальных датчиков с системой воздушных сигналов (СВС). Оптимизация коэффициентов фильтра выполнена с помощью моделирования полетов ЛА на авиасимуляторе с учетом турбулентности атмосферы и уровня точности ДУС.

Алгоритм гировертикали

Согласно теории фильтрации [6] алгоритм, изложенный в [5], является модификацией фильтра первого порядка приближения, в котором математическое ожидание вектора состояния прогнозируется по нелинейным уравнениям объекта, подобно тому, как это сделано в [7].

Вектор состояния объекта оценивания включает в себя углы крена, тангажа и скорость полета относительно Земли:

$$x_i^T = [\vartheta_i \quad \gamma_i \quad V_i] \quad , \quad x(t_0) = x_0 \in N\{\bar{x}_0, \bar{P}_0\} \quad (1)$$

где i – номер дискретного момента времени.

Модель динамики объекта имеет вид:

$$\begin{aligned} [\vartheta_{i+1} \quad \gamma_{i+1}]^T &= U[\vartheta_i \quad \gamma_i]^T + [w_{1i} \quad w_{2i}]^T, \\ V_{i+1} &= V_i + w_{3i}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$w_i = [w_{1i} \quad w_{2i} \quad w_{3i}]^T, \quad M[w_i w_i^T] = Q_i, \quad Q = \text{diag}(q_1, q_2, q_3),$$

где $U[\bullet]$ обозначена процедура прогноза крена и тангажа с помощью кватерниона ориентации при измерении угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ с помощью ДУС; $N\{\bar{x}_0, \bar{P}_0\}$ – нормальное распределение с математическим ожиданием \bar{x}_0 и ковариационной матрицей \bar{P}_0 ; M – операция математического ожидания; w_{1i}, w_{2i}, w_{3i} – шумы, учитывающие неточность прогноза углов и скоростей на шаге дискретизации.

Вектор дискретных наблюдений модели (2) содержит измерения перегрузок n_x, n_y, n_z с помощью ДЛУ, которые являются проекциями кажущегося ускорения на связанные оси ЛА:

$$Z_i = [n_{xi} \quad n_{yi} \quad n_{zi}]^T + v_i, \quad M[v_i v_i^T] = R_i, \quad R_i = \text{diag}(r_i, r_i, r_i), \quad (3)$$

где v_i – вектор модельных ошибок, учитывающий степень искажения проекций ускорения свободного падения ускорениями, создаваемыми ЛА. Для этого дисперсии r_i в ковариационной матрице R_i принимаются функцией $r(\Delta n)$ (4) отклонения абсолютного значения модуля перегрузки от единицы Δn (рис. 1):

$$\begin{aligned} r_i &= r(\Delta n_i), \quad i=1,2,3, \quad \Delta n_i = \left| 1 - \sqrt{n_{xi}^2 + n_{yi}^2 + n_{zi}^2} \right|, \\ r_i &= d_2, \quad \text{при } \Delta n_i \geq \Delta n_2, \\ r_i &= d_1 + k(\Delta n_i), \quad \text{при } \Delta n_i < \Delta n_2, \\ k &= \text{tg}(\chi) = (d_2 - d_1) / \Delta n_2. \end{aligned} \quad (4)$$

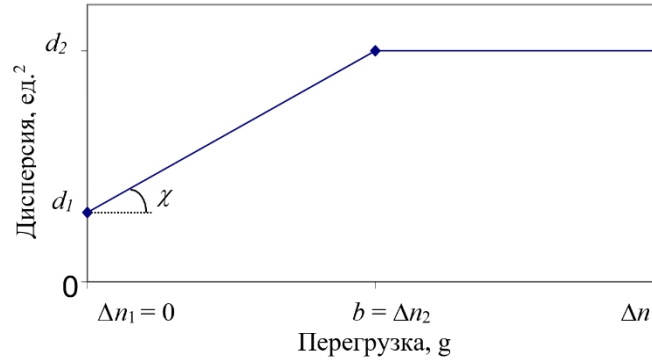


Рис. 1. Зависимость дисперсии наблюдения d от Δn

Функция $r(\Delta n)$ представляется в кусочно-линейном виде и содержит два узла интерполяции: $(\Delta n_1, d_1)$, $(\Delta n_2, d_2)$. Для её определения задаются три коэффициента $a = d_1$, $b = \Delta n_2$, $k = \text{tg}(\chi)$.

Для запуска алгоритма не требуется информация о начальной ориентации ЛА. Выставка гировертикали выполняется без задания каких-либо специальных режимов в течение нескольких секунд после начала решения алгоритма.

Априорное распределение вектора (1) для начального момента времени работы алгоритма гировертикали принимается в виде:

$$x_0 \in N\{\bar{x}_0, \bar{P}_0\}, \quad \bar{x}_0^T = [0 \quad 0 \quad 0], \quad \bar{P}_0 = \text{diag}(p_0, p_0, p_0), \quad \bar{p}_0 = 1/\varepsilon,$$

где ε – малая величина.

Далее на каждом i -м шаге вычисляется апостериорная плотность:

$$x_i \in N\{\hat{x}_i, P_i\}, \quad x_i = M[x_i], \quad \bar{P}_i = M[\bar{x}_i \bar{x}_i^T],$$

$$\hat{x}_i = M[x_i / Z_i], \quad P_i = M[x_i x_i^T / Z_i],$$

где \hat{x}_i – текущая оценка вектора состояния, P_i – ковариационная матрица ошибок оценивания. Затем с помощью модели (2) и измерений ДУС вычисляется априорное распределение для следующего шага измерений:

$$N\{\bar{x}_{i+1}, \bar{P}_{i+1}\}, \quad \bar{x}_{i+1} = M[\bar{x}_{i+1}], \quad \bar{P}_{i+1} = M[\bar{x}_{i+1} \bar{x}_{i+1}^T],$$

В процессе фильтрации необходимо вычислять оценку вектора измерений (3). Точные соотношения для перегрузок ЛА следуют из дифференциальных уравнений динамики полета [8].

$$\begin{aligned} n_x &= \sin(\vartheta) + (\dot{V}_x + V_z \omega_y - \omega_z V_y) / g, \\ n_y &= \cos(\vartheta) \cos(\gamma) + (\dot{V}_y + V_x \omega_z - \omega_x V_z) / g, \\ n_z &= -\cos(\vartheta) \sin(\gamma) + (\dot{V}_z + V_y \omega_x - \omega_y V_x) / g. \end{aligned} \quad (5)$$

Слагаемые в правых частях (5): $\sin(\vartheta)$, $\cos(\vartheta) \cos(\gamma)$, $\cos(\vartheta) \sin(\gamma)$ являются проекциями ускорения свободного падения на связанные оси ЛА и несут информацию об углах крена и тангажа. Другие слагаемые возникают при ускоренном движении ЛА и играют роль искажений гравитационных составляющих в измерениях ДЛУ. В частности, слагаемые $(V_z \omega_y - \omega_z V_y) / g$, $(V_x \omega_z - \omega_x V_z) / g$, $(V_y \omega_x - \omega_y V_x) / g$ имеют значимость при вращении ЛА. Слагаемые \dot{V}_x / g , \dot{V}_y / g , \dot{V}_z / g возникают при изменении скорости. Полный или частичный учет влияния членов в правых частях (5) зависит от состава датчиков гировертикали.

В [5] состав датчиков ограничен ДУС и ДЛУ. При этом принимается допущение о постоянстве скорости и производная скорости \dot{V} не оценивается. В данной работе предлагается использовать информацию о скорости, поступающую от системы воздушных сигналов ЛА. Расширение состава датчиков гировертикали за счет СВС позволяет более точно учитывать производную скорости при разгоне и торможении ЛА, что важно на этапах взлета и посадки. Система воздушных сигналов формирует измерение истинной воздушной скорости V_{TA} . С учетом того, что изменение скорости ЛА относится к длиннопериодическому движению, производная скорости выделяется из V_{TA} с помощью фильтра нижних частот (ФНЧ).

С учётом вышесказанного вводится допущение $\dot{V} = \dot{V}_{TA}$. При этом соотношения для оценки вектора измерений (3) в точке текущего прогноза вектора состояния \bar{x}_i имеют вид:

$$\begin{aligned} \bar{Z}_i &= [\bar{n}_{xi} \quad \bar{n}_{yi} \quad \bar{n}_{zi}]^T, \\ \bar{n}_{xi} &= \sin(\bar{\vartheta}_i) + \hat{V} / g, \\ \bar{n}_{yi} &= \cos(\bar{\vartheta}_i) \cos(\bar{\gamma}_i) + \bar{V}_i \bar{\omega}_{zi} / g, \\ \bar{n}_{zi} &= -\cos(\bar{\vartheta}_i) \sin(\bar{\gamma}_i) - \omega_{yi} \bar{V}_i / g, \\ \hat{V} &= \hat{V}_{TA}, \\ \hat{V}_{TA} &= \dot{u}_2, \quad \dot{u}_1 = -(1/T)u_1 + (1/T)V_{TA}, \quad \dot{u}_2 = -(1/T)u_2 + (1/T)u_1, \end{aligned}$$

где T – постоянная времени ФНЧ.

Заметим, что рассогласования между земной скоростью V и измерением истинной воздушной скорости V_{TA} не вносят ошибок в определение производной скорости. Динамические ошибки современных СВС незначительны, шумовые ошибки сглаживаются ФНЧ. Поэтому допущение $\dot{V} = \dot{V}_{TA}$ выполняется с достаточной точностью.

Оптимизация

Работа маятниковой коррекции зависит от вида движения ЛА, поэтому важным является использование данных, близких к данным при реальных полетах. Оптимизация коэффициентов алгоритма гировертикали выполняется на модельных данных полета, сформированных с помощью авиасимулятора, имитирующего все этапы от взлета до посадки с учетом маневрирования ЛА, дополнительных возмущений в виде турбулентности и наиболее значимых ошибок ДУС.

Анализ ошибок инерциальных датчиков [9] выделяет шумы квантования, случайное блуждание, нестабильность смещения нуля (фликкер-шум), мультипликативную систематическую ошибку и синусоидальный шум. Фликкер-шум значительно превышает другие составляющие погрешности. Особенность фликкер-шума состоит в том, что он имеет большую мощность в низкочастотной части спектра и значительное время корреляции, которое может быть соизмеримо со временем полета. С другой стороны, постоянные смещения нулей ДУС оказывают большее влияние на ошибки ориентации, чем знакопеременные шумы. Поэтому представляется оправданным рассматривать потенциальную точность гировертикали на множестве детерминированных обучающих последовательностей со всеми возможными сочетаниями знаков постоянных смещений нулей ДУС [5]. При этом отпадает необходимость моделирования продолжительных реализаций фликкер-шума.

Технология МЭМС постоянно совершенствуется. В настоящее время лучшие образцы МЭМС ДУС обеспечивают смещение нуля менее $50^\circ/\text{ч}$ при устойчивости к вибрациям в полосе частот до 40 Гц (например: Analog Devices ADIS16490, Sensorog SAR150). В настоящей работе результаты оптимизации приведены для ДУС со смещениями нулей $20^\circ/\text{ч}$, затем рассмотрено снижение точности при их увеличении до 50 и $100^\circ/\text{ч}$.

Определение коэффициентов фильтра основано на минимизации взвешенной среднеквадратической ошибки ориентации ЛА по крену и тангажу, усредненной по времени и по множеству всех обучающих последовательностей:

$$J_1 = \bar{\sigma}(J) = \alpha_\sigma \bar{\sigma}_\sigma(J) + \alpha_\gamma \bar{\sigma}_\gamma(J), \quad J = \{a, b, k, q_1, q_2, q_3\}, \quad (6)$$

где $\bar{\sigma}_\sigma$ – среднеквадратическая ошибка оценивания тангажа; $\bar{\sigma}_\gamma$ – среднеквадратическая ошибка оценивания крена; $\alpha_\sigma = 0,5$ и $\alpha_\gamma = 0,5$ – весовые коэффициенты; J – множество из шести настраиваемых коэффициентов фильтра, в котором q_1, q_2, q_3 – диагональные элементы ковариационной матрицы возмущений Q ; $a = d_1$, $b = \Delta n_2$, $k = \text{tg}(\chi)$ – коэффициенты нелинейной функции $r(\Delta n)$.

Использовались данные имитации двух полетов легкого самолета (Cessna 172), полученные на авиасимуляторе с возможностью моделирования погодных условий. Полет № 1, длительностью 30 мин, выполнен в спокойной атмосфере, и полет № 2, длительностью 20 мин, – в турбулентности. Оба полета содержат этапы взлета, крейсерского полета по заданному маршруту, маневрирования и посадки с учётом шумов датчиков.

Минимизация критерия (6) выполнена численно. Установлено, что J_1 сохраняет близкие значения в широком диапазоне варьирования коэффициентов. Так, на рис. 2 представлены зависимости J_1 от $\log q_2$ для полета №1 и для трех

значений коэффициента q_1 , отличающихся друг от друга на порядок ($q_{11} > q_{12} > q_{13}$). При этом абсолютные значения смещений нулей ДУС при формировании обучающих последовательностей составляли $20^\circ/\text{ч}$.

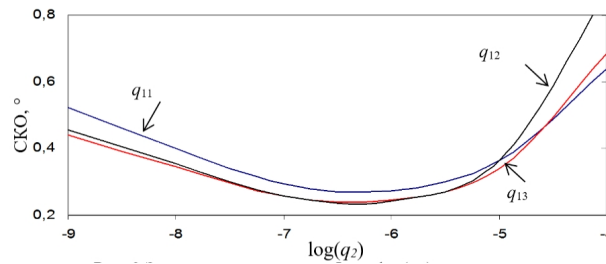


Рис. 2. Зависимость критерия J_1 от $\log(q_2)$ при смещении нулей $20^\circ/\text{ч}$; $a = 0,1$ для полета №1

На рис. 3 представлен процесс изменения крена и его оценки для полета №1.

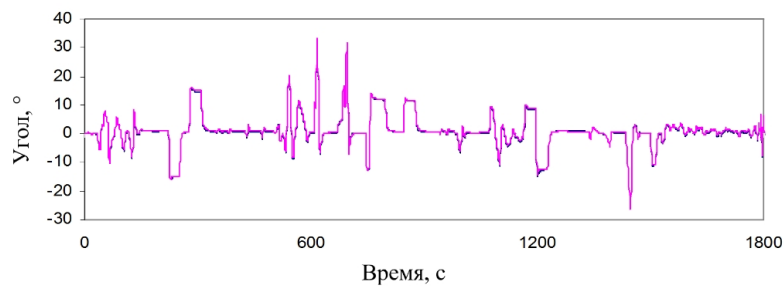


Рис. 3. Угол крена (синяя кривая) и его оценка (розовая кривая) для полета №1

На рис. 4 представлен процесс изменения крена и его оценки для полета № 2. Турбулентность моделировалась на отрезке времени 250–750 с.

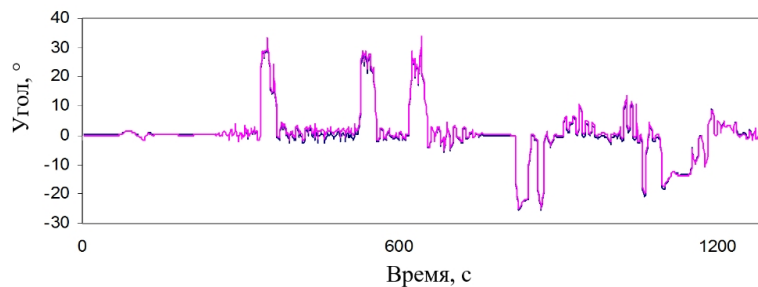


Рис. 4. Угол крена (синяя кривая) и его оценка (розовая кривая) для полета № 2

Обозначим оптимальные коэффициенты для полета № 1 $\{a_1, b_1, k_1, q_{11}, q_{21}, q_{31}\}$, в для полета № 2 — $\{a_2, b_2, k_2, q_{12}, q_{22}, q_{32}\}$, причем $a_2 > a_1$, $b_2 > b_1$, $k_2 \gg k_1$, $q_{11} \approx q_{12}$, $q_{21} \approx q_{22}$, $q_{31} \approx q_{32}$.

В произвольном полете необходимо обеспечить изменение коэффициентов алгоритма гировертикали в зависимости от текущего уровня турбулентности. Интенсивность турбулентности предлагается определять по величине SKO Δn на скользящем интервале наблюдений малой длины.

На рис. 5 изображено изменение СКО $\sigma(\Delta n)$ на скользящем интервале 1 с в полете № 2.

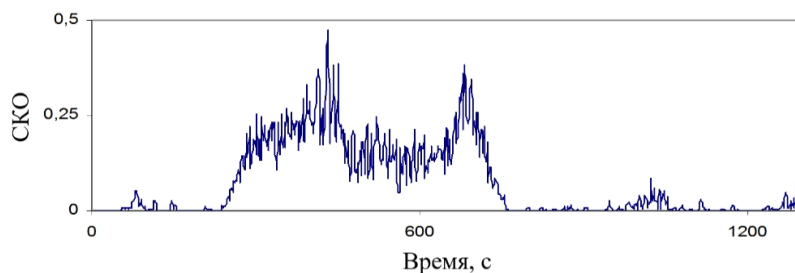


Рис. 5 Интенсивность турбулентности (полет № 2)

Возрастание $\sigma(\Delta n)$ имеет место как при маневрировании ЛА, так и при воздействии турбулентности, но влияние турбулентности на порядок больше. Этот факт объясняется изменением перегрузки с более высокой частотой при воздействии турбулентности по сравнению с перегрузками при маневрировании ЛА.

Для обнаружения турбулентности задавалось пороговое значение $\Delta n_{TV} = 0,1$. При $\sigma(\Delta n) \geq \Delta n_{TV}$ принимается решение о её наличии.

Сравнение коэффициентов, оптимизированных отдельно, для полетов № 1 и № 2 показывает, что наиболее значимым является различие k_1 и k_2 . В результирующем алгоритме гировертикали, пригодном для полетов, как в спокойной атмосфере, так и при турбулентности, текущее значение k_i вычисляется путем интерполяции с учетом текущего значения Δn_i .

$$k_i = k_1 + \Delta n_i(k_2 - k_1) / \Delta n_{TV}, \quad (7)$$

при $\sigma(\Delta n) < \Delta n_{TV}$, $k_i = k_2$, при $\sigma(\Delta n) \geq \Delta n_{TV}$.

Остальные коэффициенты целесообразно принять равными $\{a_2, b_2, q_{12}, q_{22}, q_{32}\}$.

На рис. 6 представлены зависимости критерия J_1 от $\log k_2$ с учетом интерполяции (7) для обоих полетов.

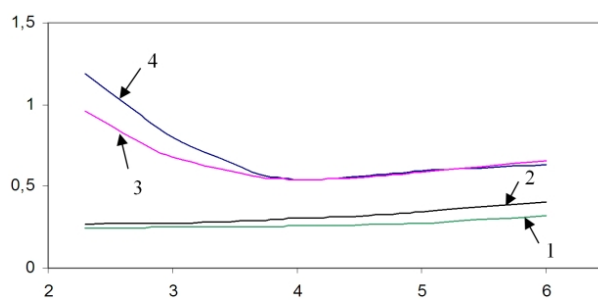


Рис. 6. Зависимость критерия J_1 от $\log(k_2)$

Кривые на рис. 6 соответствуют следующим условиям расчетов: кривая 1 получена для полета № 1 при коэффициентах $\{a_1, b_1, q_{11}, q_{21}, q_{31}\}$, оптимальных для этого же полета; кривая 2 – для полета № 1 при интерполяции (7) и коэффициентах $\{a_2, b_2, q_{12}, q_{22}, q_{32}\}$, оптимальных для полета № 2; кривая 3 – для полета № 2 при (7) и коэффициентах $\{a_2, b_2, q_{12}, q_{22}, q_{32}\}$, оптимальных для полета

№ 2; кривая 4 – для полета № 2 при (7) и коэффициентах $\{a_1, b_1, q_{11}, q_{21}, q_{31}\}$, оптимальных для полета № 1.

Из рис. 6 следует, что для полета № 2 минимальное значение J_1 достигается при $\log(k_2) = 4$ (кривая 3). Если для полета № 1 принять (7) и коэффициенты $\{a_2, b_2, q_{12}, q_{22}, q_{32}\}$ вместо $\{a_1, b_1, q_{11}, q_{21}, q_{31}\}$, критерий качества J_1 возрастает незначительно (кривая 2 по сравнению с кривой 1).

Полученная оценка потенциальной точности гировертикали на МЭМС ДУС при произвольных по знаку смещениях нулей $20^\circ/\text{ч}$ соответствует взвешенной среднеквадратической ошибке оценивания крена и тангажа легкого самолета порядка $0,5^\circ$ в условиях турбулентности и порядка $0,3^\circ$ в спокойной атмосфере, что представляется удовлетворительным. При необходимости учета нескольких уровней интенсивности внешних возмущений число пороговых значений Δn_{TV} может быть увеличено с соответствующим усложнением перестройки коэффициентов.

Рис. 7 иллюстрирует изменение логарифма дисперсий r_i в процессе изменения Δn_i , что иллюстрирует изменение интенсивности маятниковой коррекции.

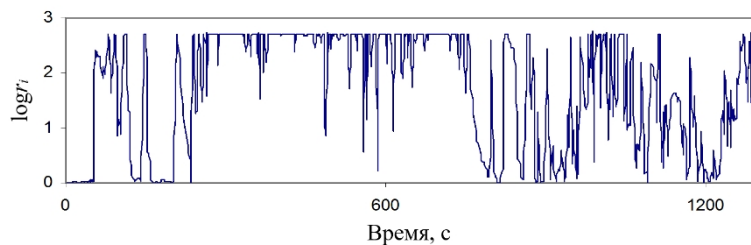


Рис. 7. Изменение логарифма дисперсий в процессе полета № 2

На участке турбулентности дисперсия ошибки наблюдения проекций ускорения свободного падения чаще принимает максимальное значение при этом точность ориентации снижается (отрезок времени 250-750 с, рис. 4). При выходе ЛА из зоны турбулентности коррекция выполняется более интенсивно, и точность оценивания повышается (отрезки времени 0-250 с и 750-1300 с, рис. 4).

Представляет интерес влияние смещений нулей ДУС на достигаемую точность. На рис. 8 представлены зависимости критерия J_1 от $\log(k)$ при полете в спокойной атмосфере.

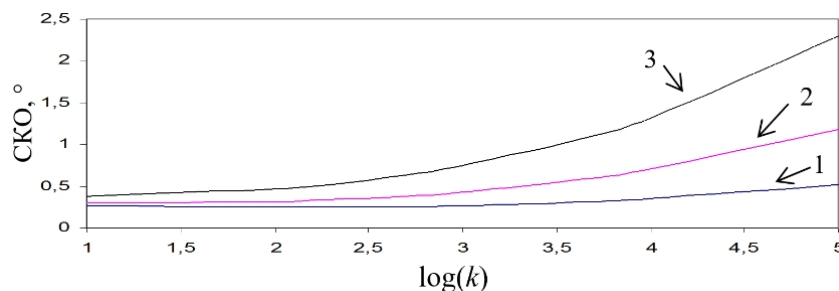


Рис. 8 Зависимость критерия J_1 от $\log(k)$ при смещении нулей:

1 – $20^\circ/\text{ч}$, 2 – $50^\circ/\text{ч}$, 3 – $100^\circ/\text{ч}$

Заключение

Получен новый результат, заключающийся в детализации алгоритма гировертикали с адаптивной маятниковой коррекцией [5] для перспективных МЭМС датчиков при комплексировании с системой воздушных сигналов. Рассмотрена оптимизация коэффициентов алгоритма с помощью моделирования на авиасимуляторе. Получены оценки потенциальной точности оценивания крена и тангажа легкого самолета в спокойной атмосфере и при турбулентности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Алалуев Р.В., Ладонкин А.В., Малутин Д.М.** и др. Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 2011. 180с.
2. **Распопов В.Я.** Микромеханические приборы. М.: Машиностроение, 2007. 399 с.
3. **Распопов В.Я.** Бесплатформенная система ориентации для пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов // 7-я Международная научно-техническая конференция «Приборостроение». 2014. С. 128–129.
4. **Патент на полезную модель 96235 РФ.** Бесплатформенная инерциальная гировертикаль / А.П. Шведов, Ю.В.Иванов, В.Я.Распопов. ГОУ ВПО «Гульский государственный университет» заявл.04.03.2010, опубл 20.07.2010.
5. **Качанов Б.О., Кулабухов В.С., Туктарев Н.А., Гришин Д.В.** Адаптивный алгоритм вычислителя гировертикали беспилотного летательного аппарата / Сб. докладов ТУСУР №3 (37), сентябрь 2015. Управление, вычислительная техника, информатика. С. 150–155.
6. **Сейдж Э. П., Мелса Дж.** Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. М.: Связь, 1976.
7. **Кулифеев Ю.Б.** Дискретно-непрерывный метод идентификации непрерывных систем // ДАН СССР. Механика твердого тела. 1981. № 5. С.47–55.
8. **Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др.** Динамика полета: учебник для студентов высших учебных заведений / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение. 2011. 776 с.
9. **Литвин. М.А., Малюгина А.А., Миллер А.Б., Степанов А.Н., Чикрин Д.Е.** Типы ошибок в инерциальных навигационных системах и методы их аппроксимации // Информационные процессы. 2014. Том 14. №4. С. 326–339.

Kachanov B.O. (Uspensky Avionics Moscow Research and Production Complex JSC, Russia), **Grishin D.V.** (Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia), **Akhmedova S.K.** (Uspensky Avionics Moscow Research and Production Complex JSC), **Tuktarev N.A.** (Uspensky Avionics Moscow Research and Production Complex JSC), **Kulabukhov V.S.** (Uspensky Avionics Moscow Research and Production Complex JSC)
Adaptation of Pendulum Correction of an Airborne Strapdown Vertical Gyroscope to Aircraft Flight Conditions // *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2016. Vol. 24.No. 4 (95). P. 25–34.

Abstract. An algorithm of a vertical gyroscope with MEMS sensors used to detect pitch and roll angles of aircraft is considered. It is suggested to integrate inertial sensors with an air data system. A flight simulator is used to optimize the algorithm coefficients.

Key words: vertical gyroscope, pitch and roll angles, flight simulator

REFERENCES

1. **Alaluev R.V., Ladonkin A.V., Maljutin D.M. et al.** Mikrosistemy orientatsii bespilotnykh letatel'nykh apparatov (Attitude Control Microsystems of Unmanned Aerial Vehicles). Moscow: Mashinostroenie, 2011.
2. **Raspopov V.Ya.,** Mikromekhanicheskie pribory (Micromechanical devices). Moscow: Mashinostroenie, 2007.

3. **Raspopov V.Ya.**, A strapdown attitude control system for manned and unmanned aerial vehicles, 7 Mezhdunarodnaya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya Priborostroenie (7th International Scientific and Technical Conference Instrument Engineering). 2014. P. 128–129.
4. **Shvedov A.P., Ivanov Yu.V., and Raspopov V.Ya.** Utility model patent 96235 Russian Federation. Strapdown Inertial Vertical Gyroscope. Tula State University, 2010.
5. **Kachanov B.O., Kulabukhov V.S., Tuktarev N.A., and Grishin D.V.** Adaptive algorithm for the gyrovertical computer of unmanned aerial vehicles, Proc. TUSUR. No. 3 (37). September, 2015. Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika (Control, computer engineering, and information technology). P. 150–155.
6. **Sage A.P. and Melsa J.L.** Estimation Theory with Applications to Communications and Control. McGraw-Hill, 1971.
7. **Kulifeev Yu.B.** A discrete-continuous method for identification of continuous systems // DAN SSSR. Mekhanika tverdogo tela. 1981. No. 5. P. 47–55.
8. **Efremov A.V., Zakharchenko V.F., and Ovcharenko V.N., et al.** Dinamika poleta (Flight Dynamics). Textbook for University Students. Byushgens G.S. Ed. Moscow: Mashinostroenie, 2011..
9. **Litvin M.A., Malyugina A.A., Miller A.B., Stepanov A.N., and Chikrin D.E.** Types of errors in inertial navigation systems and methods of their approximation // Informatsionnye protsessy. 2014. Vol. 14. No. 4. P. 326–339.

Материал поступил 23.08.2016