

Г. И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, А. П. СТЕПАНОВ, Б. А. БЛАЖНОВ

О РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ОРИЕНТАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМОЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФАЗОВЫХ И МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ С БЫСТРЫМ ВРАЩЕНИЕМ

Рассматривается задача определения параметров ориентации летательного аппарата с быстрым вращением вокруг продольной оси при интеграции данных инерциального измерительного модуля на микромеханических датчиках (ММД) и приёмной аппаратуры спутниковой навигационной системы (СНС) в рамках интегрированной системы ориентации и навигации (ИСОН).

Исследуются алгоритмы и погрешности ИСОН в решении задачи ориентации с привлечением либо данных от магнитометров, либо фазовых измерений от разнесённых на короткой базе приёмных антенн СНС. Анализируются возможности повышения точности решения задачи ориентации, а также оценки погрешностей масштабных коэффициентов гироскопа и акселерометра, установленных по продольной оси, при использовании указанных источников информации.

Приводятся результаты камеральной обработки данных стендовых испытаний экспериментального образца ИСОН, использующего инерциальный модуль на ММД STIM300 ф Sensor (Норвегия), магнитометры и фазовые измерения приёмных модулей СНС 1К-181 ф. РИРВ (Россия).

Введение

В настоящее время при решении задач управления малоразмерными подвижными объектами всё большее применение находят бескарданные инерциальные системы ориентации и навигации. Их широкое внедрение в первую очередь обусловлено прогрессом в разработке инерциальных чувствительных элементов, в частности микромеханических датчиков (ММД), существенным снижением их массогабаритных характеристик и стоимости.

Создание таких бескарданных инерциальных систем ориентации и навигации сопряжено с рядом проблем. В первую очередь можно выделить проблему достижения необходимого уровня точности инерциальными чувствительными элементами, применяемыми в таких системах [1]. На современном этапе развития ММД автономное функционирование бескарданных инерциальных систем в

Емельянецв Геннадий Иванович. Доктор технических наук, главный научный сотрудник ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург). Действительный член международной организации «Академия навигации и управления движением».

Степанов Алексей Петрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург).

Блажнов Борис Александрович. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

течение длительного времени при сохранении ими требуемого уровня точности не представляется возможным. Достижения требуемого уровня точности принято искать на путях интеграции информации бескарданных инерциальных измерительных модулей (БИИМ) с приёмной аппаратурой (ПА) спутниковых навигационных систем (СНС). Особенностью таких интегрированных систем ориентации и навигации (ИСОН) на базе БИИМ на ММД является интеграция с ПА СНС как на информационном уровне, так и на конструктивном [2, 3].

Для обеспечения также и высокой помехоустойчивости таких систем их построение осуществляется, как правило, по так называемой сильносвязанной схеме [4]. Однако в ряде случаев, например для летательных аппаратов и орбитальных космических платформ с вращением вокруг одной из осей, проблема низкого уровня точности современных микромеханических гироскопов (ММГ) (погрешности их масштабных коэффициентов находятся на уровне 0.1...1%) становится настолько острой, что без принятия специальных мер не удаётся достичь требуемой точности решения задачи ориентации объекта. Так, зачастую не удаётся достичь желаемой точности выработки углов курса K , тангажа ψ и крена θ в рамках построения общеизвестных схем ИСОН. В частности, для летательных аппаратов с быстрым вращением вокруг продольной оси (более 1 Гц) остро встаёт проблема, связанная с погрешностью масштабного коэффициента гироскопа, стоящего по оси вращения. Для таких объектов погрешность выработки ИСОН угла крена может быть недопустимо большой, следствием чего может стать потеря управления объектом.

Существуют способы, решающие эту проблему. Основные из них, приведённые в работе [5], включают:

- изоляцию БИИМ от вращения корпуса объекта вокруг продольной оси;
- применение дополнительного одноосного гиросtabilизатора по продольной оси [12];
- использование неинерциальных измерений (от магнитометров, фазовых измерений от ПА СНС и др.);
- использование принудительной прецессии и оценку её параметров по показаниям специально установленных акселерометров.

В патентах [6, 7] предлагается оценивать значения угловой скорости вокруг продольной оси по частоте сигнала, измеряемого магнитометрами, при условии, что направление продольной оси объекта не совпадает с направлением вектора магнитного поля Земли.

Проведённые в настоящей работе исследования показывают, что такой способ оценивания погрешности масштабного коэффициента гироскопа, установленного по продольной оси, оказывается малоэффективным для низких скоростей вращения (~1 Гц). Обусловлено это тем, что темп следования измерений периода вращения (угловой скорости), формируемых по данным поперечного магнитометра, оказывается недостаточным для эффективного оценивания погрешностей гироскопа и сглаживания шумов магнитометров за достаточно малый промежуток времени. Для оценивания погрешностей гироскопа на оси вращения необходимо формировать дополнительные измерения с частотой не ниже 10...30 Гц.

Известна также схема построения системы ориентации для объектов с быстрым вращением вокруг продольной оси [10]. Данная система обеспечивает решение задачи ориентации объекта по углу и угловой скорости крена с при-

влечением фазовых измерений СНС на разнесённые по окружности в поперечной плоскости объекта 4 приёмные антенны. При этом используется короткая база между антеннами менее длины волны, что исключает необходимость решения проблемы оценки неоднозначности фазовых измерений. При этом открытым остается вопрос с обеспечением точности по курсу.

Цель настоящей работы – исследование путей повышения точности и анализ погрешностей решения задачи ориентации рассматриваемых объектов при использовании в ИСОН магнитометрических и фазовых определений.

Исходные положения и алгоритмическое обеспечение

Рассмотрим задачу определения параметров ориентации объекта при интеграции данных БИИМ на микромеханических датчиках и ПА СНС в рамках сильносвязанной ИСОН в условиях подвижного объекта [4]. В качестве подвижного объекта представим летательный аппарат (ЛА) с вращением вокруг продольной оси, часть траектории полета которого является баллистической [13]. Полагаем, что полет осуществляется в пределах атмосферы.

В качестве источников внешних данных об ориентации объекта будем использовать либо данные блока магнитометров и априорные данные о параметрах магнитного поля Земли, либо фазовые измерения ПА СНС на разнесённые антенны.

Полагаем, что для получения исходной информации о фазе несущей используются установленные на объекте три приёмные антенны СНС с тремя стандартными приёмниками, каждый из которых имеет один вход для подключения антенны. При этом опорная антенна вместе с измерительным блоком БИИМ на ММД устанавливается в носовой части объекта по оси вращения, а две другие с максимально возможным отстоянием по продольной оси от опорной антенны расположены по окружности со смещением 180° в поперечной плоскости.

Для исследования алгоритмов работы рассматриваемой ИСОН и оценки точности решения задач ориентации и навигации ЛА была разработана в пакете Matlab (Simulink) имитационная модель функционирования ИСОН, включающая:

- имитационную модель движения группировки навигационных спутников ($НС_i$) по орбитам, близким к круговым с формированием параметров поступательного движения ц.м. $НС_i$ в геоцентрической гринвичской системе координат ПЗ-90 (эфемеридной информации для каждого $НС_i$) с учётом принятой модели гравитационного поля Земли [8];
- имитационную модель движения ЛА с заданием параметров как поступательного движения его ц.м. (ускорения, линейные скорости, географические и декартовы координаты в гринвичской системе координат ПЗ-90), так и вращательного - относительно ц.м.;
- формирование выходных данных ИБ БИИМ (блока гироскопов и акселерометров) на базе текущих истинных значений векторов угловой скорости и кажущегося ускорения точки размещения ИБ на объекте (восстановленных из модели движения ЛА) с использованием массивов реализаций выходных данных гироскопов и акселерометров, полученных при их стендовых испытаниях;

- дискретные рекуррентные алгоритмы основных функциональных задач БИИМ:
 - предварительная обработка данных гироскопов и акселерометров;
 - пространственная ориентация объекта, включающая вычисление кватерниона положения и матрицу ориентации связанных с объектом осей относительно сопровождающего горизонтного трехгранника;
 - преобразование сигналов акселерометров на навигационные оси и первое интегрирование с вычислением составляющих вектора относительной линейной скорости ц. м. объекта в проекциях на оси сопровождающего трехгранника;
 - навигационная задача, включающая вычисление декартовых координат ц.м. объекта в проекциях на оси гринвичского навигационного трехгранника ПЗ-90 и декартовых координат места объекта в осях стартовой системы координат;
- фильтрация (задача совместной обработки с использованием алгоритмов обобщенного фильтра Калмана данных БИИМ и ПА СНС), включающая:
 - формирование по модельным данным движения HC_i и объекта и с учётом модели погрешностей ПА СНС измеренных значений псевдодальностей и радиальных скоростей для каждого HC_i , а также навигационных параметров $(\vec{R}, \vec{V})$;
 - формирование по данным БИИМ и эфемеридной информации HC_i расчётных значений дальности и радиальной скорости для каждого HC_i ;
 - формирование разностных измерений на уровне либо значений псевдодальностей ρ_i и радиальных скоростей $\dot{\rho}_i$ для каждого HC_i и их линеаризацию относительно текущих расчётных значений координат места и скорости объекта, либо на уровне готовых навигационных решений (по координатам места $\vec{R}$ и составляющим вектора $\vec{V}$ линейной скорости объекта);
 - формирование и описание разностных измерений магнитного поля Земли;
 - формирование и описание разностных фазовых измерений для пары HC_i ;
 - вычисление оценок погрешностей БИИМ и ПА СНС и коррекция в обратной связи на каждом шаге решения задачи фильтрации;
- алгоритмы контроля погрешностей ИСОН в выработке кинематических параметров движения объекта с записью их текущих значений и построение графиков погрешностей.

Для оценки точности ИСОН при обработке в камеральном режиме реальных данных испытаний экспериментального образца (ЭО) системы в пакете Matlab (Simulink) была разработана соответствующая модель функционирования ИСОН. Отличие данной модели в том что на её входе вместо выходных данных имитационных («виртуальных») ИБ БИИМ, магнитометров и ПА СНС поступают массивы данных их стендовых испытаний.

Модельная траектория полета рассматриваемого объекта имитируется на-

личием переменного кажущегося ускорения по продольной оси на начальном участке до 500...600 м/с², а затем после выключения движителей – торможением в атмосфере. Угловая скорость вращения вокруг продольной оси составляет ~ 1 Гц. Через 50 с полёта прекращается баллистическая траектория и начинается управляемый полёт.

Исходя из принятой траектории движения с известными значениями составляющих вектора $\vec{V}_{h_m}$ линейной скорости в осях сопровождающего географического трехгранника ENH и координат объекта $(\varphi_m, \lambda_m, h_m)$, а также заданных параметров ориентации (углов курса K_m , тангажа ψ_m и крена θ_m) формировались истинные значения векторов кажущегося ускорения $\vec{n}_{b_m}$ и угловой скорости $\vec{\omega}_{b_m}$, которые должны измеряться ММД БИИМ.

Для формирования приборных значений векторов кажущегося ускорения $\vec{n}_{b_pr}$ и угловой скорости $\vec{\omega}_{b_pr}$ на траектории полёта к их модельным значениям добавлялись значения сигналов акселерометров и гироскопов измерительного блока БИИМ, полученные при стендовых испытаниях, за вычетом из них соответственно ускорения силы тяжести и угловой скорости вращения Земли.

Основой для построения алгоритмического обеспечения рассматриваемой ИСОН служат алгоритмы работы интегрированной системы [4].

Формирование разностных измерений

В качестве входных данных для решения задачи фильтрации здесь используются следующие известные измерения по навигационным параметрам [4, 9]: разность расчётных (по данным БИИМ) и измеренных ПА СНС значений либо первичных навигационных параметров (псевдодальностей ρ_i и радиальных скоростей $\dot{\rho}_i$ для каждого из наблюдаемых HC_i), либо готовых навигационных решений (по координатам места $\vec{R}$ и составляющим вектора $\vec{V}$ линейной скорости объекта).

Однако, как отмечалось выше, этих измерений при построении ИСОН с БИИМ на современных ММД для рассматриваемых ЛА совершенно недостаточно. Необходимо привлечение дополнительной информации.

Формирование разностных измерений для магнитного поля Земли

При использовании в составе БИИМ блока магнитометров и привлечении в качестве априорной информации карты магнитного поля Земли по траектории полета ЛА в вычислителе ИСОН формируются разностные измерения:

- по навигационным параметрам для погрешностей $\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H$ в выработке составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в проекциях на географические оси и погрешностей $\Delta\varphi, \Delta\lambda, \Delta h$ выработки географических координат места [4, 9];
- по параметрам магнитного поля Земли:

$$\vec{z}_F(k+1) = C_{o,h_pr} \vec{F}_{o_pr}(k+1) - \vec{H}_{h_et}(k+1), \quad (1)$$

где $\vec{F}_{o_pr}$ – текущие приборные значения показаний магнитометров, установ-

ленных в осях $x_b y_b z_b$ ИБ БИИМ, приведённые к осям объекта $x_o y_o z_o$: $\vec{F}_{o_pr} = C_{b,o} \vec{F}_{b_pr}$; здесь $C_{b,o}$ – матрица привязки измерительных осей ИБ БИИМ к осям объекта; $C_{o,h_pr}(K, \psi, \theta)$ – матрица ориентации объекта, вычисляемая по алгоритмам БИИМ (задача ориентации); $\vec{H}_{h_et} = [H_e, H_n, H_h]^T$ – значения составляющих вектора $\vec{T}$ напряжённости магнитного поля Земли по траектории полета в осях сопровождающего географического трехгранника ENH , вычисляемые по данным карты (T_m – модуль вектора, d – склонение, θ_m – наклонение):

$$H_m = T_m \cos \theta_m, H_e = H_m \sin d, H_n = H_m \cos d, H_h = -T_m \sin \theta_m. \quad (2)$$

Положим, что имеют место аномалии $\vec{A}_h = [A_E, A_N, A_H]^T$ магнитного поля Земли в географических осях, т.е. погрешности знания реального магнитного поля по траектории полета объекта. А также погрешности $\Delta C_{o,h_pr}$ матрицы ориентации, однозначно связанные с погрешностями α, β, γ аналитического построения в алгоритмах БИИМ трехгранника ENH (где α – погрешность по курсу, β, γ – погрешности построения вертикали места), и погрешности $\Delta \vec{F}_o = [\Delta F_x, \Delta F_y, \Delta F_z]^T$ магнитометров. В этом случае линейаризованные разностные измерения (1) можно представить в виде

$$\vec{z}_F = \vec{A}_h - \delta C_{o,h_pr} \vec{F}_{h_pr} + C_{o,h} \Delta \vec{F}_o + \mathbf{v}_h, \quad (3)$$

$$\text{где } \delta C_{o,h_pr} = -\Delta C_{o,h_pr} C_{o,h}^T = \begin{bmatrix} 0 & -\alpha & \gamma \\ \alpha & 0 & -\beta \\ -\gamma & \beta & 0 \end{bmatrix},$$

$$\vec{F}_{h_pr} = C_{o,h} \vec{F}_{o_pr}, \vec{F}_{h_pr} = [F_e, F_n, F_h]^T$$

или в скалярном виде

$$\begin{aligned} z_{Fe} &= A_E + F_n \cdot \alpha - F_h \cdot \gamma + c_{11} \cdot \Delta F_x + c_{12} \cdot \Delta F_y + c_{13} \cdot \Delta F_z + v_E, \\ z_{Fn} &= A_N - F_e \cdot \alpha + F_h \cdot \beta + c_{21} \cdot \Delta F_x + c_{22} \cdot \Delta F_y + c_{23} \cdot \Delta F_z + v_N, \\ z_{Fh} &= A_H + F_e \cdot \gamma - F_n \cdot \beta + c_{31} \cdot \Delta F_x + c_{32} \cdot \Delta F_y + c_{33} \cdot \Delta F_z + v_H, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{где } c_{ij} - \text{элементы матрицы } C_{o,h_pr} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix}, v_i (i=E, N, H) - \text{шумы из-}$$

мерений, включающие флуктуационные составляющие погрешностей магнитометров в проекциях на географические оси.

Формирование разностных фазовых измерений СНС

Для вторых разностей измеренных значений фазовых измерений дальностей от $HC_i, (i=1,2,3...)$ до антенн приёмников СНС (разности между первыми разностями, относящиеся к одному моменту времени, но к разным HC_i), имеем [11]

$$\nabla s_{i,i+1}^{bj(z)} = s_i^{bj(z)} - s_{i+1}^{bj(z)}. \quad (5)$$

где $s_i^{bj(z)}$ – вычисленные по измерениям разности фаз сигнала HC_i на разнесённые антенны значения направляющих косинусов орта $\vec{s}_i$ (задающего направление на HC_i) относительно баз $\vec{b}_j, (j=1,2)$.

Следует заметить, что формирование вторых разностей фазовых измерений необходимо для исключения влияния расхождения шкал времени опорных генераторов у двух приёмников СНС. При этом обеспечивается также исключение ошибок шкал времени HC_i , эфемеридные, ионосферные и тропосферные погрешности.

С другой стороны, располагая данными о декартовых координатах в гринвичской системе координат (от СНС) точки размещения на объекте опорной антенны, вычисленными в БИИМ значениями матрицы ориентации C_{o,h_pr} объекта, а также известными координатами HC_i , можно рассчитать направляющие косинусы орта $\vec{s}_i$ в связанной $\vec{s}_{io_pr}$ с объектом системе координат [4] затем сформировать расчётные значения направляющих косинусов орта $\vec{s}_i$ относительно баз $\vec{b}_j$

$$s_i^{bj(R)} = (\vec{b}_{jo}^{ort})^T \cdot \vec{s}_{io_pr}, \quad (6)$$

где $\vec{b}_{jo}^{ort}$ – значения направляющих косинусов векторов $\vec{b}_j$ в связанных с объектом осях.

Соответственно для вторых разностей расчётных значений фазовых измерений получим

$$\nabla s_{i,i+1}^{bj(R)} = s_i^{bj(R)} - s_{i+1}^{bj(R)}. \quad (7)$$

Сравнивая расчётные и измеренные значения вторых разностей фазовых измерений, сформируем искомые разностные измерения

$$Z_{i,i+1}^{bj} = \nabla s_{i,i+1}^{bj(R)} - \nabla s_{i,i+1}^{bj(z)}, \quad (8)$$

которые содержат с соответствующими весами в основном погрешности решения ИИМ задачи ориентации объекта, погрешности ориентации базы $\vec{b}_j$ относительно связанных с объектом осей, неоднозначности вторых разностей фазовых измерений $(\lambda_{i+1}\eta_{i+1} - \lambda_i\eta_i)/|\vec{b}_j|$ (где λ_i – длина волны излучаемого HC_i

сигнала, η_i – целое число длин волн – собственно неоднозначность в фазовых измерениях) и шумы измерений.

В предположении о малости начальных погрешностей БИИМ по навигационным параметрам и параметрам ориентации объекта (как результат начальной выставки БИИМ по внешней информации) допустима линеаризация измерений (8). Предварительная обработка разностных измерений (8) заключается в исключении исходной неоднозначности фазовых измерений с точностью до одной длины волны [11].

Итак, линеаризованные разностные измерения (8) для двух баз $\vec{b}_j (j = 1, 2)$ могут быть представлены в следующем виде:

$$\tilde{Z}_{i,i+1}^{bj} = \left[\vec{b}_{jN_pr}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E}) - \vec{b}_{jE_pr}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N}) \right] \alpha + \left[\vec{b}_{jH_pr}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N}) - \vec{b}_{jN_pr}^{ort}(s_{iH} - s_{(i+1)H}) \right] \beta + \left[\vec{b}_{jE_pr}^{ort}(s_{iH} - s_{(i+1)H}) - \vec{b}_{jH_pr}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E}) \right] \gamma + \Delta C f_{(i+1)-i} + v_{zi}, \quad (9)$$

где α, β, γ – погрешности задачи ориентации в построении географического сопровождающего трехгранника ENH (α – по курсу, β, γ – в построении вертикали места, характеризующие погрешности по углам тангажа и крена), т.е. погрешности вычисления в БИИМ матрицы ориентации C_{o,h_pr} ; $\vec{b}_{jE}^{ort}, \vec{b}_{jN}^{ort}, \vec{b}_{jH}^{ort}$ – направляющие косинусы векторов-баз $\vec{b}_j (j = 1, 2)$ в географических осях, т.е. элементы векторов $\left[\vec{b}_{jE}^{ort}, \vec{b}_{jN}^{ort}, \vec{b}_{jH}^{ort} \right]^T = C_{o,h_pr} \cdot \vec{b}_{jo_pr}^{ort}; S_{ij}, S_{(i+1)j}; (j = E, N, H)$ – элементы орта $\vec{s}_{ih_pr}$ – направляющие косинусы орта $\vec{s}_i$ HC_i относительно географических осей; $\Delta C f_{(i+1)-i}$ – остаточная неоднозначность фазовых измерений в пределах одной длины волны (определяет уровень погрешности предварительного исключения неоднозначности фазовых измерений [11] и обусловлена как погрешностями, вызванными нестабильностью фазовых центров приёмных антенн, так и погрешностями БИИМ на ММД в выработке параметров ориентации); v_{zi} – шумы измерений, включающие шумы измерений фазы несущей ПА СНС и составляющие, обусловленные погрешностями знания координат места объекта, а также погрешности привязки баз к осям объекта.

Измерения $\tilde{Z}_{i,i+1}^{bj}$ вместе с разностными измерениями по навигационным параметрам поступают для последующей обработки в задачу оценивания с использованием алгоритмов фильтра Калмана [4, 9].

Следует заметить, что при вращении объекта по углу крена направляющие косинусы $\vec{b}_{jE}^{ort}, \vec{b}_{jN}^{ort}, \vec{b}_{jH}^{ort}$ как сомножители при погрешностях ориентации носят модуляционный характер и обеспечивают наблюдаемость погрешностей БИИМ на фоне шумов измерений. При этом из-за затенения HC_i первые пол-оборота используются фазовые измерения для первой базы $\vec{b}_1$, вторые пол-оборота – для второй $\vec{b}_2$.

Расчётная модель погрешностей

При формировании расчётной модели погрешностей ИСОН использовались следующие аппроксимации:

- смещения нулей гироскопов $\Delta\bar{\omega}_i$ ($i = xb, yb, zb$) и акселерометров $\Delta\bar{a}_i$, изменения систематических составляющих погрешностей масштабных коэффициентов ММГ ΔM_{gi} и акселерометров ΔM_{ai} от запуска к запуску и их изменчивость в пуске были аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами;
- погрешности ΔF_i ($i = xb, yb, zb$) и A_j ($j = E, N, H$) были аппроксимированы также соответствующими винеровскими процессами;
- погрешности $\Delta Cf_{(i+1)-i}$ были описаны «скачкообразными» случайными величинами, дисперсия которых восстанавливается до начальной неопределённости при фиксации «скачка» в измерениях $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1}$;
- шумы измерений v_k аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В этом случае расчётная модель погрешностей ИСОН определяется выражениями:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \Phi_{k+1/k} \cdot x_k + \Gamma_{k+1/k} \cdot w_k, \\ z_{k+1} &= H_{k+1} \cdot x_{k+1} + v_{k+1}, \end{aligned}$$

где вектор состояния системы (без учета погрешностей опорного генератора ПА СНС) будет иметь вид:

при использовании магнитометров

$$x^T = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta V_E \ \Delta V_N \ \Delta V_H \ \Delta\varphi \ \Delta\lambda \ \Delta h \ \Delta\bar{\omega}_{xb} \ \Delta\bar{\omega}_{yb} \ \Delta\bar{\omega}_{zb} \ \Delta\bar{a}_{xb} \ \Delta\bar{a}_{yb} \ \Delta\bar{a}_{zb} \ \Delta M_{gx} \ \Delta M_{gy} \ \Delta M_{gz} \ \Delta M_{ax} \ \Delta M_{ay} \ \Delta M_{az} \ A_E \ A_N \ A_H \ \Delta F_x \ \Delta F_y \ \Delta F_z]; \quad (10)$$

при использовании фазовых измерений от 2-х пар НС_i

$$x^T = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta V_E \ \Delta V_N \ \Delta V_H \ \Delta\varphi \ \Delta\lambda \ \Delta h \ \Delta\bar{\omega}_{xb} \ \Delta\bar{\omega}_{yb} \ \Delta\bar{\omega}_{zb} \ \Delta\bar{a}_{xb} \ \Delta\bar{a}_{yb} \ \Delta\bar{a}_{zb} \ \Delta M_{gx} \ \Delta M_{gy} \ \Delta M_{gz} \ \Delta M_{ax} \ \Delta M_{ay} \ \Delta M_{az} \ \Delta Cf_{2_1} \ \Delta Cf_{3_1}]. \quad (11)$$

Здесь $\Phi_{k+1/k}$ – переходная на шаге T_z дискретности измерений матрица состояния системы; $\Gamma_{k+1/k} \equiv \Phi_{k+1/k} \cdot dT$ – матрица, определяющая влияние вектора входных шумов w_k с ковариациями Q_k (при задании матрицы Q_k порождающие шумы по параметрам ΔCf_{2_1} и ΔCf_{3_1} предполагались ненулевыми, вызванных изменчивостью на интервалах между «скачками» остаточных погрешностей фазовых измерений, главным образом – нестабильностью фазовых центров приёмных антенн, при этом дисперсии порождающих шумов w_k предполагались не единичными); H_{k+1} – матрица измерений, соответствующая известным [4, 9] разностным навигационным измерениям и дополнительно уравнениям (4) или (9); v_{k+1} – шумы измерений с матрицей ковариаций R_k .

Для отбраковки недостоверных измерений использовался безынерционный

алгоритм контроля, основанный на анализе невязки разностных измерений, т.е. анализе превышения разностными измерениями (учитывая факт включения оценок в обратную связь на каждом шаге обработки измерений) допустимых значений, рассчитываемых по текущим значениям ковариационной матрицы ошибок оценок.

Результаты стендовых испытаний

Для проведения стендовых испытаний был разработан экспериментальный образец (ЭО) ИСОН. В его состав вошли ИБ на ММД STIM 300 норвежской фирмы Sensorog, блок магнитометров из ИБ ADIS16405 фирмы Analog Devices и два одночастотных приёмных модуля СНС 1К-181 фирмы РИРВ с разнесёнными по поперечной оси на базе 23.5 см двумя антеннами. ЭО системы устанавливался на одноосевом столе позиционирования и вращения EVO-10 фирмы IXBLUE, обеспечивающем вращение с угловой скоростью 1Гц и съём первичной информации. Частота съёма данных от ММД и магнитометров составляла 1 кГц, а от приёмных модулей СНС – 5 Гц. Следует отметить, что повышение частоты поступления данных от корректора способствует повышению точности интегрированной системы в выработке кинематических параметров движения объекта, а снижение частоты их следования может привести к неоправданно высоким погрешностям выработки параметров ориентации объекта вследствие их быстрого роста из-за погрешностей масштабных коэффициентов и неортогональностей блока гироскопов.

Начальная выставка БИИМ и «грубое» уточнение нулей ММД в пуске осуществлялись с использованием внешней информации как по координатам места и нулевой скорости, так и по эталонным значениям курса, тангажа и крена. При этом начальные значения параметров ориентации, полученные с использованием данных от инклинометров (точных акселерометров с ограниченным диапазоном и ограниченной полосой пропускания) STIM300 и эталонном курсе (полученным по данным прецизионной БИНС на волоконно-оптических гироскопах), составляли: $K=71^0$, $\psi=49^0$, $\theta=-2^0$. Кроме того, после запуска системы необходимо было определение погрешностей опорных генераторов (сдвига и ухода частоты) спутниковых приёмников для эффективной работы ИСОН по сильносвязанной схеме, что возможно при наличии ограниченного числа наблюдаемых спутников после проведения начальной выставки системы с использованием эталонных координат и скоростей движения стартовой точки.

Формирование двух пар вторых разностей фазовых измерений осуществлялось по трем постоянно наблюдаемым навигационным спутникам GPS (один HC_i использовался в качестве опорного). Высоты спутников колебались в пределах от 18 до 40°. Решение навигационной задачи осуществлялось по данным о псевдодальностях и псевдоскоростях наблюдаемых спутников.

На рис. 1 приведены значения спектральных плотностей погрешностей ММД ИБ STIM 300, которые использовались для настройки параметров фильтра Калмана для ЭО ИСОН.

На рис. 2, а – результаты решения модельной задачи по определению параметров ориентации ИСОН при использовании в составе БИИМ «виртуальных» прецизионных ММД, погрешности масштабных коэффициентов которых составляли 0.001% для гироскопов и 0.01% для акселерометров. При этом не использовались ни магнитометры, ни фазовые измерения СНС. На рис. 2, б

приведены аналогичные графики, но при полунатурных испытаниях с ИБ STIM 300.

На рис. 3, 4 – погрешности ориентации ЭО ИСОН, оценки масштабных коэффициентов гироскопа и акселерометра, установленных по оси вращения, при полунатурных испытаниях с ИБ STIM 300 с использованием магнитометров и фазовых измерений СНС.

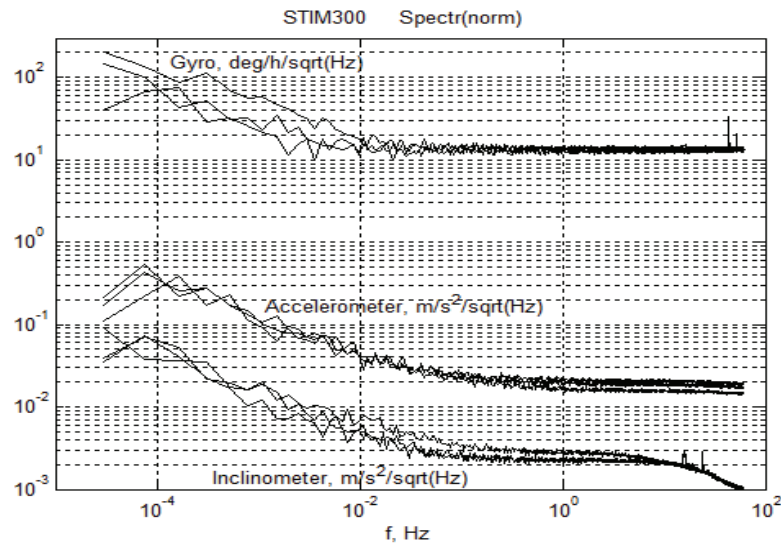


Рис. 1. Спектры чувствительных элементов модуля STIM300

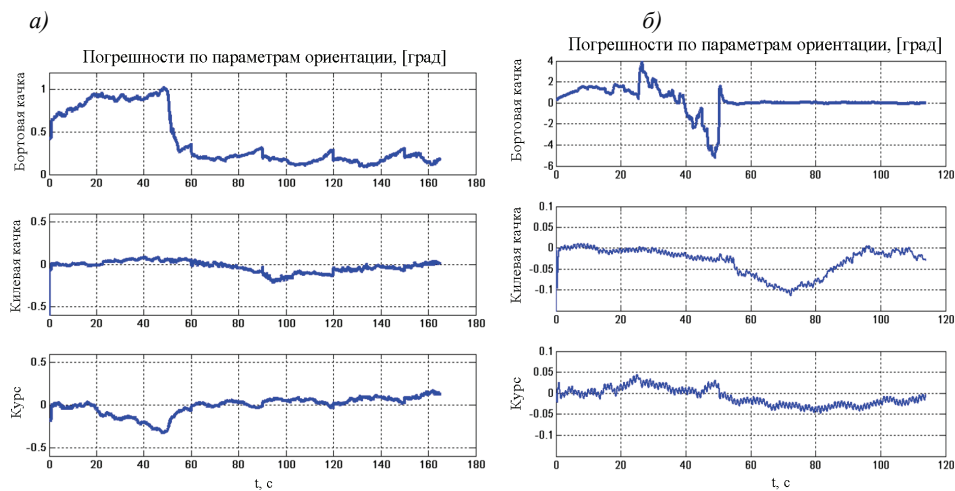


Рис. 2. Погрешности ориентации ИСОН с инерциальным модулем на «виртуальных» ММД (а); погрешности ориентации ИСОН при полунатурных испытаниях с ИБ STIM 300 (без использования магнитометров и фазовых измерений СНС) (б)

Следует отметить, что уточнение курса и других параметров ориентации на 50 с (рис. 2) обусловлено появлением в этот и последующие моменты времени существенных ускорений в результате перехода на управляемый участок движения.

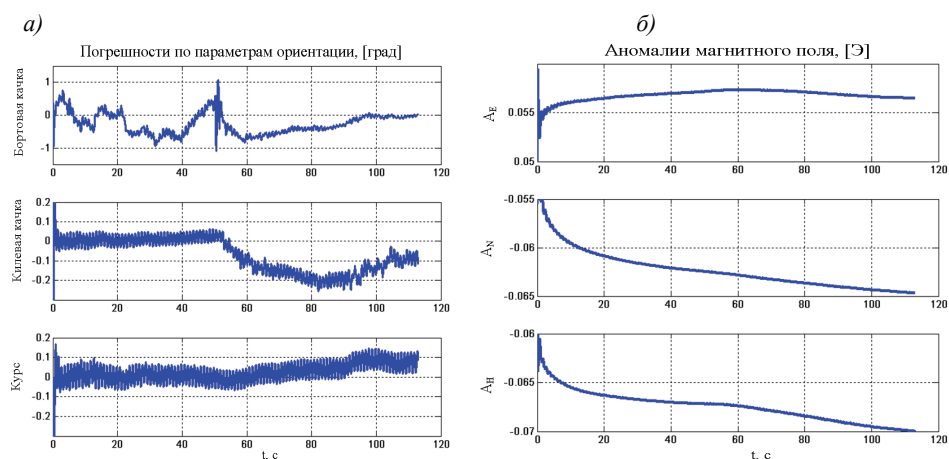


Рис. 3. Погрешности (град) ориентации ИСОН при полунатурных испытаниях с ИБ STIM 300 и блоком магнитометров (а); оценки аномалий магнитного поля в географических осях в условиях стенда (б)

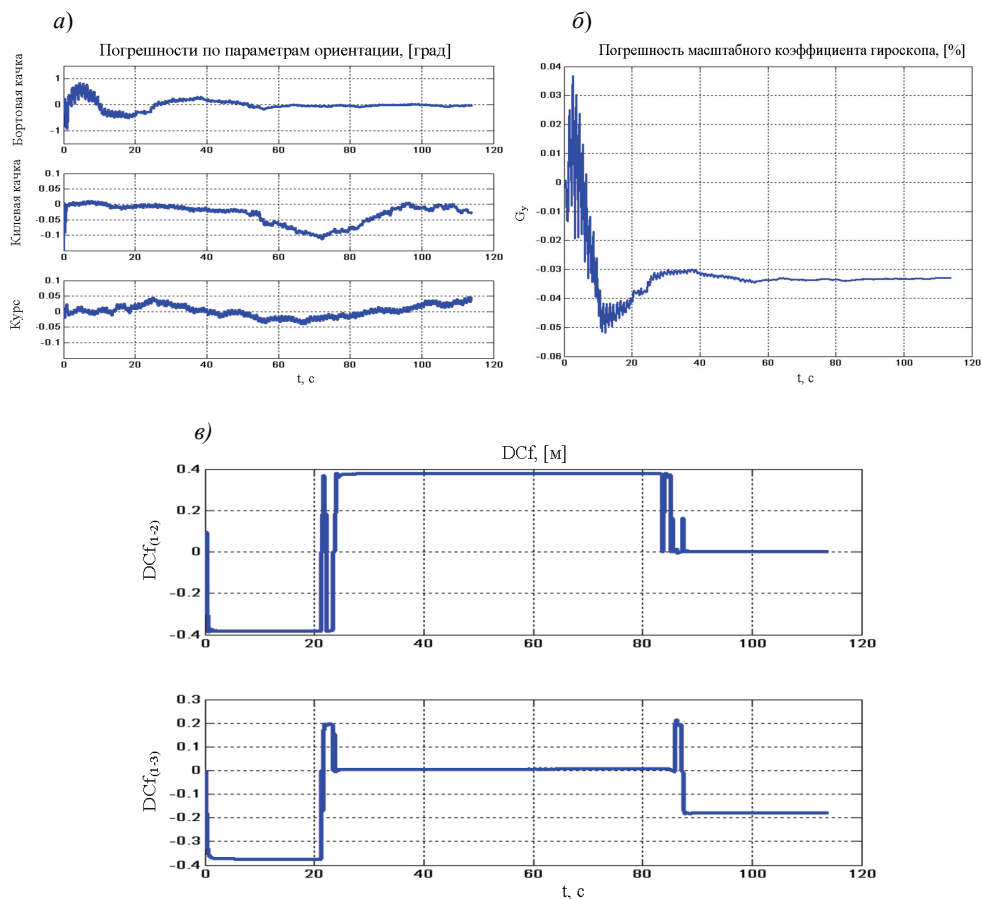


Рис. 4. Погрешности ориентации ИСОН при полунатурных испытаниях с ИБ STIM 300 и использованием фазовых измерений ПА СНС (а); оценки масштабного коэффициента ММГ, установленного по оси вращения, ИБ STIM 300 (б); оценки неоднозначностей фазовых измерений для двух вторых разностей наблюдаемых 3 навигационных спутников (в)

Из полученных результатов следует, что без привлечения дополнительных измерений даже использование в составе ИСОН достаточно точного ИБ STIM 300 (погрешности масштабных коэффициентов гироскопов составляют 0.02...0.03 %, ошибка оценки не превышает 0.01%) не обеспечивает требуемой точности выработки угла крена: погрешности составляют $\sim 5...6^0$ для рассматриваемой траектории полета ЛА вместо требуемых 0.5...1 0 .

При привлечении магнитометров определяющим является точность оценок аномалий магнитного поля. Благодаря вращению объекта на начальном этапе движения время их оценивания (устранение основной составляющей аномалий) (рис. 3, б) лежит в пределах нескольких секунд. Однако при наличии изменчивости аномалий в процессе движения по траектории решение задачи их идентификации и оценивания может быть затруднено как собственными шумами магнитометров, так и возможным характером их поведения.

При использовании фазовых измерений СНС время оценивания погрешности масштабного коэффициента гироскопа, установленного по оси вращения, составляет около 25 с (рис. 4, б). Определяющим здесь является оценивание остаточной неоднозначности и возможных циклических скачков разностных фазовых измерений. Скачки в их оценках (рис. 4, в) обусловлены скачками в значениях фаз несущей при смене в ПА СНС канала приёма данных наблюдаемых HC_i . Следует отметить, что характер изменчивости неоднозначности и фазовых циклических скачков даёт значительные возможности по их фильтрации на фоне высокочастотного сигнала (изменчивость разностных фазовых измерений обусловлена главным образом вращением объекта) [14].

Следует также отметить, что при использовании данных СНС по навигационным параметрам движения объекта осуществляется эффективное оценивание масштабного коэффициента и смещения нуля акселерометра, установленного по продольной оси объекта. При этом время переходного процесса оценивания масштабного коэффициента не превышает 30 с. Достигнутая точность оценивания находится на уровне остаточной погрешности определения масштабного коэффициента и смещения нуля акселерометров БИИМ после проведения процедуры его стендовой калибровки. Оценивание погрешностей акселерометров, установленных ортогонально продольной оси, затруднено высокочастотным вращением, носящим характер модуляционного, а также недостаточным уровнем кажущегося ускорения по этим осям.

Выводы

1. Для объектов с быстрым вращением для обеспечения точности выработки ИСОН с инерциальным модулем на ММД параметров ориентации по углу крена, на уровне 0.5 0 без привлечения дополнительных измерителей необходимо использование ММГ с погрешностью масштабного коэффициента не хуже 0.001%, что на 2 порядка точнее, чем существующий в настоящее время уровень точности ММД.

2. При использовании в составе БИИМ на ММД дополнительно блока магнитометров и априорной информации о магнитном поле Земли по траектории полёта объекта возможно построение ИСОН с обеспечением требуемого уровня точности по углу крена. При этом из-за вращения объекта эффективно оцениваются аномалии магнитного поля. Однако остается открытым вопрос о точно-

сти оценивания аномалий при их изменчивости по траектории полёта объекта.

3. Использование фазовых измерений позволит обеспечить точность по углу крена на уровне 0.5° . Следует отметить, что чем выше скорость вращения объекта, тем эффективнее будут фазовые измерения для оценивания погрешностей ориентации. Ограничением является частота формирования фазовых измерений. Для исключения эффекта искажения сигналов фазовых измерений частота их формирования должна быть примерно в 5...10 раз выше угловой скорости вращения объекта.

4. Наиболее целесообразно для решения рассматриваемой задачи применение фазовых измерений СНС на разнесённые на уровне длины волны приёмные антенны. При этом достаточно наблюдения двух–трех навигационных спутников, которые необходимы для обеспечения требуемой точности решения навигационной задачи при использовании в составе ИСОН инерциального модуля на современных ММД.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В.Г.** Современное состояние и перспективы развития гироскопических систем // Гироскопия и навигация.- 2011.- №1(72).- С. 3-17.
2. **Гай Э.** Наводящиеся снаряды с инерциальной навигационной системой на микромеханических датчиках, интегрированной с GPS // Гироскопия и навигация.- 1998.- №3(22).- С. 72-81.
3. **Дишель В.Д., Быков А.К. и др.** Анализ результатов первого летного испытания интегрированной инерциально-спутниковой системы навигации, ориентации и траекторного контроля ракеты-носителя и разгонного блока при выведении космического аппарата «Амос-2» на геостационарную орбиту // Гироскопия и навигация.- 2004.- №3(46).- С. 80.
4. **Блажнов Б.А., Емельянец Г.И., Кошаев Д.А., Семенов И.В., Степанов А.П. и др.** Интегрированная инерциально-спутниковая система ориентации и навигации, построенная по сильносвязанной схеме // Сб. материалов XVI Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- 2009.- С. 153-162.
5. **Водичева Л.В., Алиевская Е.Л., Кокшаров Е.А., Парышева Ю.В.** Повышение точности определения угловой скорости быстровращающихся объектов //Гироскопия и навигация.- 2012.-№1(76), с. 27...41.
6. **Mickelson W.A.** Navigation System for Spinning Projectiles. United States Patent № 6,163,021. Dec. 19, 2000.
7. **Minor R.R., Rowe D.W.** Utilization of a Magnetic Sensor to Compensate a MEMS-IMU/GPS and De-spin Strapdown on Rolling Missiles. United States Patent № 6, 208, 936. Mar. 27, 2001.
8. **Бромберг П.В.** Теория инерциальных систем навигации. - М.: Наука, 1979. - 294 с.
9. **Емельянец Г.И., Несенюк Л.П., Блажнов Б.А., Коротков А.Н., Степанов А.П.** Об особенностях построения интегрированной инерциально-спутниковой системы для объектов, двигающихся в начальный период по баллистической траектории // Гироскопия и навигация.- 2009.- №1(64).- С. 9-21.
10. **Vander Velde W., Cafarella J., Tseng H-W., Dimos G., Upadhyay T.** GPS-based Measurement of Roll Rate and Roll Angle of Spinning Platforms. Патент США № US2010/0117894 от 15.05.2010.
11. **Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П.** Особенности использования фазовых измерений в задаче ориентации интегрированной инерциально-спутниковой системы. Результаты ходовых испытаний // Гироскопия и навигация.- 2011.- №3(74). С. 3–11.
12. **Жбанов Ю.К., Алехова Е.Ю., Петелин В.Л., Слезкин Л.Н., Терешкин.А.И.** Коррекция масштабного коэффициента датчика угловой скорости БИНС быстровращающегося объекта // Сб. материалов XVIII Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- 2011.- С. 103-104.
13. **Распопов В.Я.** Бесплатформенная инерциальная навигационная система для вращающихся летательных аппаратов // Сб. материалов XX Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- 2013. - С. 43-46.

14. **А.А. Жалило** Обнаружение и устранение фазовых циклических скачков одночастотных и двухчастотных GPS/GNSS наблюдений – новый универсальный метод и алгоритмы // Сб. материалов 14 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.- 2007. – С. 203-302.

Abstract. The paper considers attitude determination for an aircraft fast rotating about longitudinal axis by an integrated orientation and navigation system (IONS) comprising MEMS IMU and GNSS receiver.

Attitude determination is aided by magnetometer data or phase measurements from closely spaced GNSS receiving antennas; IONS algorithms and errors in attitude determination are analyzed. Methods to enhance the attitude accuracy are analyzed, and scale factor errors of gyros and accelerometers along the longitudinal axis are investigated using these data sources.

The system experimental sample uses IMU based on STIM300 Sensoror MEMS sensors (Norway), magnetometers and phase measurements of 1K-181 GNSS receivers by the Russian Institute of Radionavigation and Time. The results obtained in bench tests are presented.

Key words: aircraft, longitudinal axis, MEMS sensors, GNSS

Материал поступил 06.03.14