

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ФАЗОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ В ЗАДАЧЕ ОРИЕНТАЦИИ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО- СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ. РЕЗУЛЬТАТЫ ХОДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Рассматривается задача определения параметров ориентации объекта при интеграции данных инерциального измерительного модуля (ИИМ) на микромеханических датчиках (ММД) и двух приемников спутниковой навигационной системы (СНС) с разнесенными антеннами в целях формирования фазовых измерений.

Исследуются алгоритмы и погрешности интегрированной системы ориентации и навигации (ИСОН) в решении задачи ориентации в условиях подвижного объекта.

Для совместной обработки данных используется алгоритм обобщенного фильтра Калмана с обратной связью по всему вектору состояния системы.

Приведены результаты камеральной обработки данных ходовых испытаний опытного образца ИИМ на ММД (разработка ЦНИИ «Электроприбор») и модуля приемной аппаратуры (ПА) СНС с двумя одночастотными приемниками (Ashtech G12 США и «Котлин» ОАО «РИРВ»).

Введение

Решение задачи определения углов качки при интеграции данных ИИМ на ММД и ПА СНС несложно [1]. Оказывается достаточным привлечение скоростных измерений от ПА СНС. Проблемой является выработка курса с требуемой точностью, что обусловлено значительным уровнем погрешностей (порядка 0,1-0,01 град/с) микромеханических гироскопов (ММГ). Для ее решения и привлекается мультиантенная ПА СНС с фазовыми измерениями.

Емельянец Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики (СПб. ГУИТМО). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Блажнов Борис Александрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (С.-Петербург).

Степанов Алексей Петрович. Аспирант, научный сотрудник ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Статья по докладу на XVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

Известны различные схемы построения ПА СНС с фазовыми измерениями и разнесенными антеннами. Так, интегрированная система Seapath 200/300 норвежской фирмы Seatex AS для морских судов [2] использует мультиантенную ПА СНС с фазовыми измерениями на несущей частоте. Из отечественных разработок следует выделить аналогичную ПА СНС МРК-32 (разработка Государственного технического университета и НИИ радиотехники, г. Красноярск).

Характерным для современных так называемых GPS-компасов является автономная выработка с определенной дискретностью параметров ориентации объекта. При этом, как известно, требуется решение проблемы неоднозначности фазовых измерений.

Известны различные способы устранения данной проблемы [3—8], которые позволяют получить первое и последующие угловые решения без привлечения дополнительной по отношению к СНС информации. Все они требуют одновременного наблюдения и обработки фазовых измерений от группировки навигационных спутников ($НС_i$) и достаточно сложного программного обеспечения. В данной статье проблема неоднозначности фазовых измерений ПА СНС решается с опорой на данные ИИМ на ММД.

Постановка задачи, исходные положения

Рассмотрим задачу определения параметров ориентации объекта при интеграции данных ИИМ на ММД и мультиантенной ПА СНС при запуске ИСОН в условиях подвижного объекта, которая сводится к задаче начальной выставки и калибровки ИИМ. При оценке точности ИСОН используются реальные данные ходовых испытаний ИИМ на ММД и мультиантенной ПА СНС.

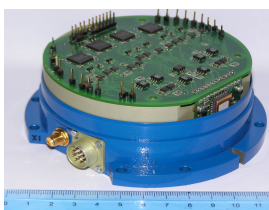


Рис. 1. Бескарданный ИИМ на ММД

В состав ИСОН входят ИИМ на ММД разработки ЦНИИ «Электроприбор», приемники СНС разработки ОАО «РИРВ» и фирмы Ashtech. Бескарданный ИИМ (рис. 1) состоит из корпуса, платы чувствительных элементов (ЧЭ), на которой размещены микромеханические гироскопы (ММГ) и акселерометры (ММА) фирмы Analog Devices (инерциальный измерительный модуль ADIS16355): ММГ с дрейфом уровня 0,05 град/с, 0,07 град/с/Гц и ММА с погрешностями уровня 0,03 м/с², 0,02 м/с²/Гц, — обеспечивающая электроника и вычислитель ИИМ, содержащий контроллер на базе сигнального процессора TMS320F2812, осуществляющий обработку навигационной информации.

Для формирования первых и вторых разностей фазовых измерений ПА СНС содержала две пространственно разнесенные антенны (опорную $A_{оп}$ и A_1) и два подключенных к ним приемника Ashtech G12 и «Котлин».

Алгоритмы реального времени, реализованные в вычислителе ИИМ, позволяют решать задачи ориентации и навигации с частотой 100 Гц при поступлении данных от ПА СНС с частотой до 10 Гц.

Алгоритмы реального времени, реализованные в приемниках СНС, позволяют решать задачу определения координат, скорости и времени по сигналам СНС с частотой 1 Гц. Для решения в ИСОН задачи ориентации объекта измерения фазы сигнала от обоих приемников СНС осуществлялись на частоте 10 Гц. Сигнал «1Гц» из Ashtech G12 подавался в ИИМ для обеспечения синхронизации информационных потоков.

Алгоритмическое обеспечение задачи совместной обработки данных ИИМ и ПА СНС

Формирование разностных измерений

- Скоростные измерения

$$z_{V_i}(t_{k+1}) = [\nabla S_i^u(t_{k+1}) - \nabla S_i^c(t_{k+1})] / Tz, \quad (1)$$

где $\nabla S_i^c(t_{k+1}), i = E, N, H$ – приращения декартовых координат объекта в проекциях на географические оси, измеряемые в доплеровском канале ПА СНС с дискретностью $Tz = t_{k+1} - t_k = 1c$; $\nabla S_i^u(t_{k+1}) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} V_i^u(\tau) d\tau, i = E, N, H$ – приращения декартовых координат, вычисляемые по данным ИИМ о составляющих вектора линейной скорости $V_i^u, i = E, N, H$ движения объекта, приведенных к точке размещения на объекте опорной антенны $A_{оп}$ ПА СНС.

Соотношения (1) могут быть приведены к виду

$$z_{V_i}(t_{k+1}) = \Delta V_i(t_k + Tz/2) - \delta[\nabla S_i^c(t_{k+1})] / Tz = \Delta V_i(t_{k+1}) - v_{V_i}(t_{k+1}), \quad (2)$$

где $\Delta V_i, i = E, N, H$ – погрешности ИИМ по составляющим вектора линейной скорости; $\delta[\nabla S_i^c(t_{k+1})] / Tz, i = E, N, H$ – погрешности доплеровского канала ПА СНС; $v_{V_i}(t_{k+1}) = [\Delta V_i(t_{k+1}) - \Delta V_i(t_k + Tz/2)] + \delta[\nabla S_E^c(t_{k+1})] / Tz$ – реальные шумы скоростных измерений.

- Позиционные измерения

$$\begin{aligned} z_\varphi(t_{k+1}) &= \varphi^u(t_{k+1}) - \varphi^c(t_{k+1}) = \Delta\varphi(t_{k+1}) + v_\varphi(t_{k+1}), \\ z_\lambda(t_{k+1}) &= \lambda^u(t_{k+1}) - \lambda^c(t_{k+1}) = \Delta\lambda(t_{k+1}) + v_\lambda(t_{k+1}), \\ z_h(t_{k+1}) &= h^u(t_{k+1}) = \Delta h(t_{k+1}) + v_h(t_{k+1}), \end{aligned} \quad (3)$$

где $\varphi^j, \lambda^j, h^j, j = u, c$ – географические координаты места объекта (широта, долгота и высота), вычисляемые соответственно по данным ИИМ, приведенных к точке размещения на объекте $A_{оп}$ и СНС; $\Delta\varphi, \Delta\lambda, \Delta h$ – погрешности ИИМ по координатам; $v_\varphi(t_{k+1}) = -\delta\varphi^c(t_{k+1}), v_\lambda(t_{k+1}) = -\frac{1}{\cos\varphi(t_{k+1})} \delta W^c(t_{k+1})$ – погрешности дальномерного канала ПА СНС; $v_h(t_{k+1}) = h_{дин.}(t_{k+1})$ – динамическая составляющая вертикальной качки морского надводного объекта (с точностью до превышения геоида).

- Фазовые измерения

Для вторых разностей измеренных (z — по данным двух приемников СНС) и расчетных (R — по данным ИИМ на ММД) значений фазовых измерений имеем [9]

$$Z_{i,i+1}^{bl} = \nabla S_{i,i+1}^{bl(R)} - \nabla S_{i,i+1}^{bl(z)}, \quad (4)$$

которые содержат с соответствующими весами в основном погрешности решения ИИМ задачи ориентации объекта (α, β, γ , где $\alpha(\Delta K)$ – погрешность по курсу, β, γ – погрешности построения вертикали места), $\Delta b_{1y}^{ort}, \Delta b_{1z}^{ort}$ – погрешности ориентации базы $\vec{b}_1$ относительно связанных с объектом осей, $(\lambda_{i+1}\eta_{i+1} - \lambda_i\eta_i)/|\vec{b}_1|$ – неоднозначности вторых разностей фазовых измерений (где λ_i – длина волны излучаемого HC_i сигнала, η_i – целое число длин волн – собственно неоднозначность в фазовых измерениях) и шумы измерений [9].

Если предположить, что начальные погрешности ИИМ по навигационным параметрам и параметрам ориентации объекта находятся в пределах малости (например, по курсу – порядка 10° при использовании магнитных датчиков, по углам качки – 3°), допустима линеаризация измерений (4). Предварительная обработка разностных измерений (4) заключается в исключении исходной неоднозначности фазовых измерений с точностью до одной длины волны.

Так как априори известно, что составляющая измерений, обусловленная погрешностями ИИМ, вместе с шумами при расстоянии между антеннами до нескольких метров составляет менее одной длины волны излучаемого HC_i сигнала в значениях приведенного измерения $Z_{i,i+1}^{b1} \cdot |\vec{b}_1|$, то, исключая целое число $(\eta_{i+1} - \eta_i)$ из значения $Z_{i,i+1}^{b1} \cdot |\vec{b}_1|/\lambda_{i+1}$ и оставляя его дробную часть $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1} \cdot |\vec{b}_1|/\lambda_{i+1}$, тем самым исключается из восстановленных измерений $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1}$ неоднозначность фазовых измерений до уровня одной длины волны плюс $\delta\lambda_{i+1} \cdot \eta_i/|\vec{b}_1|$, где $\delta\lambda_{i+1} = \lambda_{i+1} - \lambda_i$ – различие в длине волны излучаемых HC_i сигналов. Остаточная неоднозначность фазовых измерений в пределах одной длины волны включается в число оцениваемых параметров.

Измерения $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1}$ вместе с разностными измерениями по навигационным параметрам (1), (3) поступают для последующей обработки с использованием алгоритмов обобщенного фильтра Калмана.

Оценки, выработанные в ФК, поступают в обратную связь для коррекции погрешностей ИИМ в выработке параметров ориентации и навигационных параметров, для компенсации погрешностей гироскопов и акселерометров, а также для коррекции измерений $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1}$ в части их остаточной неоднозначности и погрешностей ориентации базы $\vec{b}_1$ относительно связанных с объектом осей.

При разнесении двух антенн ПА СНС в осях объекта (база была установлена по поперечной оси x_0) линеаризованные разностные измерения (4) могут быть представлены в следующем виде:

$$\begin{aligned} Z_{i,i+1}^{b1} = & [\vec{b}_{1N}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E}) - \vec{b}_{1E}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N})] \cdot \alpha + [\vec{b}_{1H}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N}) - \vec{b}_{1N}^{ort}(s_{iH} - s_{(i+1)H})] \cdot \beta + \\ & + [\vec{b}_{1E}^{ort}(s_{iH} - s_{(i+1)H}) - \vec{b}_{1H}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E})] \cdot \gamma + (s_{iy} - s_{(i+1)y}) \cdot \Delta b_{1y}^{ort} + (s_{iz} - s_{(i+1)z}) \cdot \Delta b_{1z}^{ort} + \\ & + \Delta C f_{(i+1)-i} + v_{zi}; \end{aligned} \quad (5)$$

где $\vec{b}_{1E}^{ort}, \vec{b}_{1N}^{ort}, \vec{b}_{1H}^{ort}$ – направляющие косинусы вектора-базы $\vec{b}_1$ в географических осях, определяемые расчетным путем по данным о положении базы в связанных

с объектом осей и данным о параметрах ориентации объекта, вырабатываемым ИСОН; $s_{ij}, s_{(i+1)j}, (j = E, N, H)$ и $s_{ij}, s_{(i+1)j}, (j = x, y, z)$ – элементы ортов $\vec{s}_{ih_pr}, \vec{s}_{io_pr}$ (направляющие косинусы орта $\vec{s}_i$ HC_i относительно соответственно географических осей и осей объекта); $\Delta Cf_{(i+1)-i}$ – погрешности, обусловленные остаточной неоднозначностью вторых разностей фазовых измерений для пары спутников HC_{i+1} и HC_i ; v_{zi} – шумы измерений, включающие шумы ПА СНС и составляющие, обусловленные погрешностями знания координат места объекта и эфемеридной информации HC_i .

Расчетная модель погрешностей

При формировании расчетной модели погрешностей ИСОН и привлечении вторых разностей фазовых измерений от трех пар HC_i 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} от запуска к запуску и их изменчивость в пуске, погрешности Δb_{1j}^{ort} ($j = y, z$) были аппроксимированы (из-за отсутствия достоверных данных об их спектральном составе) соответствующими винеровскими процессами;
- погрешности $\Delta Cf_{(i+1)-i}$, были описаны «скачкообразными» случайными величинами, дисперсия которых восстанавливается до начальной неопределенности при фиксации «скачка» в измерениях $\tilde{Z}_{i,i+1}^{b1}$;
- шумы измерений v_{zi} аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В этом случае расчетная модель погрешностей ИСОН будет иметь вид:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \Phi_{k+1/k} \cdot x_k + \Gamma_{k+1} \cdot w_k, \\ z_{k+1} &= H_{k+1} \cdot x_{k+1} + v_{k+1}, \end{aligned} \quad (6)$$

где

$$x^T = [\alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta V_E \quad \Delta V_N \quad \Delta V_H \quad \Delta \varphi \quad \Delta \lambda \quad \Delta h \quad \Delta \bar{\omega}_{xb} \quad \Delta \bar{\omega}_{yb} \quad \Delta \bar{\omega}_{zb} \quad \Delta \bar{a}_{xb} \quad \Delta \bar{a}_{yb} \quad \Delta \bar{a}_{zb} \quad \Delta M_{gx} \quad \Delta M_{gy} \quad \Delta M_{gz} \quad \Delta b_{1y}^{ort} \quad \Delta b_{1z}^{ort} \quad \Delta Cf_{4_1} \quad \Delta Cf_{5_2} \quad \Delta Cf_{6_3}] \quad (7)$$

вектор состояния системы; $\Phi_{k+1/k}$ – переходная матрица состояния системы на интервале T_z формирования измерений; $\Gamma_{k+1} \equiv \Phi_{k+1} \cdot dT$ – матрица, определяющая влияние вектора входных шумов w_k с ковариациями Q_k ; H_{k+1} – матрица измерений, соответствующая уравнениям (2), (3) и (5); 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. на анализе превышения разностными измерениями (с учетом факта включения

оценок в обратную связь на каждом шаге обработки измерений) допустимых значений, рассчитываемых по текущим значениям ковариационной матрицы ошибок оценок.

Формирование пар HC_i для фазовых измерений

При обработке фазовых измерений, сформированных по сигналам N пар навигационных спутников, наиболее целесообразным является одномоментное использование информации от всех наблюдаемых HC_i . Однако это ведет к существенному увеличению количества элементарных арифметических операций в ФК ИСОН, что увеличивает загрузку ее вычислителя. Это в свою очередь не позволяет решать основные задачи на требуемой частоте (не менее 100 Гц для задач ориентации и навигации и 5-10 Гц для обработки данных спутниковых приемников).

В целях снижения загрузки вычислителя предлагается ограничить число одновременно используемых пар HC_i путем выбора из числа наблюдаемых пар HC_i тех, использование которых наиболее эффективно с точки зрения выработки курса объекта. Выбор оптимальных в указанном смысле пар спутников предлагается производить по приведенному ниже критерию.

Как следует из измерений (5), точность оценивания погрешности α и, следовательно, точность выработки ИСОН курса зависит от значения функции

$$f_\alpha = [\vec{b}_{1N}^{ort}(s_{iE} - s_{(i+1)E}) - \vec{b}_{1E}^{ort}(s_{iN} - s_{(i+1)N})], \quad (8)$$

где $s_{iN} = \cosh_i \cos A_i$, $s_{iE} = \cosh_i \sin A_i$ (здесь h_i – высота HC_i , A_i – азимут HC_i).

Очевидно, что желательно иметь максимальное значение функции f_α (условия, при которых обеспечивается максимум f_α). При этом учитывается, что использование скоростных и позиционных измерений минимизирует погрешности β, γ .

Учитывая, что база расположена вдоль оси x_0 , когда $\vec{b}_{1N}^{ort}=0$, $\vec{b}_{1E}^{ort}=1$ (при $K=0^\circ$), а также учитывая, что в этом случае $s_{iN} = \cosh_i \cos K$, $s_{iE} = \cosh_i \sin K$, максимум функции f_α получим при условиях:

- высоты HC_i , отобранные из наблюдаемой группировки, должны быть минимальны;
- $s_{iN}=1$ (max), если азимут HC_i равен нулю, т.е. направление на HC_i должно быть ортогонально базе;
- $s_{(i+1)N} = -s_{iN}$, т.е. азимут HC_{i+1} должен быть равен 180° .

Итак, для общего случая движения объекта выбор HC_i для фазовых измерений должен соответствовать следующим требованиям:

- высоты HC_i , отобранных из наблюдаемой группировки для формирования вторых разностей фазовых измерений, должны быть минимальны;
- азимуты HC_i должны быть равны $A_i \cong K$, $A_i \cong K + 180^\circ$ (для случая поперечного расположения базы), чтобы направления на HC_i были ортогональны базе;

- различие в азимутах HC_i из одной пары должно быть близко к 180° .

При решении задачи выработки курса при обработке данных фазовых измерений во время ходовых испытаний выбор рабочего созвездия осуществлялся по следующему алгоритму:

1) на первом шаге из числа наблюдаемых N спутников выбирался один опорный HC_i , находящийся в точке, наиболее близкой к зениту;

2) далее по данным опорного HC_i и данным $(N-1)$ оставшихся наблюдаемых спутников формировались $(N-1)$ вторые разности фаз;

3) затем осуществлялось ранжирование массива данных полученных $(N-1)$ вторых разностей фаз исходя из максимума критерия (8) в порядке его убывания;

4) на заключительном этапе из ранжированного массива измерений выбирались первые 5 вторых разностей фаз, которые затем использовались в задаче фильтрации ИСОН (с учетом корреляции между полученными вторыми разностями фаз).

Результаты ходовых испытаний

Испытания проводились на Ладожском озере 24.07.09 г. При этом использовались 10 Гц измерения фазы от двух одночастотных приемников – Ashtech G12 и «Котлин». Приемные антенны СНС были расположены на судне на базе около 3,4 м по поперечной оси.

Разностные фазовые линеаризованные измерения (8) для трех пар HC_i , навигационные измерения (1) и (3), а также данные ИИМ обрабатывались в камеральном режиме. При обработке:

- отбраковка недостоверных измерений от ПА СНС производилась в соответствии с критерием, учитывающим текущие значения ковариационной матрицы ошибок оценок;
- при «скачках» в разностных фазовых измерениях для пары спутников на величину более определенного допуска, который устанавливается в пределах одной длины волны, производился частичный перезапуск фильтра Калмана по погрешности $\Delta Cf_{(i+1)-i}$, соответствующей данному измерению (в ходе испытаний скачки происходили при смене спутников в паре и после длительного отсутствия сигналов спутников вследствие их затенения элементами корпуса и надстройки судна. В принципе такие «скачки» могут быть также обусловлены переотражениями и сбоями в работе канала спутниковой приемной аппаратуры);
- в качестве эталонных значений курса и угла бортовой качки использовались данные, полученные путем обработки всех видимых HC_i с исключением неоднозначности фазовых измерений по методу, изложенному в [4];
- в целях снижения влияния на погрешности ИСОН частой случайной смены мест рабочих пар HC_i в каналах спутниковых приемников за каждой рабочей парой HC_i в векторе $Z_{i,i+1}^{b1}$ было закреплено определенное место (с использованием и без использования критерия (8));
- запись массива данных ИИМ (текущих значений сигналов ММГ и ММА) производилась на частоте 100 Гц;

- начальная погрешность ИИМ по курсу составляла около 10° . Результаты испытаний приведены на рис. 2.

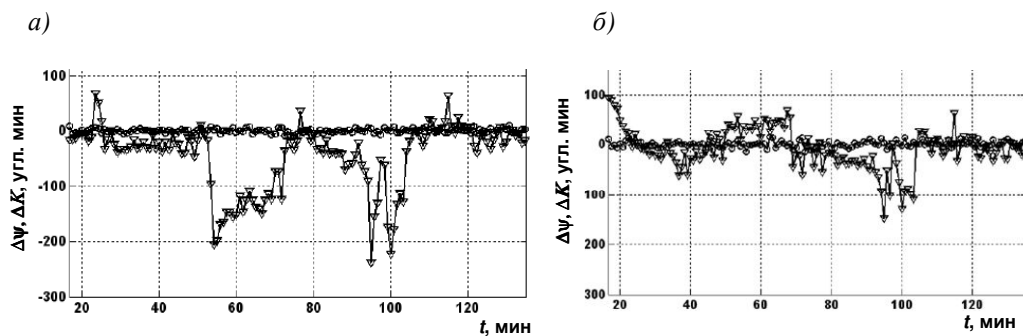


Рис. 2. Погрешности ориентации при произвольном формировании пар HC_i (а) и при формировании пар HC_i согласно максимуму функции (8) (б) (круглый маркер – погрешность по курсу, треугольный маркер – погрешность угла бортовой качки)

Отметим, что начальный участок реализации на рис. 2 опущен исходя из наглядности представления результатов. На этом участке исключение неоднозначности фазовых измерений и выставка по курсу (при начальной неопределенности 10°) происходили в течение 3–4 мин.

Как видно из графиков, при использовании ограниченного числа навигационных спутников и произвольном их выборе наблюдается существенный (порядка 5°) уровень погрешности выработки курса объекта (рис. 2, а). При использовании же спутников, параметры которых удовлетворяют максимуму критерия (8), существенного роста погрешности выработки курса не наблюдается (рис. 2, б). Данный факт говорит о возможности ограничения количества используемых спутников, удовлетворяющих (8), – из числа наблюдаемых без ухудшения точности выработки курса.

Кроме того, результаты обработки реальных данных ходовых испытаний свидетельствуют о работоспособности предложенного алгоритма исключения неоднозначности фазовых измерений, о чем говорит достигнутый уровень погрешности выработки курса – $1\text{--}2^\circ$ – в условиях натурных испытаний.

Следует также отметить, что при обработке данных ходовых испытаний ИСОН искусственно переводилась в режим работы без коррекции по фазовым измерениям (режим гироазимута) в течение примерно 60 с. После возврата в режим коррекции по фазовым измерениям погрешность по курсу находилась в пределах 2° . Полученные результаты говорят об эффективности разработанного алгоритма исключения неоднозначности фазовых измерений ПА СНС, опирающегося на способность ИИМ сохранять требуемый уровень точности на время пропадания данных ПА СНС.

Выводы

1. Результаты решения задачи ориентации объекта в рассматриваемой схеме построения ИСОН подтверждают его эффективность. Предлагаемое решение допускает перерывы в поступлении фазовых измерений от ПА СНС.

2. Используемая процедура исключения неоднозначности фазовых измерений существенно проще традиционных поисковых алгоритмов, требующих пе-

ребора целого числа периодов, что приводит к значительным вычислительным затратам.

3. Допускается значительная (до 10°) начальная неопределенность по курсу, что может быть обеспечено применением магнитного датчика. При этом время начальной выставки по курсу лежит в пределах 3-4 мин.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ. Код проекта 10-08-00904а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Интегрированная** инерциально-спутниковая система ориентации и навигации с микромеханическим инерциальным модулем. Результаты испытаний на автомобиле / Б.А.Блажнов [и др.] // Рефераты докладов XXVI конф. памяти Н.Н. Острякова. - СПб.:ЦНИИ «Электроприбор», 2008. - С.21-22 // Гироскопия и навигация. — 2008. — №4(63) С. — С.77.
2. **Интегрированная** система Seapath 200. Product Manuals — Seapath 200. Precise Heading, Attitude and Position. Seatex AS, Trondheim, Norway, 1998-05-04.
3. **Степанов, О.А.** Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем / О.А.Степанов, Д.А. Кошаев //Гироскопия и навигация.-1999.-№2(25). - С. 30-55.
4. **Блажнов, Б.А.** Определение относительной траектории движения и углов ориентации по фазовым спутниковым измерениям и данным микромеханического гироскопа /Б.А. Блажнов, Д.А. Кошаев //Гироскопия и навигация. -2009.-№4(67). -С. 15-33.
5. **Кошаев Д.А.** Методы оценивания сигналов навигационных систем на основе многоальтернативного и неполного стохастического описания: Дисс. на соиск. уч. ст. д.т.н. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010.
6. **Hayward R.C., Gebre-Egziabher D., Powell J.D.** GPS-Based Attitude for Aircraft. Proceedings of 5th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems.- СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1998. - С. 85-94.
7. **Han S., Wong K., Rizos C.** Instantaneous Ambiguity Resolution for Real-Time GPS Attitude Determination. Proceedings of the International symposium on Kinematic systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, Banff, Canada, June 3-6, KIS97. 1997. - С. 409-416.
8. **Euler H., Hill C.** Attitude determination Exploiting all Information for Optimal Ambiguity Resolution. Preceedings of The Eighth Inetrnational Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Palm Springs, California, September 12-15, ION-GPS-95. 1995.
9. **Емельянец, Г.И.** Об использовании фазовых измерений для задачи ориентации в интегрированной инерциально-спутниковой системе / Г.И.Емельянец, Б.А.Блажнов, А.П. Степанов // Гироскопия и навигация.-2010.-№ 1(68). — С. 26-35.

Abstract. The problem of determining a vehicle's attitude parameters is considered. The solution to this problem is based on integration of the data from a Strapdown Inertial Measurement Unit (SIMU) on MEMS sensors and two receivers of the Global Navigation Satellite System (GNSS) with spaced antennas with the aim to form phase measurements.

The algorithms and errors of a GPS-aided inertial system—an Integrated Attitude and Navigation System (IANS)—in attitude determination of a moving vehicle are studied.

Coprocessing of data is carried out with the use of an algorithm of an extended Kalman filter (EKF) with the feedback for the whole state vector of the system. A specific feature of the IANS considered here is that the data from the SIMU and GNSS Receiver Unit (RU) are integrated with primary phase measurements from two receivers with antennas spaced on a certain base. Resolution of phase measurement ambiguity is made possible due to the SIMU data.

The results of the office studies of the data obtained during the sea tests of an SIMU prototype on MEMS sensors, developed by the CSRI Elektropribor, and a GNSS unit with two receivers (Ashtech G12 and Kotlin developed by the Russian Institute of Radionavigation and Time, JSC (RIRT)).