

ДОСТИЖИМЫЕ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ, ФОРМИРУЕМЫХ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ

А.С. Болотнов

Е.В. Бурый

Г.В. Кондрашкин

bolotnov.a@bmstu.ru

buryi@bmstu.ru

kondrashkingv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрена методика алгоритмической коррекции, применяемая для совмещения базисов инерциального измерительного блока и звездного датчика в составе астроинерциальной навигационной системы. Описаны принципы построения астронавигационной системы. Отмечены различия в характере погрешностей определяемых навигационных параметров и преимущества применения звездных датчиков в качестве средств получения дополнительной информации для коррекции навигационных параметров. Определены и описаны системы координат астронавигационной системы. Предложены математические соотношения, методика проведения алгоритмической коррекции на основе преобразования координат через углы Эйлера, матрица сопряжения приборных базисов инерциального измерительного блока и звездного датчика, а также условия выполнения необходимых измерений. Рассмотрена последовательность действий в ходе эксперимента. Выполнено сравнение результатов эксперимента, полученных с помощью алгоритмической коррекции и без нее. Экспериментально оценены результирующие погрешности астроинерциальной навигационной системы. Показано, что алгоритмическая коррекция позволяет достичь погрешностей определения географических координат не более $0,03^\circ$. Приведен вывод о необходимости процедуры алгоритмического сопряжения базисов составных частей астроинерциальной системы для достижения точностных и эксплуатационных характеристик

Ключевые слова

Навигация, навигационная система, инерциальный датчик, инерциальный измерительный блок, звездный датчик, астроинерциальная навигационная система

Поступила 11.06.2024

Принята 27.01.2025

© Автор(ы), 2025

Введение. Устройством, необходимым для решения задач управления движением подвижных объектов, является инерциальная навигационная система (ИНС). В большинстве современных ИНС главный чувствительный элемент — это инерциальный измерительный блок (ИИБ) [1, 2]. В состав ИИБ входят гироскопы и акселерометры — инерциальные датчики, чувствительные к изменению углового положения объекта и изменению ускорения объекта. На основе измерений датчиков ИИБ вычисляются параметры, характеризующие движение объекта. Такие вычисления требуют выполнения двойного интегрирования показаний датчиков ИИБ, вследствие чего наличие у датчиков ИИБ систематических составляющих погрешностей приводит к росту погрешностей всей ИНС [3].

Для уменьшения погрешностей определения навигационных параметров ИИБ на нем устанавливают дополнительные датчики навигационной информации, работающие на разных физических принципах [4].

Устройством, используемым в качестве источника дополнительной навигационной информации для ИИБ, является звездный датчик (ЗД). Современные ЗД имеют широкое поле зрения, способны одновременно визировать большое число звезд и позволяют определять собственную ориентацию относительно наблюдаемых звезд с погрешностью не более нескольких угловых секунд [5].

Навигационную систему, в которой измерения ИИБ корректируются по измерениям ЗД, называют астроинерциальной навигационной системой (АИНС). Такая система накапливает погрешности определения навигационных параметров и способна решать задачу навигации в любой точке земного шара. Она автономна и слабо подвержена воздействию помех [6]. К ее недостаткам следует отнести невозможность работы вне зоны видимости небесных светил, именно поэтому АИНС применяется в основном на космических объектах.

Традиционно астрономические средства навигации используются в судовождении. В течение многих лет для навигационной астрономии применялись такие приборы, как астролябия, секстан, оптический астропеленгатор. На смену этим приборам приходит современная АИНС, что повышает точностные и эксплуатационные характеристики современных судов [7–9].

При совместном использовании ЗД и ИИБ в составе АИНС возникает необходимость согласования измерений, выполняемых ими в разных системах координат (СК) — СК ЗД и СК ИИБ. Неустраненные рассогласования между оценками углов ориентации в СК ЗД и СК ИИБ приводят к появлению дополнительных погрешностей итоговых оценок навига-

ционных параметров АИНС [10, 11]. Погрешности определения, например координат, достигают значений в несколько десятков километров.

Процедуру определения и устранения рассогласований между оценками в СК ЗД и СК ИИБ назовем сопряжением приборных базисов составных частей АИНС [12, 13]. Сопряжение этих СК может выполняться как механически, так и алгоритмически.

Определение навигационных координат и построение матрицы сопряжения. В основе методологии процедуры астрокоррекции лежит существование связей между разными СК, которые применяются в АИНС. К основным системам координат относят [14, 15]:

- инерциальную СК (ИСК) — вторую экваториальную СК каталога J2000 в рассматриваемом случае;
- гринвичскую СК (ГСК);
- местную географическую СК (МСК);
- приборную СК АИНС (АПСК), представляющую собой правую прямоугольную СК, оси которой совпадают со строительными осями ИИБ;
- приборную систему координат ЗД (ЗПСК), представляющую собой правую прямоугольную СК, одна ось которой определяется оптической осью ЗД, а две другие лежат в плоскости его светочувствительной матрицы [16].

Связь между перечисленными СК представим матричным уравнением

$$M_{ИСК}^{ЗПСК} = M_{АПСК}^{ЗПСК} M_{МСК}^{АПСК} M_{ГСК}^{МСК} M_{ИСК}^{ГСК}, \quad (1)$$

где $M_{ИСК}^{ЗПСК}$, $M_{АПСК}^{ЗПСК}$, $M_{МСК}^{АПСК}$, $M_{ГСК}^{МСК}$, $M_{ИСК}^{ГСК}$ — матрицы перехода от ИСК к ЗПСК, АПСК к ЗПСК, МСК к АПСК, ГСК к МСК, ИСК к ГСК соответственно. Значения элементов этих матриц хорошо известны [17, 18].

Если приборные базисы ИИБ и ЗД совпадают, то в этом случае, который можно считать идеальным, матрица $M_{АПСК}^{ЗПСК}$ будет диагональной:

$$M_{АПСК}^{ЗПСК} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

В большинстве случаев АПСК и ЗПСК не совпадают [19, 20]. Оценим значения рассогласований, используя преобразование координат через углы Эйлера. Согласно предложенной Эйлером теории, произвольное перемещение твердого тела вокруг неподвижной точки можно осуществить тремя последовательными поворотами тела вокруг трех осей, про-

ходящих через неподвижную точку [8]. Обозначим эти углы поворотов как α_1 , α_2 и α_3 и назовем их углами коррекции. Полученную матрицу перехода от АПСК к ЗПСК назовем матрицей сопряжения приборных базисов ИИБ и ЗД, а определение углов поворота — алгоритмической коррекцией. При этом

$$M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}} = R_{\alpha_1} R_{\alpha_2} R_{\alpha_3},$$

где

$$R_{\alpha_1} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_1 & -\sin \alpha_1 & 0 \\ \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$R_{\alpha_2} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_2 & \sin \alpha_2 \\ 0 & -\sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 \end{pmatrix};$$

$$R_{\alpha_3} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_3 & 0 & -\sin \alpha_3 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_3 & 0 & \cos \alpha_3 \end{pmatrix}$$

— матрицы элементарных поворотов на углы α_1 , α_2 , α_3 соответственно.

Таким образом, матрица $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$ будет иметь вид

$$M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}} = \begin{pmatrix} M_{\text{АПСК}11}^{\text{ЗПСК}} & M_{\text{АПСК}12}^{\text{ЗПСК}} & M_{\text{АПСК}13}^{\text{ЗПСК}} \\ M_{\text{АПСК}21}^{\text{ЗПСК}} & M_{\text{АПСК}22}^{\text{ЗПСК}} & M_{\text{АПСК}23}^{\text{ЗПСК}} \\ M_{\text{АПСК}31}^{\text{ЗПСК}} & M_{\text{АПСК}32}^{\text{ЗПСК}} & M_{\text{АПСК}33}^{\text{ЗПСК}} \end{pmatrix},$$

где

$$M_{\text{АПСК}11}^{\text{ЗПСК}} = \cos \alpha_1 \cos \alpha_3 + \sin \alpha_1 \sin \alpha_2 \sin \alpha_3;$$

$$M_{\text{АПСК}12}^{\text{ЗПСК}} = \sin \alpha_1 \cos \alpha_2;$$

$$M_{\text{АПСК}13}^{\text{ЗПСК}} = -\cos \alpha_1 \sin \alpha_3 + \sin \alpha_1 \sin \alpha_2 \cos \alpha_3;$$

$$M_{\text{АПСК}21}^{\text{ЗПСК}} = -\sin \alpha_1 \cos \alpha_3 + \cos \alpha_1 \sin \alpha_2 \sin \alpha_3;$$

$$M_{\text{АПСК}22}^{\text{ЗПСК}} = \cos \alpha_1 \cos \alpha_2;$$

$$M_{\text{АПСК}23}^{\text{ЗПСК}} = \sin \alpha_1 \sin \alpha_3 + \cos \alpha_1 \sin \alpha_2 \cos \alpha_3;$$

$$M_{\text{АПСК}31}^{\text{ЗПСК}} = \cos \alpha_2 \sin \alpha_3; \quad M_{\text{АПСК}32}^{\text{ЗПСК}} = -\sin \alpha_2;$$

$$M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}{}_{33} = \cos \alpha_2 \cos \alpha_3.$$

Значения углов коррекции:

$$\alpha_1 = \arctg \frac{M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}{}_{12}}{M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}{}_{22}}; \quad \alpha_2 = -\arcsin M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}{}_{32}; \quad \alpha_3 = \arctg \frac{M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}{}_{31}}{M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}{}_{33}}.$$

Элементы матрицы $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$ можно получить, преобразовав уравнение (1) к виду

$$M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}} = M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}} \left(M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}} \right)^{-1} \left(M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} \right)^{-1} \left(M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}} \right)^{-1}. \quad (2)$$

Построение матрицы сопряжения СК ИИБ и ЗД включает в себя три этапа [14].

Этап 1. На основе выражения (2) для получения начальных значений углов α_1 , α_2 и α_3 определим исходную матрицу $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$. Для построения матрицы $M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}}$ используем эталонные значения географических координат места выполнения операций калибровки системы.

Этап 2. Вычисление значений широты φ и долготы λ на основании компонент полученной исходной матрицы $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$. Выражения для них получим из (1). Матрицу $M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}}$ можно определить, перемножая матрицы направляющих косинусов по углам крена C_γ , тангажа C_ϑ и курса C_ψ :

$$M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}} = C_\gamma C_\vartheta C_\psi. \quad (3)$$

Таким образом,

$$M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}} = M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}} C_\gamma C_\vartheta C_\psi M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}}. \quad (4)$$

Отсюда

$$C_\psi M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} = (C_\vartheta)^{-1} (C_\gamma)^{-1} \left(M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}} \right)^{-1} M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}} \left(M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}} \right)^{-1}. \quad (5)$$

Поскольку элементы матрицы $M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}}$ являются функциями широты и долготы, то

$$M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} = \begin{pmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{pmatrix}.$$

Причем

$$\varphi = \arcsin \left[\left(C_{\psi} M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} \right)_{33} \right]; \quad (6)$$

$$\lambda = \arctg \left[\frac{\left(C_{\psi} M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} \right)_{22}}{\left(C_{\psi} M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}} \right)_{31}} \right]. \quad (7)$$

Таким образом, при совместной работе ИИБ и ЗД последний обеспечивает получение оценок величин элементов матрицы $M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}}$. Матрица $M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}}$ вычисляется из значений отсчетов всемирного времени, формируемых приемником сигналов GPS. Матрицы C_{γ} , C_{ϑ} , C_{ψ} формируются на основе оценок углов крена γ , тангажа ϑ и курса ψ , получаемых на выходе инерциального блока.

Этап 3. Сравнение полученных значений широты φ и долготы λ с эталонными значениями. Если погрешности оценок превышают заданные пороговые значения, выполняется подстройка величин начальных углов коррекции α_1 , α_2 и α_3 .

Для этого предложено минимизировать функцию ошибки Δx_n , которая определяется разностью найденных географических и эталонных координат (n — номер шага итерации поиска минимума функционала). Искомая функция Δx_n неизвестна, она непрерывна и имеет лишь один локальный минимум. В связи с этим будем решать задачу минимизации, применяя алгоритм направленного поиска, например, градиентного спуска с постоянным шагом. Положение точки минимума будем определять относительно начальных значений ошибок Δx_0 . Направление поиска движения из точки Δx_0 в сторону конечного искомого значения Δx_n найдем, анализируя знак градиента: $\Delta x_1 = \Delta x_0 - \text{grad}(\Delta x_n) n$.

Если градиент x_n отрицателен, то функция Δx_n будет изменяться в сторону увеличения и направление минимизации следует изменить. Напротив, при положительном градиенте значение функции Δx_n уменьшится. Дальнейшие вычисления проводятся в найденном направлении с заданным шагом до тех пор, пока погрешности не сравнятся с пороговым значением $\Delta x_k \leq \Delta x_n$, где k — число итераций вычислений.

Проведение эксперимента. Задача эксперимента заключалась в сравнении выходных навигационных данных АИНС, полученных с помощью алгоритмической коррекции, с априори известными, которые считаются эталонными для получения оценок абсолютных значений погрешностей измерений навигационных параметров.

Эксперимент проводился на специально оборудованной площадке с известными геодезическими координатами: широта $55,655^\circ$, долгота $37,534^\circ$. Аппаратура стенда состоит из ЗД и ИИБ с погрешностями определения звездных координат не более $0,005^\circ$ и инерциальной вертикали (углов крена γ и тангажа ϑ) не более $0,03^\circ$. Входящий в состав стенда спутниковый приемник обеспечивал выдачу сигналов точного всемирного времени. При проведении эксперимента не учитывались эффекты, связанные с вращением Земли: прецессия, нутация и смещение положения мгновенного полюса, а также эффекты, связанные с атмосферными явлениями. Кроме того, не оценивалась курсовая ошибка, поскольку в настоящем эксперименте не определялось эталонное ориентирное направление на Север (под ним понимают азимутальный угол до известного ориентирного направления, определенный геодезическими методами).

Регистрацию экспериментальных данных проводили в ночное время. Выполнено 10 записей (каждая длительностью 16 000 с), содержащих данные, необходимые для расчета геодезических координат: широты (6) и долготы (7).

Перед каждой записью проводилось горизонтирование макета с помощью брускового уровня, погрешность которого составляла 10 угл. с. При этом вертикальная ось ЗД направлена в зенит [8]. В качестве эталона взяты географические координаты места проведения испытаний, определенные с помощью геодезических методов с погрешностью ± 15 м.

Последовательность действий в ходе выполнения эксперимента следующая.

Режим 1. Определение координат без применения алгоритмической коррекции.

1. Для каждого отсчета, взятого с периодом 1 с, получены следующие данные: интервал времени измерения, инерциальный тангаж ϑ , инерциальный крен γ , значение всемирного времени, приведенного к Гринвичскому меридиану, а также матрица ЗД $M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}}$.

2. Рассчитаны элементы матрицы направляющих косинусов по углу тангажа C_ϑ , матрицы направляющих косинусов по углу крена C_γ и матрицы перехода $M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}}$.

3. Задана диагональная юстировочная матрица $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$.

4. В соответствии с (6) и (7) определены широта φ и долгота λ .

5. Выполнено сравнение вычисленных географических координат с эталонными.

Режим 2. Определение координат с использованием алгоритмической коррекции.

1. Для каждого отсчета, взятого с периодом 1 с, определены: интервал времени измерения, значение всемирного времени, приведенного к Гринвичскому меридиану, а также матрица перехода $M_{\text{ИСК}}^{\text{ЗПСК}}$.

2. На основании полученных данных рассчитана матрица перехода $M_{\text{ИСК}}^{\text{ГСК}}$.

3. В соответствии с эталонными географическими координатами рассчитана матрица перехода $M_{\text{ГСК}}^{\text{МСК}}$.

4. В течение первых 600 с измерений (интервал подготовки данных для калибровки $[0, T_0]$) накоплены данные инерциальных датчиков ИИБ. Определены значения углов крена γ , тангажа ϑ и курса ψ . По этим данным рассчитаны элементы матрицы $M_{\text{МСК}}^{\text{АПСК}}$.

5. К моменту времени T_0 в соответствии с (2) определены начальная юстировочная матрица $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$ и начальные значения углов коррекции α_1 , α_2 и α_3 . Исходя из значений инерциальных углов крена и тангажа, вычислены матрицы направляющих косинусов по углу крена C_γ и по углу тангажа C_ϑ .

6. В соответствии с (6) и (7) определены значения широты φ и долготы λ .

7. Методом градиентного спуска с постоянным шагом $5 \cdot 10^{-3}$ находят поправки к углам коррекции α_1 , α_2 и α_3 .

8. Процедура алгоритмического сопряжения базисов считается завершенной и матрица сопряжения $M_{\text{АПСК}}^{\text{ЗПСК}}$ определенной, если погрешность определения координат соответствует 1852 м — традиционно используемому допустимому значению погрешности в одну морскую милю.

Анализ данных эксперимента. Проанализируем полученные результаты. Пусть φ , λ — эталонные географические координаты точки.

Для каждого отсчета погрешность расчета широты можно найти как разность измеренного и эталонного значений: $\Delta\varphi = \varphi_{\text{изм}} - \varphi$.

Погрешность расчета широты после процедуры алгоритмического сопряжения определяют как разность измеренного значения с учетом полученного матрицей сопряжения и эталонного значения: $\Delta\varphi_c = \varphi_{\text{изм.с}} - \varphi$.

Погрешности расчета долготы без и с учетом алгоритмической коррекции $\Delta\lambda$ и $\Delta\lambda_c$ находят аналогично. Среднее значение погрешности

широты, полученное по одной выборке $\delta\varphi = \sum \delta\varphi/N$ (N — число отсчетов) и по всем выборкам $\delta\bar{\varphi} = \sum \delta\varphi/n$ (n — число выборок). Аналогично определяются параметры $\delta\varphi_c$, $\delta\lambda$, $\delta\lambda_c$, $\delta\bar{\varphi}_c$, $\delta\bar{\lambda}$ и $\delta\bar{\lambda}_c$.

Полученные в результате обработки данных погрешности расчета координат АИНС без и с учетом процедуры алгоритмического сопряжения приведены в таблице.

Результаты расчетов погрешности определения координат АИНС

Номер выборки	$\delta\varphi$		$\delta\varphi_c$		$\delta\lambda$		$\delta\lambda_c$	
	град	м	град	м	град	м	град	м
1	0,5707	63416	0,017	1889	0,6548	45589	0,0162	1128
2	0,5112	56805	0,0144	1600	0,6628	46146	0,0279	1943
3	0,5522	61360	0,0198	2200	0,5315	37005	0,0272	1894
4	0,5688	63205	0,0170	1889	0,6305	43897	0,0269	1873
5	0,6731	74795	0,0180	2000	0,5763	40124	0,0387	2694
6	0,4975	55282	0,0200	2222	0,6167	42937	0,0251	1748
7	0,5991	66572	0,0216	2400	0,5544	38599	0,0371	2583
8	0,6367	70750	0,0201	2233	0,5871	40876	0,0376	2618
9	0,5502	61138	0,0198	2200	0,6055	42157	0,0326	2270
10	0,5515	61283	0,0217	2411	0,5231	36420	0,0216	1504
Среднее значение по выборкам	0,5711	63461	0,0189	2100	0,5942	41370	0,0301	2096

Обсуждение результатов проведенного эксперимента. С учетом рассогласования между приборными СК ЗД и ИИБ средние значения по выборкам геодезических координат составляют по широте $\sim 0,57^\circ$, по долготе — $\sim 0,59^\circ$.

После проведения процедуры алгоритмического сопряжения при найденных углах коррекции значения по выборкам геодезических координат составили $\sim 0,02^\circ$ по широте и $\sim 0,03^\circ$ по долготе, приблизившись к инструментальным погрешностям ИИБ.

Для применения ЗД в качестве источника дополнительной информации корректировки навигационных параметров, определяемых ИНС, обязательно требуется проводить процедуру алгоритмического сопряжения базисов составных частей АИНС (ИИБ и ЗД).

Заключение. Рассмотренная процедура алгоритмического сопряжения базисов составных частей АИНС не требует применения специализированного дорогостоящего стендового оборудования, позволяет максимально автоматизировать процесс совмещения базисов и минимизировать участие в нем оператора, что сводит к минимуму риск возникновения ошибок, обусловленных человеческим фактором. При этом точность измерений достаточна для определения географических координат с погрешностью в одну морскую милю, что подтверждено результатами натурных экспериментов.

Предложенную методику следует рассматривать как важную составляющую технологий разработки и производства астронавигационных систем, совершенствование которых определяет дальнейшее улучшение эксплуатационных характеристик изделия.

Среди недостатков предложенной методики следует отметить необходимость для ее реализации измерений АИНС, которые возможно получить только в условиях прямой видимости звезд. Кроме того, данная методика не позволяет оценить остаточную погрешность АИНС при определении истинного курса.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Костин В.Н. История развития отечественных морских астронавигационных систем. *Навигация и гидрография*, 2000, № 11, с. 133–137.
- [2] Черенков С.Г., Чесноков Г.И. Астроинерциальные навигационные системы, прошлое, настоящее, будущее. *История науки и техники*, 2016, № 9, с. 26–35.
EDN: WMUWAD
- [3] Salychev O.S. Applied inertial navigation: problems and solutions. Moscow, BMSTU Publ., 2004. EDN: QKENFR
- [4] Кондрашкин Г.В., Болотнов А.С. Исследование погрешностей астроинерциальной навигационной системы с демпфированием шулеровских колебаний углов ориентации от внешнего источника линейной скорости. *XLVII Академические чтения по космонавтике*. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, с. 178–179.
EDN: AQESFA
- [5] Дятлов С.А., Бессонов Р.В. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов. *Механика, управление и информатика*, 2009, № 1, с. 11–31.
EDN: OJSITL
- [6] Милерис Л.Л., Мулина Е.В., Сидоренко В.С. и др. Обоснование необходимости использования на морских судах астронавигационных систем. *Вестник молодой науки*, 2020, № 1, с. 30–42. EDN: YVNIRU
- [7] Quan W., Li J., Gong X., et al. INS/CNS/GNSS integrated navigation technology. Beijing, Springer, 2015.

- [8] Grewal M., Weil L., Andrews A. Global positioning systems, inertial navigation and integration. Hoboken, John Wiley & Sons, 2001.
- [9] Болотнов С.А., Герасимчук Ю.Н., Шкатов М.Ю. и др. Астрономические инерциальные системы для применения в морских навигационных комплексах. *Прикладная фотоника*, 2023, т. 10, № 4, с. 89–101. DOI: <https://doi.org/10.15593/2411-4375/2023.4.06>
- [10] Воробьев Л.М. Астрономическая навигация летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1968.
- [11] Фокин Л.А., Ширяев В.И., Подивилова Е.О. Об анализе погрешностей интегрированной навигационной системы и методах их оценивания. *Вестник Южно-Уральского государственного университета. Сер. Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника*, 2012, № 17, с. 127–134. EDN: PEWAML
- [12] Miller R., Coulter J.E., Levine S. Miniature optical wide-angle-lens Startracker (mini-OWLS). *Estimation Theory Symposium*, 1992, pp. 499–504.
- [13] Quan W., Diao M., Gao W., et al. Integrated navigation method of a marine strapdown inertial navigation system using a star sensor. *Meas. Sc. Technol.*, 2015, vol. 26, no. 11, art. 115101. DOI: <https://doi.org/10.1088/0957-0233/26/11/115101>
- [14] Бабурин С.М., Силина В.В., Данилов О.Ю. и др. Способ построения астроинерциальной навигационной системы. Патент РФ 2641515. Заявл. 02.06.2012, опубл. 17.01.2018.
- [15] Болотнов С.А., Брайткрайц С.Г., Герасимчук Ю.Н. и др. Астронавигационная система. Патент РФ 2607197. Заявл. 26.12.2014, опубл. 10.01.2017.
- [16] Корниенко В.Я., Маковеев В.Б., Попов А.Б. и др. Астронавигационная система. Патент РФ 2378616. Заявл. 03.07.2008, опубл. 10.01.2010.
- [17] Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н. и др. Принципы построения астроинерциальной системы авиационного применения. *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*, 2013, т. 10, № 2, с. 9–29. EDN: QZNBVL
- [18] Кан С.Г., Кузнецов А.Г., Портнов Б.И. и др. История образования и развития МИЭА — история становления отечественного авиаприборостроения. *История науки и техники*, 2016, № 9, с. 13–18. EDN: WMUWAD
- [19] Аванесов Г.А., Форш А.А., Бессонов Р.В. и др. Звездный координатор БОКЗ-М и перспективы его развития. XIV Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб., ЦНИИ Электроприбор, 2007, с. 3–14.
- [20] Герасимчук Ю.Н., Брайткрайц С.Г., Болотнов С.А. и др. Основы определения корректирующих поправок в бесплатформенной астроинерциальной навигационной системе. *Новости навигации*, 2011, № 4, с. 33–39. EDN: RBHKZT

Болотнов Альберт Сергеевич — аспирант кафедры «Технологии приборостроения» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Бурый Евгений Владленович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Технологии приборостроения» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Кондрашкин Георгий Викторович — аспирант кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Болотнов А.С., Бурый Е.В., Кондрашкин Г.В. Достижимые погрешности определения навигационных параметров, формируемых астронерциальной навигационной системой. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2025, № 2 (151), с. 4–18. EDN: UESOLZ

**ACCESSIBLE ERRORS IN DETERMINING NAVIGATION
PARAMETERS GENERATED BY THE ASTROINERTIAL
NAVIGATION SYSTEM**

A.S. Bolotnov

bolotnov.a@bmstu.ru

E.V. Buryi

buryi@bmstu.ru

G.V. Kondrashkin

kondrashkingv@bmstu.ru

BMSTU, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper considers a method of algorithmic correction used to combine the inertial measurement unit and the astrosensor bases in the astroinertial navigation system. It describes principles of constructing such a system. The paper identifies differences in the nature of errors in the determined navigation parameters and advantages of using the astrosensors as a means for obtaining additional information in correcting the determined navigation parameters. The astronavigation system coordinates are defined and described. The paper presents mathematical relationships and a technique for algorithmic correction based on the coordinates transformation through the Euler angles, as well as a conjugation matrix for instrumental bases of the inertial measurement unit and the astrosensor. Conditions for the necessary measurements are determined. Sequence of actions during the experiment is considered. Experimental results obtained using the algorithmic correction method and without it are compared. The resulting

Keywords

Navigation, navigation system, inertial sensor, inertial measurement unit, astrosensor, astroinertial navigation system

errors in the astroinertial navigation system are experimentally estimated. The paper shows that algorithmic correction allows achieving errors in determining the geographic coordinates no worse than 0.03° . It concludes on the necessity of the algorithmic coupling procedure with bases of the astroinertial system components to achieve the accuracy and operation characteristics

Received 11.06.2024

Accepted 27.01.2025

© Author(s), 2025

REFERENCES

- [1] Kostin V.N. History of the development of domestic marine astrogation systems. *Navigatsiya i gidrografiya* [Navigation and Hydrography], 2000, vol. 11, pp. 133–137 (in Russ.).
- [2] Cherenkov S.G., Chesnokov G.I. Stellar-inertial navigation systems: past, real, future. *Istoriya nauki i tekhniki* [History of Science and Engineering], 2016, no. 9, pp. 26–35 (in Russ.). EDN: WMUWAD
- [3] Salychev O.S. Applied inertial navigation: problems and solutions. Moscow, BMSTU Publ., 2004. EDN: QKEHFR
- [4] Kondrashkin G.V., Bolotnov A.S. [Investigation of astroinertial navigation system errors with attitude damping from external linear velocity source]. *XLVII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike* [XLVII Academic Readings on Cosmonautics]. Moscow, BMSTU Publ., 2023, pp. 178–179 (in Russ.). EDN: AQESFA
- [5] Dyatlov S.A., Bessonov R.V. Review of stellar sensors of spacecraft. *Mekhanika, upravlenie i informatika* [Mechanics, Control and Informatics], 2009, no. 1, pp. 11–31 (in Russ.). EDN: OJSITL
- [6] Mileris L.L., Mulina E.V., Sidorenko V.S., et al. Substantiation of the need to use the astronavigation system in marine vessels. *Vestnik molodezhnoy nauki*, 2020, no. 1, pp. 30–42 (in Russ.). EDN: YVNIRU
- [7] Quan W., Li J., Gong X., et al. INS/CNS/GNSS integrated navigation technology. Beijing, Springer, 2015.
- [8] Grewal M., Weil L., Andrews A. Global positioning systems, inertial navigation and integration. Hoboken, John Wiley & Sons, 2001.
- [9] Bolotnov S.A., Gerasimchuk Yu.N., Shkatov M.Yu., et al. Astronomical inertial systems for use in marine navigation complexes. *Prikladnaya fotonika* [Applied Photonics], 2023, vol. 10, no. 4, pp. 89–101 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.15593/2411-4375/2023.4.06>
- [10] Vorobyev L.M. Astronomicheskaya navigatsiya letatelnykh apparatov [Astronomical navigation of aircrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1968.
- [11] Fokin L.A., Shiryayev V.I., Podivilova E.O. On the measurement errors analysis of integrated navigation system and its estimation methods. *Vestnik Yuzhno-Uralskogo gosudarstvennogo universiteta. Ser. Komp'yuternye tekhnologii, upravlenie, radio-*

elektronika [Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics], 2012, no. 17, pp. 127–134 (in Russ.).

EDN: PEWAML

[12] Miller R., Coulter J.E., Levine S. Miniature optical wide-angle-lens Startracker (mini-OWLS). *Estimation Theory Symposium*, 1992, pp. 499–504.

[13] Quan W., Diao M., Gao W., et al. Integrated navigation method of a marine strapdown inertial navigation system using a star sensor. *Meas. Sc. Technol.*, 2015, vol. 26, no. 11, art. 115101. DOI: <https://doi.org/10.1088/0957-0233/26/11/115101>

[14] Baburin S.M., Silina V.V., Danilov O.Yu., et al. Sposob postroeniya astroinertsialnoy navigatsionnoy sistemy [Method for construction of astroinercial navigation system]. Patent RU 2641515. Appl. 02.06.2012, publ. 17.01.2018 (in Russ.).

[15] Bolotnov S.A., Braytkrayts S.G., Gerasimchuk Yu.N., et al. Astronavigatsionnaya sistema [Astronomical navigation system]. Patent RU 2607197. Appl. 26.12.2014, publ. 10.01.2017 (in Russ.).

[16] Kornienko V.Ya., Makoveev V.B., Popov A.B., et al. Astronavigatsionnaya sistema [Celestial guidance system]. Patent RU 2378616. Appl. 03.07.2008, publ. 10.01.2010 (in Russ.).

[17] Avanesov G.A., Bessonov R.V., Kurkina A.N., et al. The principles of creating airborne stellar-inertial system. *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa* [Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space], 2013, vol. 10, no. 2, pp. 9–29 (in Russ.). EDN: QZNBNL

[18] Kan S.G., Kuznetsov A.G., Portnov B.I., et al. MIEA foundation and development history — the history of Russian instrument engineering industry evolution. *Istoriya nauki i tekhniki* [History of Science and Engineering], 2016, no. 9, pp. 3–18 (in Russ.). EDN: WMUWAD

[19] Avanesov G.A., Forsh A.A., Bessonov R.V., et al. [BOKZ-M star coordinator and prospects of its development]. *XIV Sankt-Peterburgskaya Mezhdunar. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam* [XIV Saint-Petersburg Int. Conf. on Integrated Navigation Systems]. St. Petersburg, TsNII Elektropribor Publ., 2007, pp. 3–14 (in Russ.).

[20] Gerasimchuk Yu.N., Braytkrayts S.G., Bolotnov S.A., et al. The basics of the strapdown astro-inertial navigation system correction determination. *Novosti navigatsii* [Navigation News], 2011, no. 4, pp. 33–39 (in Russ.). EDN: RBHKZT

Bolotnov A.S. — Post-Graduate Student, Department of Instrument Production Techniques, BMSTU (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Buryi E.V. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Instrument Production Techniques, BMSTU (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Kondrashkin G.V. — Post-Graduate Student, Department of Instruments and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation, BMSTU (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Bolotnov A.S., Buryi E.V., Kondrashkin G.V. Accessible errors in determining navigation parameters generated by the astroinertial navigation system. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2025, no. 2 (151), pp. 4–18 (in Russ.). EDN: UESOLZ