

ПРОВЕРКА ХАРАКТЕРИСТИК АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА МОРСКОМ ОБЪЕКТЕ В РЕЖИМЕ НЕПРЕРЫВНОГО АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОГО ИСЧИСЛЕНИЯ

Болотнов А. С.¹, Кондрашкин Г. В.², Шкатов М. Ю.³
(ФГАОУВО «Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана (НИУ)», Москва)

Работа посвящена исследованию функционирования астроинерциальной навигационной системы проекционного типа в режиме определения местоположения морского объекта по наблюдению небесных светил. Показаны преимущества астрономических систем инерциальной навигации для морских и авиационных объектов. Рассмотрены этапы развития астрономических средств навигации. Описаны принципы построения астронавигационных систем проекционного типа, рассмотрены конструктивные особенности системы. Построена математическая модель ошибок астроинерциальной системы проекционного типа. По результатам рассмотрения построенной математической модели проведено ранжирование ошибок астросистемы по степени влияния на ее выходные параметры. Рассмотрена методика алгоритмического сопряжения базисов звездного датчика и инерциального блока на основе использования метода градиентного спуска с постоянным шагом. Указаны условия проведения эксперимента. Приведена схема геодезической привязки астросистемы относительно корабельной системы координат. Выполнена качественная экспериментальная оценка погрешности определения местоположения судна экспериментальным образцом астроинерциальной системы проекционного типа. Сделан вывод о возможности применения АИНС для решения задач морской навигации. Сделан вывод о необходимости применения методики алгоритмического сопряжения базисов звездного датчика и инерциального блока как составной части технологии разработки и производства астроинерциальных систем.

Ключевые слова: астроинерциальная навигационная система, географические координаты, астродатчик, инерциальный блок, испытания.

¹ Альберт Сергеевич Болотнов, аспирант (albertbolotnov@mail.ru).

² Георгий Викторович Кондрашкин, аспирант (yaegor93@mail.ru).

³ Михаил Юрьевич Шкатов, н.с., к.т.н, доцент (shkatovmikhail@gmail.com).

1. Введение

В судовождении и авиации методы астронавигации получили широкое распространение вплоть до начала XXI века [10]. Однако достижения в области инерциальных навигационных систем, комплексированных с глобальными спутниковыми системами GPS и ГЛОНАСС, свели роль астронавигации к минимуму, к роли вторичных навигационных систем.

Вместе с тем ряд факторов вновь вызвал интерес к астрономическим средствам и методам. Этому способствуют следующие преимущества астрономических систем [6].

Во-первых, астрономические системы автономны и помехоустойчивы.

Во-вторых, точность решения навигационных задач с применением астрономических средств не зависит от местоположения объекта; задача может быть решена в любой точке земного шара.

Во-третьих, точность решения навигационных задач с применением астрономических средств не зависит ни от времени измерения, ни от дальности пути следования объекта.

Прослеживая эволюцию развития астрономических средств навигации, можно выделить три этапа становления астронавигационных средств, характеризующихся различными методами. Исторически задача астронавигации решалась путем измерения углового положения светила относительно плоскости искусственного горизонта. В этих целях применялся навигационный секстант, морской хронометр и соответствующие таблицы. При этом географические широта и долгота определялись различными методами.

Повышение требований к точности и автономности астронавигации привело к созданию следующего поколения астронавигационных систем на основе оптических приборов. В качестве построителя астрономической вертикали использовались инерциальные датчики и системы различной конструкции. Такие системы получили название «астроинерциальные» (АИНС) [12]. Принцип работы таких систем заключался в наведении оси оптического прибора на отдельные светила и последующем из-

мерении их угловых положений в системе координат, связанной с наблюдателем, в плоскости астрономической вертикали. В основе метода астронавигации систем с наведением лежали измерения таких параметров, как высоты и азимуты светил в горизонтальной системе координат.

С появлением цифровых оптических астродатчиков, включающих в себя широкопольный объектив и приемную матрицу [13–15, 21], появилась возможность использования астрономо-геодезического принципа определения координат наблюдателя и истинного направления. В отличие от традиционных измеряемых параметров единичных светил (высота и азимут конкретных светил) в данном случае измеряется проекция углового положения оптической оси астродатчика относительно наблюдаемой группы светил. При этом определяются координаты оптической оси в инерциальной системе координат. Положение оптической оси в местной системе координат измерялось с применением прецизионных инерциальных измерительных блоков (ИИБ) [9, 16, 18], моделируя тем самым астрономическую вертикаль. Измеряемыми астронавигационными параметрами выступают проекции угловых положений светил относительно центра оптической оси приемной матрицы в инерциальной системе координат. Астроинерциальные системы нового поколения, построенные на описанном принципе, были названы системами проекционного типа.

В Инновационном технологическом центре МГТУ имени Н.Э. Баумана был построен образец астронавигационной системы. Конструктивно система представляет собой соединенные между собой оптический звездный датчик (ЗД) и ИИБ, базисы которых жестко связаны друг с другом [7]. Звездный датчик задает углы ориентации оптической оси в астрономической инерциальной системе, инерциальный блок – углы ориентации в горизонтальной топоцентрической системе координат (астрономическую приборную вертикаль).

Такая компоновка, включающая в себя ЗД и ИИБ, позволила создать режим непрерывного астроинерциального счисления. Для морского исполнения была разработана система стабилизации и наведения [4, 8].

Для проверки работоспособности и подтверждения точностных характеристик были организованы испытания экспериментального образца навигационной системы на гидрографическом судне в акватории Черного моря.

Целью настоящей работы является экспериментальная оценка погрешности экспериментального образца АИНС морского применения в определении местоположения объекта по наблюдению за небесными светилами в условиях испытаний на гидрографическом судне.

2. Принципы построения АИНС проекционного типа и модель ее ошибок

Общая блок-схема построения астронавигационной системы проекционного типа представлена на рис. 1.

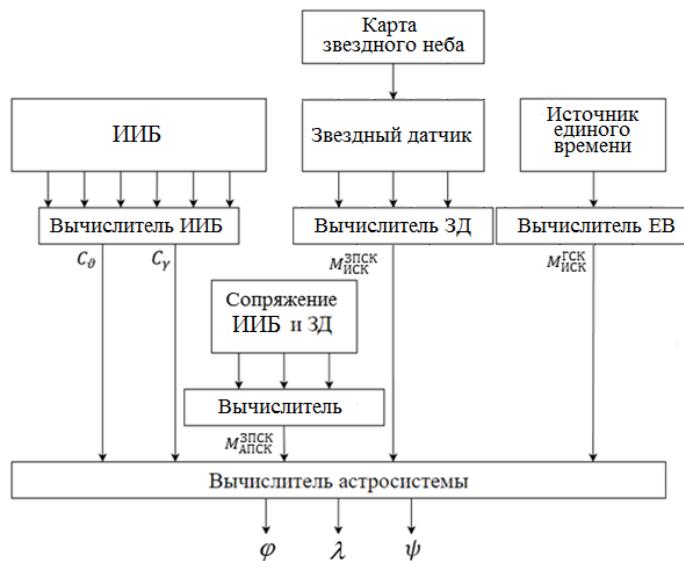


Рис. 1. Блок-схема построения АИНС проекционного типа

Решение основной задачи астронавигации сводится к решению матричного уравнения, связывающего взаимное положение наблюдателя и астронавигационных ориентиров.

$$(1) \quad (C_\psi \cdot M_1) = (C_\vartheta)^{-1} \cdot (C_\gamma)^{-1} \cdot (M_2)^{-1} - M_3 \cdot (M_4)^{-1}.$$

В приведенном выражении:

M_1 – матрица направляющих косинусов (МНК) угловой ориентации местной географической системы координат (СК) относительно геоцентрической системы координат;

M_2 – МНК угловой ориентации звездного датчика (ЗПСК) относительно приборной системы координат инерциального блока (АПСК);

M_3 – МНК угловой ориентации приборной системы координат звездного датчика относительно инерциальной (второй экваториальной) системы координат;

M_4 – МНК угловой ориентации геоцентрической системы координат относительно инерциальной системы координат;

C_ψ – МНК азимутальной угловой ориентации приборной системы координат, связанной с инерциальным блоком, относительно местной системы координат;

C_ϑ – МНК угловой ориентации по тангенажу приборной системы координат, связанной с инерциальным блоком, относительно местной системы координат;

C_γ – МНК угловой ориентации по крену приборной системы координат, связанной с инерциальным блоком, относительно местной системы координат.

При этом:

$$(2) \quad \varphi = \arcsin (C_\psi \cdot M_1)_{33},$$

$$(3) \quad \lambda = \arctg \left\{ (C_\psi \cdot M_1)_{32} / (C_\psi \cdot M_1)_{31} \right\},$$

$$(4) \quad \psi = \arctg \left\{ (C_\psi \cdot M_1)_{32} / (C_\psi \cdot M_1)_{31} \right\},$$

где φ, λ и ψ – широта, долгота и курс соответственно.

На основе рассмотренной блок-схемы была построена математическая модель ошибок астроинерциальной системы проекционного типа [2, 11], включающая в себя 5 блоков:

- блок модели ошибок звездного датчика [5, 20];
- блок модели ошибок инерциального измерительного блока [17, 19];

- блок модели ошибок единого времени;
- блок моделирования сопряжения базисов звездного датчика и инерциального измерительного блока;
- блок модели ошибок выходных навигационных параметров астросистемы.

Результатом построения и анализа модели ошибок явились выводы о факторах ошибок, оказывающих воздействие на работу АИНС проекционного типа. Было разработано программное обеспечение, благодаря которому проанализировано влияние отдельных ошибок на выходные параметры системы. Результаты проведенного анализа обобщены в таблице 1. Моделирование проводилось для рабочего околозенитного пространства небесной сферы ($\vartheta, \gamma \leq 10^\circ$). Ошибки ранжированы по степени влияния на выходные параметры астросистемы.

Таблица 1. Оценка погрешностей определения навигационных параметров в зависимости от отдельных ошибок астросистемы

Ошибки	Пределы изменения, угл. мин.	Ошибки географических координат, км	Ошибки курсового угла, угл. мин.
Рассогласование СК ЗД и ИИБ	от 0 до 10	от 0 до 30	от 0 до 20
Ошибки определения углов инерциальной вертикали	от 0 до 1	от 0 до 6	от 0 до 3
Ошибки определения звездного азимута	от 0 до 0,5	от 0 до 1,5	от 0 до 1
Ошибка за счет явления астрономической рефракции	от 0 до 0,2	от 0 до 0,6	от 0 до 0,3
Ошибки определения астрономических координат	от 0 до 0,1	от 0 до 0,3	от 0 до 0,1

В результате проведенных исследований было выявлено, что основным фактором, влияющим на работу астронавигационной системы проекционного типа, является рассогласование систем координат звездного датчика и инерциального измерительного блока. Для минимизации указанного фактора была разработана специальная методика алгоритмического сопряжения базисов звездного датчика и инерциального блока [3].

3. Методика сопряжения базисов ЗД и ИИБ

В идеальном случае приборные базисы инерциального блока и звездного датчика совпадают и матрица M_2 будет единичной. В большинстве случаев приборные базисы ИИБ и звездного датчика различаются. Оценить величины рассогласований можно осуществить методом Эйлера, осуществляя три последовательных поворота вокруг трех осей, проходящих через неподвижную точку. Обозначив углы поворотов: α_1 , α_2 и α_3 , можно назвать их углами коррекции. Полученную таким образом матрицу перехода от АПСК к ЗПСК можно назвать матрицей сопряжения приборных базисов ИИБ и ЗД, а метод определения величин углов поворота – методом алгоритмической коррекции. При этом

$$(5) \quad M_2 = R_{\alpha 1} \cdot R_{\alpha 2} \cdot R_{\alpha 3},$$

где $R_{\alpha i}$ – МНК поворотов относительно углов коррекции α_i .

Суть методики алгоритмического сопряжения заключалась в минимизации функционала Δx_n , представляющего функцию ошибок, которые определяются разностью найденных согласно выражениям (2)–(4) навигационных параметров и их эталонных значений. Эталонные значения географических координат и заданного направления определялись геодезическими методами с точностью до 10 м и 10 угловых секунд соответственно.

Полученные ошибки оценок навигационных параметров сравнивались с пороговыми значениями. В случае, если ошибки их оценок превышают заданные пороговые значения, выполняется подстройка величин начальных углов коррекции α_1 , α_2 и α_3 . Искомая функция Δx_n неизвестна, она непрерывна и имеет лишь один локальный минимум. В этой связи задачу минимизации решается с применением алгоритма направленного поиска – например, градиентного спуска с постоянным шагом [1]. Для определения положения точки минимума можно искать ее относительно начальных значений ошибок Δx_0 . Чтобы двигаться из точки Δx_0 в сторону конечного искомого значения Δx_n , направление поиска определяется по знаку градиента:

$$(6) \quad \Delta x_1 = \Delta x_0 - \text{grad}(\Delta x_n)n.$$

Если градиент 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 величина ошибки не сравняется с пороговым значением $\Delta x_k \leq \Delta x_n$, где k – количество итераций вычислений.

В работе [3] приводится описание эксперимента, в котором сравниваются результаты полученных геодезических координат с учетом проведенного сопряжения базисов ЗД и ИИБ и без него. Результатом проведения процедуры алгоритмического сопряжения явилось снижение ошибки определения широты с $0,57^\circ$ до $0,02^\circ$, а долготы – с $0,59^\circ$ до $0,03^\circ$. Полученные в результате проведенного сопряжения базисов значения погрешностей определения координат приблизительно соответствуют погрешностям определения инерциальной вертикали инерциального блока.

4. Проведение корабельных испытаний АНС по проверке ее точностных характеристик в режиме непрерывного астроинерциального исчисления

Объектовые (корабельные) испытания описанной системы для подтверждения ее точностных характеристик были проведены на базе гидрографического судна, оснащенного навигационными приборами и системами, позволяющими вести выработку широты, долготы и курса в непрерывном режиме с предельными погрешностями по координатам ± 10 м, по курсу – ± 30 угл.сек. Корабельные испытания состояли из двух этапов: швартовых (береговых) и морских (ходовых) испытаний. Швартовые испытания носят подготовительный характер и направлены на проверку готовности АНС для проведения ходовых испытаний. Они проходят у причала, оборудованного береговыми ориентирами.

В процессе швартовых испытаний происходит проверка точности определения выходных навигационных параметров, вырабатываемых астросистемой. Географические координаты –

широта и долгота – сравниваются с эталонными показаниями, за которые принимаются показания спутникового приемника. При швартовых испытаниях проверяется точность определения курсового угла АИНС относительно диаметральной плоскости корабля. Курсовой угол астросистемы можно замерить только в неподвижном состоянии.

Для проведения корабельных испытаний осуществляется геодезическая привязка стендового оборудования, размещаемого на судне. Схема размещения элементов геодезической привязки относительно корабельной системы координат приведена на рис. 2.

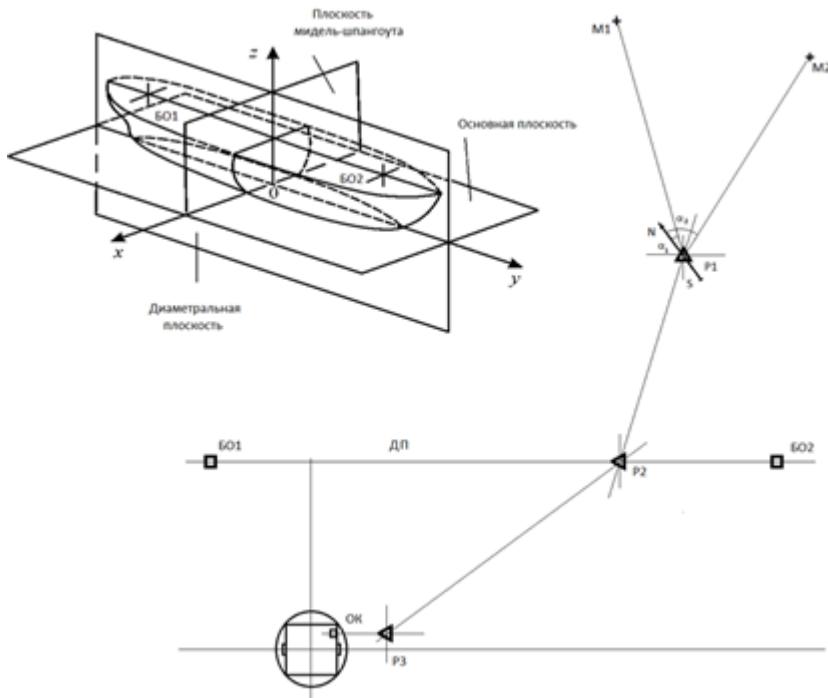


Рис. 2. Схема геодезической привязки АИНС относительно корабельной системы координат

На рис. 2 приведены следующие обозначения.

Р1 – реперная точка положения базового теодолита с погрешностью измерения угловых параметров не более 5 угл. сек. Положение базового теодолита остается неизменным в течение всего хода испытаний.

М1 и М2 – геодезические метки. Аналогично случаю натурных испытаний каждая метка выполнена в виде вертикальной риски на металлической пластине, закрепленной на стене удаленного сооружения. Обе метки через базовый теодолит ориентированы относительно Северного направления с точностью 5 угл. сек. Здесь α_1 – азимут направления на метку М1, α_2 – азимут направления на метку М2. Обе метки образуют базовое направление геодезической привязки.

Стрелка «S-N» обозначает направление на Север.

ДП – диаметральная плоскость корабля.

БО1, БО2 – базовые ориентиры диаметральной плоскости корабля. Линию БО1 – БО2 считается нулевым положением угловых отсчетов астронавигационной системы.

Р2 – реперная точка привязки базового корабельного теодолита. Через связку «базовый теодолит – корабельный базовый теодолит» осуществляется привязка диаметральной плоскости корабля к направлению на Север.

Р3 – реперная точка размещения измерительного теодолита.

ОК – оптический кубик – реперный отражатель АИНС.

Основным результатом проведения швартовых испытаний была проверка значений курсового угла относительно диаметральной плоскости корабля в режиме непрерывного астронавигационного исчисления. Погрешность измерения курса составила 1,9 угл. мин., что не превысило заданных требований.

В процессе ходовых испытаний подтверждаются точностные характеристики определения географических координат – широты и долготы – путем сравнения с координатами, вырабатываемыми бортовым спутниковым приемником. Географические координаты определяются работой АИНС в астронавигационном режиме согласно выражению (1) по формулам выражений (2) и (3).

На рис. 3 и 4 показаны результаты ходовых испытаний. На рис. 3 приведена оценка погрешности широты по сравнению эталонным значением, вырабатываемым спутниковым приемником. На рис. 4 приведена оценка погрешности долготы, сравниваемая с долготой от указанного спутникового приемника.

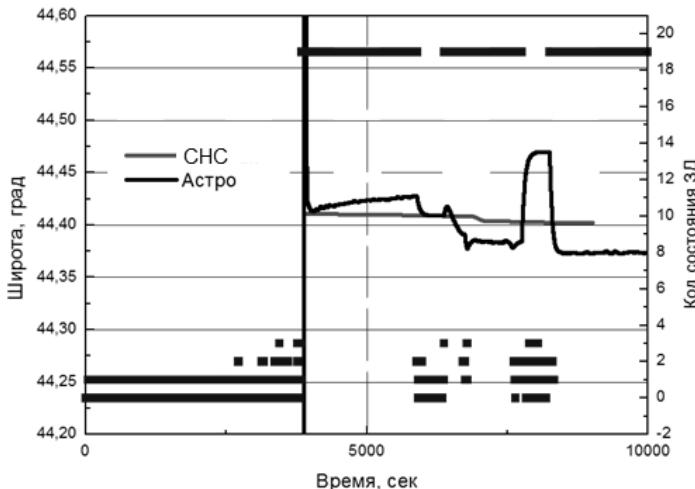


Рис. 3. Оценка погрешности определения широты

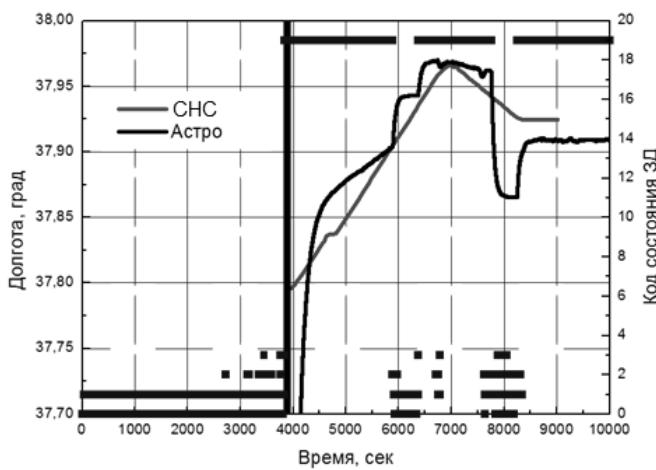


Рис. 4 Оценка погрешности определения долготы

Ходовые испытания проводились при средней скорости судна 6,2 м/сек (12 узлов) и волнении на море 2–3 балла.

На правой шкале графика показаны коды состояния звездного датчика. Код 19 означает видимость неба со стороны ЗД. На временах в области 6000 с и 8000 с видимость неба пропадает, вследствие чего система переходит в инерциальный режим и происходит нарастание погрешности определения как широты, так и долготы.

Основным результатом проведения ходовых испытаний была проверка значений географических координат относительно показаний бортового спутникового приемника в режиме непрерывного астроинерциального исчисления. Максимальное отклонение по широте составило величину не более 1,8 км, по долготе – не более 1,4 км.

5. Выводы

Итогом проведенной проверки навигационных параметров астроинерциальной навигационной системы на морском объекте в режиме непрерывного астроинерциального исчисления можно считать следующее.

1. Впервые проверена работоспособность астронавигационной системы в реальных морских условиях в режиме астроинерциального исчисления. В ночное время всегда наблюдалось 5–6 светил, необходимых для решения астронавигационной задачи.

2. Выходные навигационные параметры не превышали пороговых значений, что свидетельствует о корректном применении методики алгоритмического сопряжения базисов ЗД и ИИБ.

3. Методика алгоритмического сопряжения базисов ЗД и ИИБ является важной составляющей технологий разработки и производства астронавигационных систем, совершенствование которых определяет дальнейшее повышение эксплуатационных характеристик изделия.

Литература

1. БАРВИНСКИЙ Д.А., МИНЕЕВА Т.А. *Применение метода градиентного спуска в решении задач оптимизации* // Тенденции развития науки и образования. – 2021. – №74-2. – С. 61–66.
2. БОЛОТНОВ А.С., КОНДРАШКИН Г.В. *Моделирование работы астроинерциальной навигационной системы на авиационном объекте* // Моделирование авиационных систем: Сборник тезисов докладов V Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 29–30 ноября 2023 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2023. – С. 138–140.
3. БОЛОТНОВ А.С., БУРЫЙ Е.В., КОНДРАШКИН Г.В. *Достижимые погрешности определения навигационных параметров, формируемых астроинерциальной навигационной системой* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. – 2025. – №2(151). – С. 4–18.
4. 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.
5. ВАСИЛЮК Н.Н. *Модель погрешностей звёздного датчика ориентации, учитывающая погрешности калибровки элементов внутреннего ориентирования цифровой камеры* // Гирокопия и навигация. – 2024. – Т. 32, №1(124). – С. 53–71.
6. ВОРОБЬЕВ Л.М. *Астрономическая навигация летательных аппаратов*. – М.: Машиностроение, 1968. – 280 с.
7. 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.
8. МИЛЕРИС Л.Л., МУЛИНА Е.В., СИДОРЕНКО В.С. и др. *Обоснование необходимости использования на морских судах астронавигационных систем* // Вестник молодежной науки. – 2020. – С. 30–42.

9. СИНЕЛЬНИКОВ А.О., ТИХМЕНЕВ Н.В., УШАНОВ А.А. и др. *Современное состояние и тенденции развития инерциальных навигационных систем на кольцевых лазерных гироскопах* // Фотоника. – 2024. – Т. 18, №6. – С. 450–466.
10. СКУБКО Р.А., ШКАТОВ М.Ю. *Мореходная*. – СПб.: ВМИ, 2002. 652 с.
11. ЧЕПУРНОВ И.А., БОЛОТНОВ А.С., ПОГОРЕЛОВ М.П. и др. *Моделирование алгоритма ориентации беспилотной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата в среде MATLAB Simulink* // Приоритетные направления инновационной деятельности в промышленности: Сборник научных статей VI международной научной конференции, Казань, 29–30 июня 2021 года. – Казань: Общество с ограниченной ответственностью "КОНВЕРТ", 2021. – С. 30–33.
12. ЧЕРЕНКОВ С.Г., ЧЕСНОКОВ Г.И. *Астроинерциальные навигационные системы, прошлое, настоящее, будущее* // Труды МИЭА. – 2016. – №12. – С. 34–35.
13. ALIPBAYEV K., SAUROVA K., DEMESINOVA S. et al. *Mathematical Modeling of a Star Sensor* // Int. Journal of Emerging Trends in Engineering Research. – 2020 – Vol. 8, No. 10. – P. 7442–7449.
14. ASADNEZHAD M., ESLAMIMAJD A., HAJGHASSEM H. *Optical system design of star sensor and stray light analysis* // Journal of the European Optical Society-Rapid Publications. – 2018. – No. 14(2). – P. 2–11.
15. DU W., WANG Y., WU Y. et al. *Optical system design and verification of star sensor applying to satellite internet platform* // Journal of Applied Optics. – 2024. – No. 45(1). – P. 8–16.
16. *Miniature Inertial Measurement Unit. Proven performer for satellite and deep-space-probe applications*. – Honeywell Aerospace, 2021. – URL: <http://www.aerospace.honeywell.com>.
17. SALYCHEV O.S. *Verified approaches to inertial navigation*. – Moscow: BMSTU press, 2017. – 368 p.
18. TAZARTES D. *An historical perspective on inertial navigation systems* // Int. Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL). – Laguna Beach, CA, USA, 2014. – P. 1–5.

19. TITTRTON D.H., WESTON J.L., *Strapdown Inertial Navigation Technology*. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. – P. 558.
20. VASILYUK N.N. *Star Tracker Error Model Taking into Account the Calibration Errors of Intrinsic Parameters of the Digital Camera // Gyroscopy and Navigation*. – 2024. – Vol. 15, No. 1. – P. 37–49.
21. WANG Q., DIAO M., GAO W. et al. *Integrated navigation method of a marine strapdown inertial navigation system using a star sensor // Measurement Science and Technology*. – 2015. – Art. 115101.

TESTING OF THE CHARACTERISTICS OF AN STELLAR INERTIAL NAVIGATION SYSTEM ON A SHIP IN CONTINUOUS STELLAR CALCULATION MODE

Albert Bolotnov, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Postgraduate (albertbolotnov@mail.ru).

Georgy Kondrashkin, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Postgraduate (yaegor93@mail.ru).

Mikhail Shkatov, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Scientist, Cand.Sc., Assistant Professor (shkatovmikhail@gmail.com).

Abstract: This work is devoted to the study of the functioning of an stellar inertial navigation system of the projection type in the mode of determining the location of a marine object by observing celestial bodies. The advantages of astronomical inertial navigation systems for marine and aviation objects are shown. The stages of development of astronomical navigation tools are considered. The principles of building stellar navigation systems of the projection type are described, and the design features of the system are considered. A mathematical model of the errors of a stellar inertial system of the projection type is constructed. Based on the results of the mathematical model, the errors of the stellar system are ranked according to their impact on its output parameters. The article considers the method of algorithmic conjugation of the star sensor and inertial unit bases based on the use of the gradient descent method with a constant step. The conditions for conducting the experiment are specified. The article also provides a diagram of the geodetic reference of the stellar system relative to the ship's coordinate system. A qualitative experimental assessment of the error in determining the vessel's location using an experimental model of a projection-type SINS has been performed. It has been con-

cluded that SINS can be used to solve maritime navigation tasks. It has been concluded that the methodology of algorithmic coupling of the star sensor and inertial unit bases should be used as an integral part of the technology for the development and production of stellar inertial systems.

Keywords: stellar inertial navigation system, geographical coordinates, star sensor, inertial unit, tests

УДК 520.68

ББК 22.61

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии А.И. Алчиновым.*

Поступила в редакцию 27.06.2025.

Опубликована 30.09.2025.