

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В ЗАДАЧЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИСТИННОГО КУРСА ПО ДАННЫМ СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА

Кондрашкин Г. В.¹, Болотнов А. С.², Шкатов М. Ю.³
(ФГБОУ ВО Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследо-
вательский университет), Москва)

Обеспечение безопасности движения подвижного объекта обуславливает необходимость применения высокоточного и надёжного навигационного комплекса. В настоящее время актуален вопрос повышения точности систем курсоуказания навигационных комплексов с длительным временем непрерывной работы, в частности предназначенных для эксплуатации на морских объектах. Широко распространены методы определения курса с использованием инерциальных систем, но, ввиду ограниченности технологических возможностей изготовления их датчиков, обеспечение точности навигационного комплекса в течение длительного времени работы требует периодической коррекции инерциальной системы по данным других приборов. Наиболее высокоточными методами коррекции курса инерциальной системы являются астрономические методы. Для наблюдений небесных светил с различными характеристиками используются соответствующие астрономические датчики. В данной статье проанализированы возможности применения современных солнечных датчиков для коррекции истинного курса, определяемого по данным инерциальных датчиков, в составе астроинерциальной навигационной системы. Рассмотрены теоретические положения, составляющие основу метода определения истинного курса объекта по наблюдению Солнца. Приведены математические модели измерений датчиков и выражения, используемые для вычислений истинного курса объекта. Представлены условия и результаты эксперимента по качественной оценке погрешности определения истинного курса по наблюдению Солнца, проведённого с использованием макета астроинерциальной навигационной системы. Приведено краткое описание технического облика макета астроинерциальной навигационной системы.

Ключевые слова: навигационный комплекс, астроинерциальная навигационная система, курс, солнечный датчик, испытания.

¹ Георгий Викторович Кондрашкин, инженер (yaegor93@mail.ru).

² Альберт Сергеевич Болотнов, инженер (bolotnovalbert@mail.ru).

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

1. Введение

Среди бортовых комплексов, входящих в состав бортового оборудования различных подвижных объектов, навигационные комплексы играют ведущую роль в задачах управления движением [19].

В зависимости от предъявляемых требований к точности, надёжности, условий применения, массе, габаритам, стоимости и т.д. для определения параметров ориентации и навигации применяются датчики, работающие на различных физических принципах [3, 11, 14].

Для большинства современных объектов центральным элементом навигационного комплекса является инерциальная навигационная система (ИНС), которая строится на базе датчиков, чувствительных к линейным ускорениям объекта – акселерометров, и датчиков, чувствительных к угловым движениям объекта – гироскопов [19, 20, 22, 23]. По измерениям чувствительных элементов в ИНС вычисляются все параметры, требуемые для управления движением.

Из теории инерциальных навигационных систем [10, 17] известно, что вычисление параметров движения связано с двойным интегрированием величин, измеряемых инерциальными датчиками, и вследствие этого ошибки ИНС в процессе её работы неограниченно возрастают.

Для устранения ошибок определения навигационных параметров, вызванных погрешностями чувствительных элементов ИНС [12], в состав навигационных комплексов объектов включают дополнительные датчики [9, 16, 24].

Отдельную группу устройств-источников дополнительной навигационной информации для ИНС составляют астрономические датчики.

Изделия, в которых навигационные параметры, вычисляемые по измерениям инерциальных датчиков, корректируются с помощью дополнительной навигационной информации, полученной по измерениям астродатчиков, называются астроинерциальными навигационными системами (АИНС). Принципы

построения астроинерциальных навигационных систем рассмотрены в [4, 5].

Среди астродатчиков отдельно выделяются солнечные датчики – приборы, используемые в бортовых комплексах космических аппаратов для определения угловой ориентации объекта относительно Солнца [1].

Современные отечественные солнечные датчики имеют относительно небольшие габариты и массу, низкую потребляемую мощность и себестоимость, а также высокую точность определения угловых координат Солнца: их погрешность имеет уровень единиц угловых минут.

Данная работа посвящена вопросам построения АИНС, предназначенных для определения истинного курса объекта по данным от солнечного датчика. Материал статьи разделён на две части. В первой части рассмотрены теоретические основы вычисления истинного курса по наблюдениям Солнца. Во второй части приведено краткое описание особенностей конструкции АИНС и результаты экспериментальных испытаний по оценке погрешностей определения истинного курса с помощью АИНС по данным солнечного датчика.

Целью данной работы является оценка эффективности применения современных отечественных солнечных датчиков для коррекции курса, определяемого инерциальными датчиками АИНС.

2. Теоретические основы метода определения истинного курса по наблюдениям Солнца

2.1. ВЫРАЖЕНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИСТИННОГО КУРСА ПО НАБЛЮДЕНИЯМ СОЛНЦА

Метод определения истинного курса объекта с помощью АИНС по наблюдениям Солнца основан на сравнении курсового угла Солнца, измеряемого АИНС, и истинного азимута Солнца, вычисляемого на основании знания географических координат места наблюдений, времени наблюдений, а также экваториальных координат Солнца.

Для получения выражения, позволяющего вычислить курс объекта по наблюдениям Солнца, введём точку « O », которая условно будет принята за центр АИНС (см. рис. 1). Проведём через точку « O » плоскость Π , параллельную плоскости местного горизонта, и введём следующие векторы (см. рис. 1):

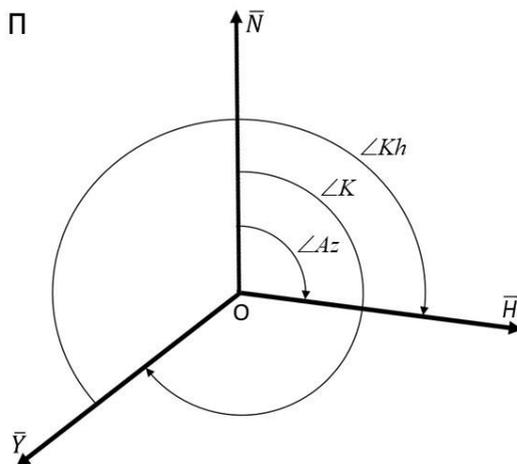


Рис. 1. Связь между истинным курсом объекта, курсовым углом Солнца и Азимутом Солнца

\bar{N} – вектор произвольной длины, начало которого совпадает с точкой « O », и направленный в сторону северного географического полюса Земли;

\bar{Y} – вектор произвольной длины, начало которого совпадает с точкой « O », направленный параллельно проекции продольной оси АИНС на плоскость Π ;

\bar{H} – вектор произвольной длины, начало которого совпадает с точкой « O », направленный в сторону проекции центра видимого Солнца на плоскость Π ;

Отложим следующие углы (рис. 1):

$\angle Az$ – Азимут Солнца; вершина угла в точке « O », положительное направление соответствует повороту от вектора \bar{N}

в сторону вектора \overline{H} по часовой стрелке, диапазон значений: от 0° до 360° ;

$\angle K$ – Истинный курс объекта; вершина угла в точке «O», положительное направление соответствует повороту от вектора \overline{N} в сторону вектора \overline{Y} по часовой стрелке, диапазон значений: от 0° до 360° ;

$\angle Kh$ – Курсовой угол Солнца; вершина угла в точке «O», положительное направление соответствует повороту от вектора \overline{Y} в сторону вектора \overline{H} по часовой стрелке, диапазон значений: от 0° до 360° ;

Из рис. 1 очевидно, что истинный курс объекта ($\angle K$) можно вычислить с помощью следующего выражения:

$$(1) \quad \angle K = \angle Az - \angle Kh + \Delta,$$

где $\Delta = 0^\circ$, если $\angle Az > \angle Kh$, и $\Delta = 360^\circ$, если $\angle Az < \angle Kh$.

2.2. ВЫРАЖЕНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЗИМУТА СОЛНЦА

Для определения азимута Солнца используются широко известные в теории астронавигации соотношения параллактического треугольника светила [10], образованного на небесной сфере тремя точками: Z – зенитом наблюдателя, P_n – северным полюсом мира, C – светилом (см. рис. 2).

Из теоремы котангенсов сферической тригонометрии для угла $\angle Az$:

$$(2) \quad \text{ctg}(Az) = \cos(\varphi) \cdot \text{tg}(\delta) \cdot \text{cosec}(t_M) - \sin(\varphi) \cdot \text{ctg}(t_M).$$

Получается выражение для определения угла $\angle Az$:

$$(3) \quad \angle Az = \text{arcctg} \left(\frac{\cos(\varphi) \cdot \text{tg}(\delta)}{\sin(t_M)} - \sin(\varphi) \cdot \text{ctg}(t_M) \right),$$

где φ – географическая широта; δ , t_M – экваториальные координаты Солнца (склонение и местный часовой угол).

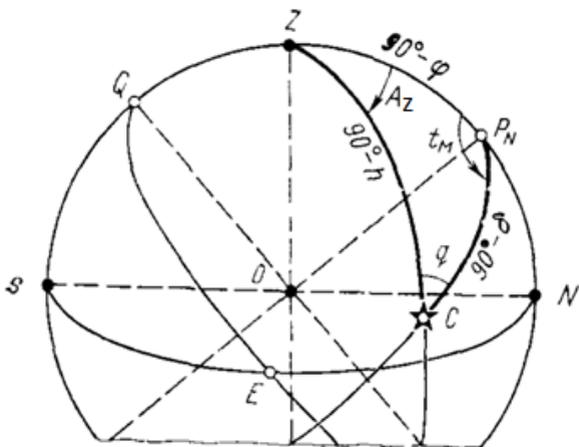


Рис. 2. Параллактический треугольник светила

Экваториальные координаты Солнца определяются исходя из известных законов движения небесных тел, которые являются функциями времени. Для расчётов экваториальных координат небесных тел обычно используется время τ , выраженное в Юлианских сутках [6, 21]. Вывод выражений для вычисления экваториальных координат Солнца в данной статье не рассматривается.

В качестве справочного обеспечения при проведении астронаблюдений используются данные астрономического ежегодника, выпускаемого институтом прикладной астрономии Российской академии наук [7]. В ежегоднике приводятся значения экваториальных координат Солнца (склонение δ и гринвичский часовой угол $t_{ГР}$) для момента времени, соответствующего началу суток каждого дня года.

Взаимосвязь между гринвичским и местным часовым углом светила определяется выражением:

$$(4) \quad t_M = t_{ГР} + \lambda_b.$$

Географические координаты φ (широта) и λ_b (восточная долгота) должны передаваться в АИНС от внешнего по отношению к ней источника навигационной информации.

2.3. ВЫРАЖЕНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСОВОГО УГЛА СОЛНЦА

Датчиками АИНС, используемыми для реализации режима определения истинного курса объекта по наблюдениям Солнца, являются солнечный датчик и инерциальный измерительный блок. Для получения выражения, определяющего курсовой угол Солнца, принимаются, следующие математические модели первичных измерений датчиков АИНС:

Измерением солнечного датчика является единичный вектор \bar{S} , начало которого находится в точке « O » (см. рис. 1), а направление совпадает с направлением на центр видимого Солнца. Координаты вектора \bar{S} определяются солнечным датчиком в его приборной системе координат:

$$(5) \quad \bar{S} = \begin{bmatrix} S_{xсд} \\ S_{yсд} \\ S_{zсд} \end{bmatrix}.$$

Измерениями инерциального блока являются измерения составляющих векторов линейного ускорения и угловой скорости движения объекта, на основании которых вычисляются углы крена γ и тангажа ϑ АИНС.

Введём следующие системы координат:

$OENU$ – местная географическая система координат – прямоугольная система координат, имеющая начало координат в выбранной точке АИНС, условно принятой за её центр (« O »); ось OU направлена вдоль линии действия силы тяжести в направлении из центра Земли; ось ON находится в плоскости местного горизонта и направлена в сторону северного географического полюса Земли. Ось OE дополняет систему координат $OENU$ до правой.

$Ox_h Y_h Z_h$ – прямоугольная горизонтальная система координат, имеющая начало координат в выбранной точке АИНС, условно принятой за её центр (« O »); ось OZ_h направлена вдоль линии действия силы тяжести в направлении из центра Земли; ось OY_h находится в плоскости местного горизонта и повёрнута

относительно оси ON на угол истинного курса объекта (K). Ось OX_h дополняет систему координат $OX_hY_hZ_h$ до правой.

$OX_{ИИБ}Y_{ИИБ}Z_{ИИБ}$ – система координат, связанная с ИИБ АИНС, – прямоугольная система координат, имеющая начало координат в выбранной точке АИНС, условно принятой за её центр (« O »); ось $OY_{ИИБ}$ – имеет условно принятое продольное направление; ось $OZ_{ИИБ}$ – имеет условно принятое вертикальное направление; ось $OX_{ИИБ}$ – дополняет систему координат $OX_{ИИБ}Y_{ИИБ}Z_{ИИБ}$ до правой.

$OX_{СД}Y_{СД}Z_{СД}$ – система координат, связанная с СД АИНС, – прямоугольная система координат, имеющая начало координат в выбранной точке АИНС, условно принятой за её центр (« O »); ось $OY_{СД}$ – имеет условно принятое продольное направление СД; ось $OZ_{СД}$ – имеет условно принятое вертикальное направление ЗД; ось $OX_{СД}$ – дополняет систему координат $OX_{СД}Y_{СД}Z_{СД}$ до правой.

Измеряемые СД координаты вектора \bar{S} необходимо преобразовать из системы координат $OX_{СД}Y_{СД}Z_{СД}$ в систему координат $OX_hY_hZ_h$. Выражение для определения курсового угла Солнца выглядит следующим образом:

$$(6) \quad K_h = \arctg \left(\frac{S_{xh}}{S_{yh}} \right),$$

где S_{xh} и S_{yh} – проекции вектора \bar{S} на оси OX_h и OY_h соответственно (см. рис. 3).

Преобразование координат выполняется с использованием методов линейной алгебры. Матричное выражение, определяющее связь координат вектора \bar{S} в различных системах координат, выглядит следующим образом:

$$(7) \quad [\bar{S}]_h = (C_g)^{-1} \cdot (C_\gamma)^{-1} \cdot (C_{A1})^{-1} \cdot (C_{A2})^{-1} \cdot (C_{A3})^{-1} \cdot [\bar{S}]_{СД},$$

где матрицы имеют следующий вид:

$$C_{A3} = \begin{bmatrix} \cos(A3) & 0 & -\sin(A3) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(A3) & 0 & \cos(A3) \end{bmatrix}.$$

В приведённых матрицах символами $A1$, $A2$ и $A3$ обозначены углы, характеризующие рассогласование систем координат ИИБ и СД. Принятые положительные направления этих углов показаны на рис. 4.

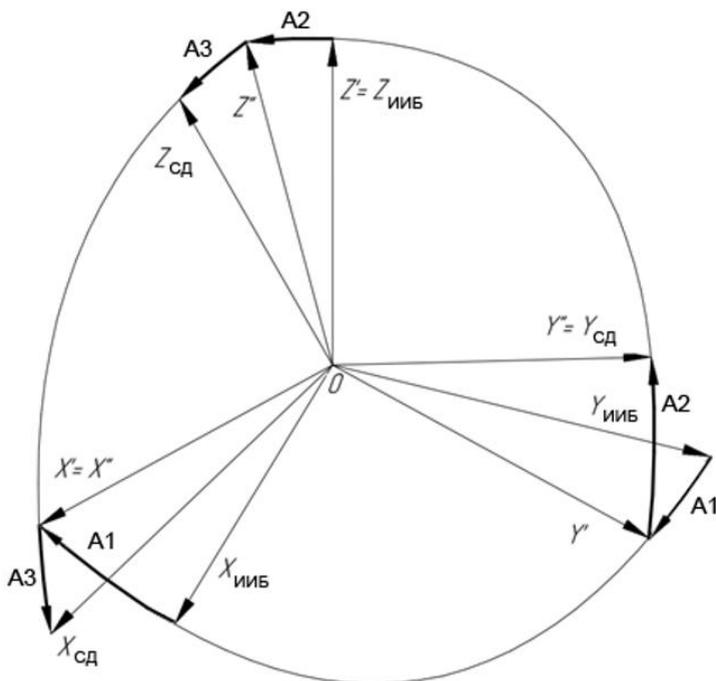


Рис. 4. Взаимосвязь систем координат ИИБ и СД

Таким образом, для решения задачи определения истинного курса объекта с помощью астроинерциальной системы по наблюдениям Солнца необходимыми исходными данными являются: τ – время, выраженное в Юлианских сутках; δ – склонение Солнца, определяемый по справочным таблицам; $t_{гр}$ – грин-

вичский часовой угол Солнца, определяемый по справочным таблицам; φ – географическая широта места наблюдений; λ_v – географическая восточная долгота места наблюдений;

$\vec{S} = \begin{bmatrix} S_{xСД} \\ S_{yСД} \\ S_{zСД} \end{bmatrix}$ – единичный вектор направления на Солнце, ком-

поненты которого измеряются СД; A_1, A_2 и A_3 – углы, характеризующие рассогласование систем координат ИБ и СД; ϑ – угол тангажа, измеряемый ИБ; γ – угол крена, измеряемый ИБ.

3. Результаты эксперимента по оценке погрешности определения истинного курса объекта астроинерциальной навигационной системой по наблюдениям Солнца

Для проведения эксперимента по оценке погрешности АИНС в определении истинного курса по наблюдениям Солнца использовался макет АИНС. Конструкция макета (см. рис. 5) представляет собой упрощённую реализацию технических решений, применяемых при разработке астроинерциальных навигационных систем, морских объектов [8].

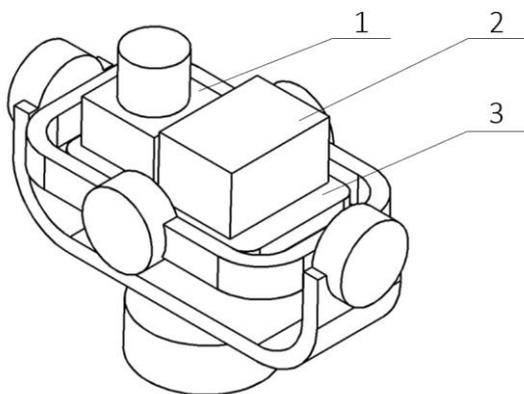


Рис. 5. Конструктивная схема макета АИНС

В макете инерциальный блок 2 и солнечный датчик 1 установлены на едином основании 3 и жёстко зафиксированы. Основание установлено на платформу в трёхосном кардановом подвесе. Платформа имеет три степени свободы углового движения относительно фундамента, что позволяет направлять оптическую ось Солнечного датчика на любую точку видимой части небесной сферы.

При проведении экспериментальных исследований макет был установлен на неподвижном основании под открытым небом.

Чтобы исключить влияние погрешностей СД, зависящих от координат единичного вектора направления на Солнце, при проведении эксперимента перед каждым замером проводилась переориентация макета в положение, при котором оптическая ось СД направлена на центр видимого Солнца.

Оценка погрешности истинного курса, определяемого макетом АИНС по наблюдениям Солнца, носила качественный характер и проводилась путём сравнения значений истинного курса, определяемых методами, изложенными в части 2 данной статьи, со значениями курса, определяемого бесплатформенной инерциальной навигационной системой из состава макета АИНС.

Результаты эксперимента (значения зафиксированных выходных данных) приведены на рис. 6–12.

Для качественной оценки погрешности определения истинного курса объекта по измерениям АИНС выполнена статистическая обработка полученных 14 реализаций, по результатам которой определены следующие характеристики погрешностей:

- Математическое ожидание: $0,004^\circ$ ($14,4''$).
- Среднеквадратичное отклонение: $0,029^\circ$ ($1,75'$).

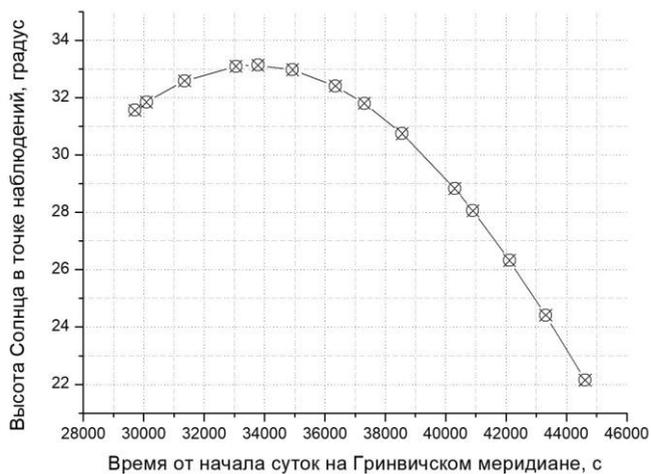


Рис. 6. Высота Солнца (расчётная)

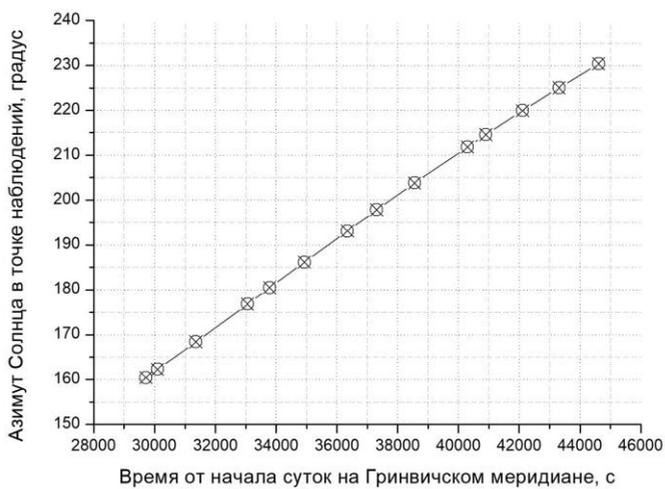


Рис. 7. Азимут Солнца (расчётный)

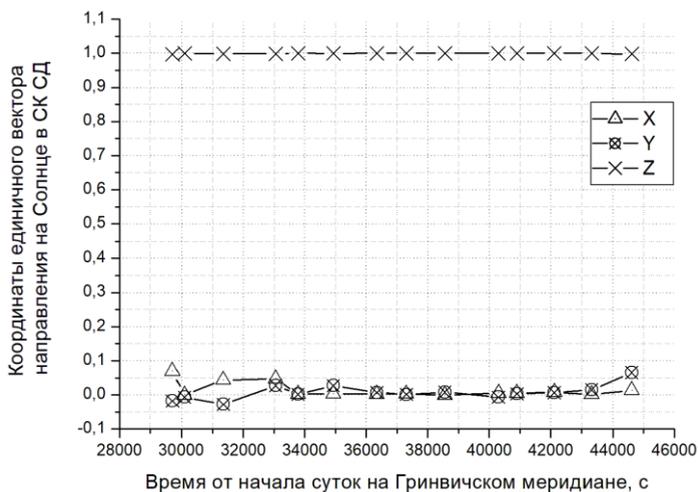


Рис. 8. Координаты единичного вектора направления на Солнце, измеренные СД при испытаниях макета АИНС

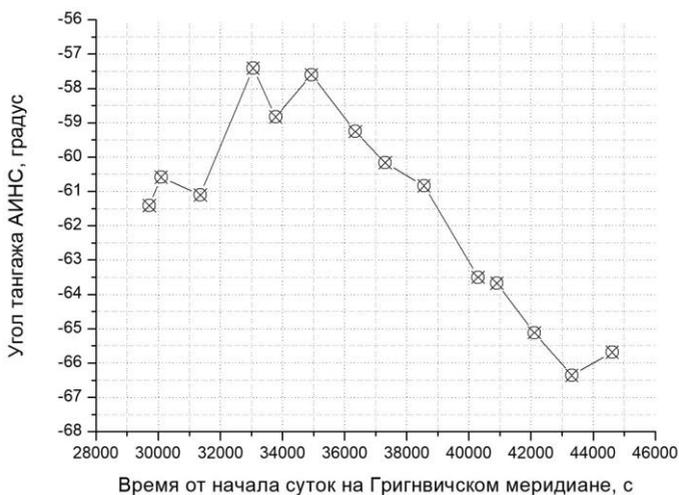


Рис. 9. Угол тангажа, зарегистрированный при испытаниях макета АИНС

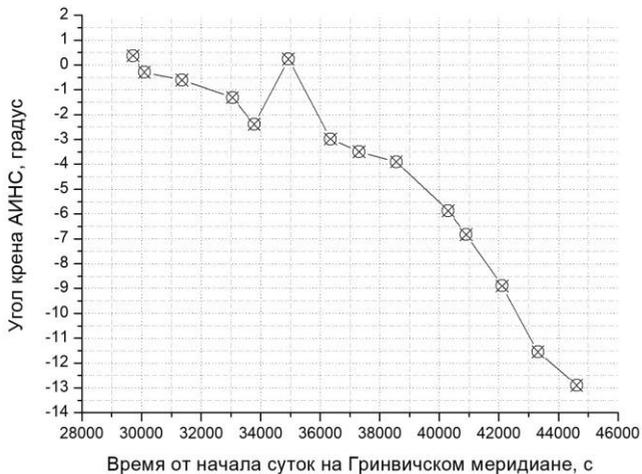


Рис. 10. Угол крена, зарегистрированный при испытаниях макета АИНС

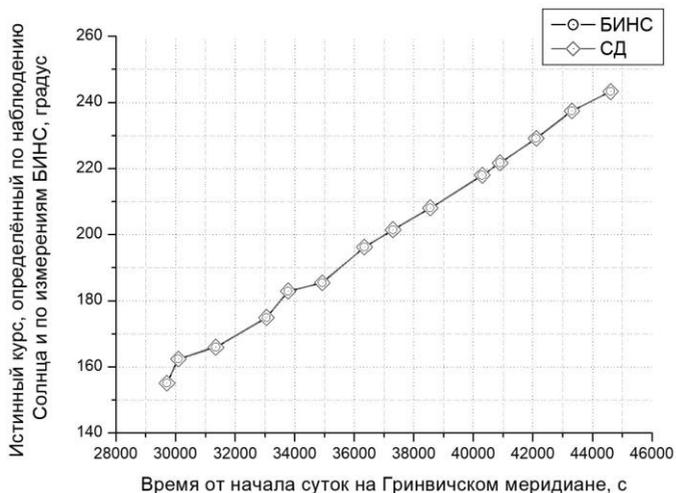


Рис. 11. Истинный курс, определённый по наблюдениям Солнца и по измерениям БИНС при испытаниях макета АИНС

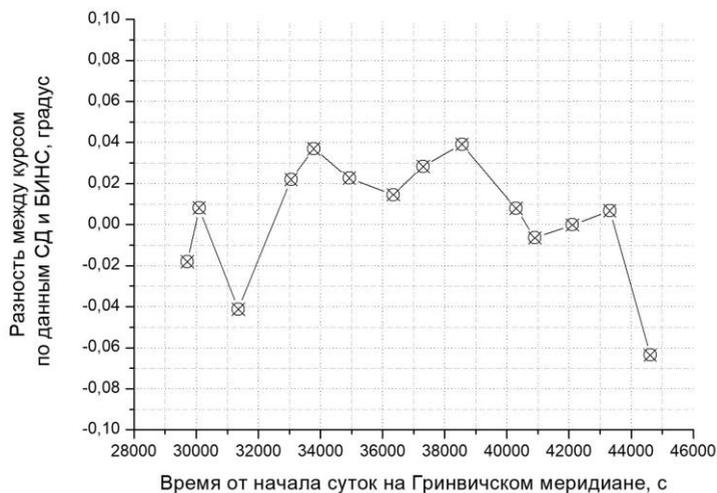


Рис. 12. Разности истинных курсов, определённых по наблюдениям Солнца и по измерениям БИНС при испытаниях макета АИНС

4. Обсуждение результатов

По имеющимся в открытом доступе данным [2, 25–27], погрешности определения истинного курса отечественных инерциальных навигационных систем морского применения (аналог которой использовался в составе макета АИНС при выполнении данной работы) на широтах (φ) до 60° имеют величину (ΔK) порядка $6' - 24'$ (в зависимости от класса точности). С увеличением широты величина горизонтальной составляющей вектора угловой скорости вращения Земли уменьшается и выделить её на фоне измерительных шумов чувствительных элементов ИНС становится сложнее, что влечёт за собой увеличение погрешности определения курса гироскопированием. По этой причине допуск на погрешность определения истинного курса ИНС при работе на широтах более 60° увеличивается до величин, равных $\Delta K \cdot \sec(\varphi)$.

Для авиационных систем выполнение гирокомпасирования при движении объекта не используется (ввиду больших величин линейной скорости), и требования к точности определения истинного курса объекта допускают рост погрешности с каждым часом работы системы независимо от широты [15].

Погрешность определения углов крена и тангажа как для авиационных, так и для морских ИНС не характеризуется непрерывным ростом в зависимости от широты или линейной скорости.

Выполненные в данной работе исследования характеризуют практические возможности разработки современных АИНС с применением СД и позволяют заключить, что погрешность определения истинного курса астроинерциальной навигационной системой в течение 4 часов наблюдений Солнца не имела непрерывного роста и была соизмерима с погрешностью ИНС, работающей в режиме гирокомпасирования на широтах менее 60° . В связи с этим можно ожидать, что применение современных АИНС с СД на морских и авиационных объектах позволит повысить точность определения истинного курса объекта, исключив её непрерывный рост с течением времени (в системах авиационного применения) и рост с увеличением широты (в системах морского применения).

5. Заключение

В данной работе проанализированы возможности применения солнечного датчика для коррекции истинного курса объекта, определяемого с помощью инерциальных датчиков, в составе астроинерциальной навигационной системы. Рассмотрены теоретические положения, лежащие в основе данного метода определения истинного курса. Представлены математические выражения, используемые для вычислений истинного курса по наблюдениям Солнца. Приведено краткое описание технического облика макета АИНС, работающей в режиме определения истинного курса по наблюдениям Солнца. Описаны условия и результаты эксперимента и по оценке погрешности определения истинного курса с помощью макета АИНС по наблюдениям

Солнца. Выполнена статистическая обработка результатов оценки погрешности, по результатам которой получены значения характеристик погрешности.

Полученные значения характеристик погрешности подтверждают высокую эффективность АИНС, работающей в режиме наблюдений Солнца. Применение современных солнечных датчиков и инерциальных блоков, изготавливаемых российскими предприятиями [1, 2], позволяет обеспечить высокую точность определения истинного курса объекта по наблюдениям Солнца. Достоинства АИНС, работающей в режиме наблюдений Солнца, позволяют применять её для создания навигационных комплексов объектов, требующих высокой точности определения истинного курса в течение длительного времени работы.

Рассмотренный в данной работе метод определения истинного курса с помощью АИНС по наблюдениям Солнца может быть использован при разработке перспективных АИНС, а также при проведении дальнейших исследований методов повышения эффективности применения астроинерциальных навигационных систем.

Литература

1. АВАНЕСОВ Г.А., ЗАРЕЦКАЯ Е.В., ЗИМАН Я.Л. и др. *Оптический солнечный датчик. Особенности конструкции прибора и испытательного оборудования* // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». – 2008. – С. 22.
2. АНДРЕЕВ А.Г., ЕРМАКОВ В.С., СТРУК В.К. и др. *Бесплатформенная модификация морской интегрированной малогабаритной системы навигации и стабилизации «Кама-НС-В»* // Навигация и гидрография. – 2012. – №34. – С. 22–27.
3. АФАНАСЬЕВ В.Б., МАМАЕВ В.А., МЕДВЕДЕВ В.М. и др. *К вопросам качества и надежности лазерных инерциаль-*

- ных систем // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2023. – №1(126). – С. 87–95.
4. БОЛОТНОВ А.С., КОНДРАШКИН Г.В. *Моделирование работы астроинерциальной навигационной системы на авиационном объекте*. Сборник тезисов докладов V Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем». – 2023, С. 138 – 140.
 5. БОЛОТНОВ С.А., ГЕРАСИМЧУК Ю.Н., ШКАТОВ М.Ю. и др. *Астрономические инерциальные навигационные системы для применения в морских навигационных комплексах* // «Прикладная фотоника». – 2023. – Т. 10, №4. – С. 89–101.
 6. ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ СССР ПО УПРАВЛЕНИЮ КАЧЕСТВОМ ПРОДУКЦИИ И СТАНДАРТАМ. *РД 50-25645.325-89. Спутники Земли искусственные. основные системы координат для баллистического обеспечения полётов и методика расчёта звездного времени*. – 1990.
 7. ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ АСТРОНОМИИ РАН. *Морской астрономический ежегодник на 2023 г.* – 2022.
 8. КОЗЛОВ В.В., ПОЛЫНКОВ А.В., ШАХОВ И.А. *Гироскопический стабилизатор астроинерциальной навигационной системы*// «XLVII Академические чтения по космонавтике». – 2023. – Т.4. С. 190–192.
 9. 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». – 2023. – Т. 4. – С. 178–179.
 10. МАТВЕЕВ В.В., РАСПОПОВ В.Я. *Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем: учеб. пособие*. – СПб.: Электроприбор, 2009. – С. 168–175.
 11. ПЕШЕХОНОВ В.Г. *Перспективы развития гироскопии* // Гироскопия и навигация. – 2020. – Т. 28, №2(109). – С. 3–10. – DOI: 10.17285/0869-7035.0028.
 12. СИНЕЛЬНИКОВ А.О., МЕДВЕДЕВ А.А., ГОЛЯЕВ Ю.Д. и др. *Роль тепловых дрейфов нуля в магнитооптических зеемановских лазерных гироскопах* // Гироскопия и навига-

- ция. – 2021. – Т. 29, №4(115). – С. 46–55. – DOI: 10.17285/0869-7035.0079.
13. ТИТОВ Р.Ю., ФАЙН Г.И. *Мореходная астрономия*. – М.: Транспорт, 1984.
 14. ТИХМЕНЕВ Н.В., СИНЕЛЬНИКОВ А.О., УШАНОВ А.А. и др. *Взаимодействие виброподвеса кольцевого лазерного гироскопа с внешним механическим возмущением* // В сб.: XXX Юбилейная Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов конференции. – СПб, 2023. – С. 221–224.
 15. ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И МЕТРОЛОГИИ. *ГОСТ РВ 52339-2005 Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах. Основные требования*. – 2005 г.
 16. ADNASTARONTSAU A.A., ADNASTARONTSAVA D.D., FIODORTSEV R.V. et al. *Algorithm for control of unmanned aerial vehicles in the process of visual tracking of objects with a variable movement's trajectory* // Devices and methods of measurements. – 2021. – Vol. 12, No. 1. – P. 46–57.
 17. BOSE A., BHAT K.N, KURIAN T. *Fundamentals of Navigation and Inertial Sensors*. – Delhi, 2014. – P. 10.
 18. DAMIANOS D., GIRARDIN G. *High-end Inertial sensors for Defense, Aerospace & Industrial Applications* // Market and Technology Report by Yole development, 2020.
 19. EL-SHEIMY N., YOUSSEF A. *Inertial sensors technologies for navigation applications: state of the art and future trends* // Satellite navigation. – 2020. – Vol. 1, No. 1. – P. 1–21.
 20. FAN YU. *Flight control system simulation for quadcopter unmanned aerial vehicle (uav) based on matlab Simulink* // Journal of Physics: Conference Series – 2022. – Vol. 2283, No. 1. – P. 012011.
 21. MEEUS J. *Astronomical algorithms*. – Willmann-Bell Inc., 1998. – P. 183.
 22. RAHIMI H., НИККНАН А.А. *Improving the speed of initial alignment for marine strapdown inertial navigation systems using heading control signal feedback in extended kalman filter* //

- International journal of advanced robotic systems. – 2020. – Vol. 17, No. 1. – P. 1–11.
23. WANG L., WU W., LI G. et al. *Ring laser gyro g-sensitive misalignment calibration in linear vibration environments* // Sensors. – 2018. – Vol. 18, No. 2. – P. 601.
24. YUAN YU., GAO J., WU ZH. et al. *Performance estimate of some prototypes of inertial platform and strapdown marine gravimeters*. // Earth, planets and space. – 2020. – Vol. 72, No. 1. – P. 1–11.
25. <http://www.elektropribor.spb.ru/katalog/besplatformennye-inertsialnye-navigatsionnye-sistemy/bemol-e/> (дата обращения: 19.01.2024).
26. <http://www.elektropribor.spb.ru/katalog/besplatformennye-inertsialnye-navigatsionnye-sistemy/bemol-m/> (дата обращения: 19.01.2024).
27. <http://www.elektropribor.spb.ru/katalog/sistemy-inertsialnoy-navigatsii-i-stabilizatsii/ladoga-me/> (дата обращения: 19.01.2024).

RESEARCH OF STELLAR NAVIGATION SYSTEM ERRORS IN THE PROBLEM OF THE TRUE COURSE DETERMINING BY SOLAR SENSOR DATA

Georgii Kondrashkin, Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Bauman Moscow State Technical University”, Moscow, post graduate student (yaegor93@mail.ru).

Albert Bolotnov, Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Bauman Moscow State Technical University”, Moscow, post graduate student (bolotnovalbert@mail.ru).

Michail Shkatov, Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education “Bauman Moscow State Technical University”, Moscow, Cand.Sc., Researcher (shkatovmikhail@gmail.com).

Abstract: The necessity of providing secure movement for mobile vehicles requires applying high precision reliable navigation complex. Nowadays one of the actual problem is how to increase the precision of course determining device for navigation complexes works during a long time, in a special case on board of nautical objects. Methods of course determining by using inertial systems are widely spread,

but because of restraints caused by technological limits of inertial sensors manufacturing the periodical aiding of inertial system with data from another source is needed to provide high precision of navigation complexes works during a long time. The highest accuracy for course determining inertial system correction provides astronomical methods. There are various astronomical sensors designed for observing the celestial objects with different characteristics. This article is devoted to the problems of using modern solar sensors for correcting course values, determined by inertial sensors, as a parts of astroinertial navigation system. The theoretical conditions which bases the method of object course determining by Sun observing are considered. The mathematical models of astroinertial system sensors measurements and mathematical expressions which used for course calculation are formulated. The conditions and results of the experiment which executed for qualitative estimation of accuracy achieved by using the prototype of astroinertial system for determine the course by Sun observations are presented. The concise information about the construction of the prototype used for experiment execution is noted.

Keywords: navigation complex, astroinertial navigation system, course, solar sensor, tests.

УДК 629.5

ББК 39.471-5

DOI: 10.25728/ubs.2024.109.9

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии Л.Б. Рапопортом.*

Поступила в редакцию 21.12.2023.

Опубликована 31.05.2024.