

УДК 629.7.05

ГИБРИДНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

М. А. Сбитенькова

Аннотация

В настоящей работе рассматривается проблема автономного обеспечения требуемых точностных характеристик навигационной системы при её небольших весах, габаритах и стоимости. Исследуются методы повышения точности навигации бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Предлагается гибридный принцип построения инерциальных навигационных систем как способ улучшения точностных характеристик БИНС. Гибридная инерциальная навигационная система (ГИНС) представляет собой бесплатформенный измерительный блок в двухосном кардановом подвесе со статической индикаторной гиросtabilизацией. Подобное конструктивное решение позволяет улучшить точностные характеристики навигационной системы, сохранив при этом приемлемые габаритно-массовые характеристики и стоимость, возможность совершения объектом неограниченных углов вращения и автономность работы системы управления.

Ключевые слова:

бесплатформенная инерциальная навигационная система; гибридная инерциальная навигационная система; методы улучшения точностных характеристик; предстартовая калибровка; система управляемой конфигурации; математическая модель индикаторного гиросtabilизатора.

Введение

Для беспилотных летательных аппаратов, используемых для решения задач военного назначения, актуальной является задача автономного определения навигационных параметров с высокой точностью. Актуальность данной задачи объясняется необходимостью одновременного удовлетворения ряда требований, предъявляемых к навигационной системе,

а именно: обеспечение требуемых точностных характеристик системы при её небольших весах, габаритах и стоимости, возможность совершения объектом неограниченных маневров и автономность работы. Использование на данных объектах платформенных инерциальных навигационных систем (ПИНС) ограничено, поскольку трёхосные гиросtabilизаторы (ГС) неприменимы в условиях неограниченных углов поворота объекта, а четырёхосные ГС не отвечают требованиям по габаритно-массовым характеристикам (ГМХ) и стоимости. В то же время бесплатформенные системы не удовлетворяют требованиям по точности. В сложившейся ситуации возникает необходимость улучшения технических параметров инерциальных систем управления и навигации.

В работе поставлена задача повышения точности навигации БИНС автономным способом. Для решения поставленной задачи разработан метод улучшения точностных характеристик БИНС за счёт применения двухосного карданова подвеса с индикаторной гиросtabilизацией. Система навигации, построенная с использованием данного метода, была названа гибридной инерциальной навигационной системой. Её отличительная особенность заключается в объединении положительных свойств платформенных и бесплатформенных систем, что позволяет её использовать там, где применение традиционных систем навигации ограничено.

Объектом исследования является способ определения навигационных параметров управляемых подвижных объектов с помощью гибридной инерциальной навигационной системы, а предметом исследования являются методы улучшения точностных характеристик БИНС в гибридном исполнении. Научная новизна работы подтверждается патентом на изобретение [1].

Для повышения точности БИНС используются различные методы, такие как методы автокомпенсации инструментальных погрешностей приборов, использование структурной избыточности, использование алгоритмических методов компенсации погрешностей. Повышение точности БИНС может быть также достигнуто за счёт коррекции от внешних источников информации, таких как радионавигационные и спутниковые системы, однако их использование лишает автономности систему управления. В связи с этим большой интерес представляют исследования и разработки, направленные на улучшение точностных характеристик БИНС с помощью автономных конструктивных методов, например за счёт повышения чувствительности датчиков угловой скорости путём уменьшения диапазона измеряемых угловых скоростей, обеспечения работы чувствительных элементов БИНС в менее жёстких условиях во время полёта, предстартовых калибровок. Для этого БИНС следует заключить в КП. При этом возможны три варианта решения (табл.1).

Таблица 1

Пути улучшения точностных характеристик БИНС с помощью подвеса приборной площадки

Конструктивные решения / достигаемые цели	БИНС в одноосном подвесе	БИНС в двухосном подвесе	БИНС с двухосной индикаторной гиросtabilизацией (ГИНС)
Улучшение точностных характеристик ЧЭ БИНС	Повышение чувствительности ДУС за счёт уменьшения диапазона измеряемых угловых скоростей		
	Улучшение точностных характеристик одного из трёх ДУС за счёт принудительного вращения ПП с небольшой угловой скоростью в линейной зоне характеристики ДУС	Улучшение точностных характеристик двух ДУС за счёт принудительного вращения ПП с небольшой угловой скоростью в линейной зоне характеристики ДУС	Улучшение точностных характеристик двух ДУС за счёт вращения ПП с небольшими угловыми скоростями под действием возмущающих моментов вокруг осей стабилизации (ОС)
Улучшение точностных характеристик ЧЭ БИНС за счёт предстартовых калибровок	Невозможно выставить измерительные оси ЧЭ вдоль g и Ω	Сложности в обеспечении неподвижности ПП во время калибровок (нежесткость, подвижное основание)	Калибровка акселерометров и ДУС в астатическом режиме системы стабилизации ПП
Улучшение точностных характеристик БИНС за счёт работы ЧЭ БИНС в менее жестких условиях во время полёта	Виброзащита отсутствует, малая угловая скорость вокруг одной оси ПП	Виброзащита отсутствует, малая угловая скорость вокруг двух осей ПП	Виброзащита и стабилизация двух осей ПП (без позиционирования относительно инерциального пространства)

Анализ конструктивных решений для улучшения точностных характеристик БИНС показал, что вариант БИНС с двухосной индикаторной гиросtabilизацией является наиболее приемлемым, поскольку позволяет использовать все три способа улучшения точностных характеристик БИНС. В работе предлагается гибридный принцип построения ИНС как способ улучшения точностных характеристик БИНС. Данный способ улучшения характеристик БИНС был назван гибридным, поскольку в нём объединены основные достоинства платформенных и бесплатформенных систем: высокая точность,

помехозащищённость и возможность калибровки на старте наряду с неограниченными углами «прокачки» и относительно небольшими ГМХ и стоимостью (рис.1).

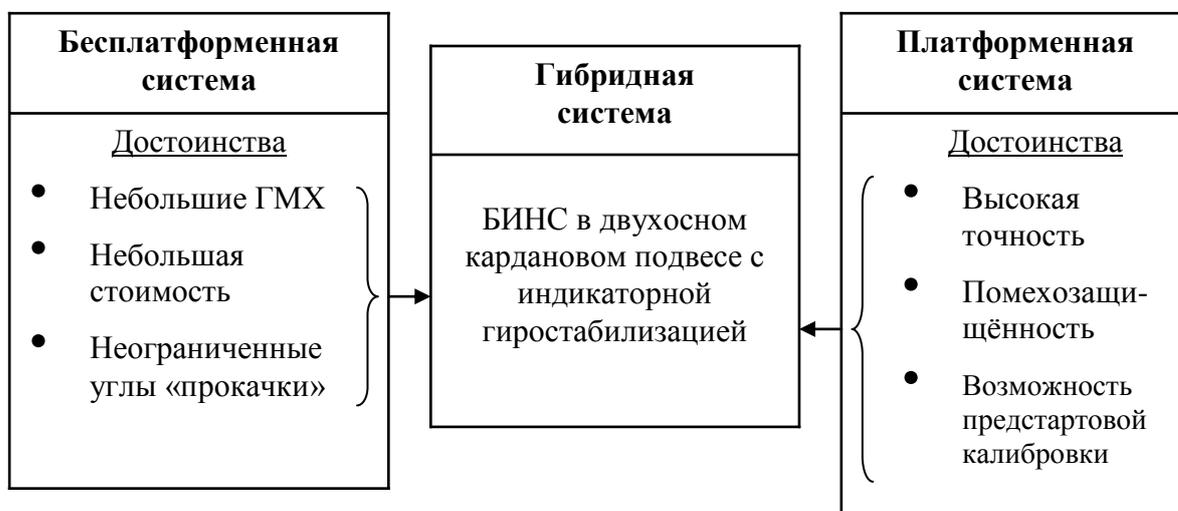


Рис.1 Гибридный принцип построения ИНС как способ улучшения точностных характеристик БИНС

Объединение данных положительных свойств в рамках одной системы составляет основное преимущество данного варианта по сравнению с другими способами повышения точности БИНС.

Особенность ГИНС заключается в том, что стабилизация ПП в ГИНС осуществляется статическими индикаторными системами стабилизации (СС), то есть без позиционирования ПП относительно инерциальной базовой системы координат (СК). При этом ЧЭ (ДУС) двухосного индикаторного ГС (ИГС), на базе которого строится ГИНС, используются одновременно и в системе стабилизации ПП, и в системе ориентации по схеме БИНС. Навигационный алгоритм реализуется традиционными для БИНС методами. Особенностью методики определения параметров ориентации является использование совместной обработки информации с датчиков углов (ДУ), расположенных на осях КП, и с ДУС, установленных на ПП. В данном случае гибридной инерциальной навигационной системы называется потому, что при построении на борту модели инерциального (абсолютного) пространства используются оба принципа “материализации” инерциальной СК (ИСК), то есть принцип математического построения инерциального пространства и принцип вещественного построения инерциального пространства в виде гиросtabilизированной платформы (ГСП).

Сравнительный анализ характеристик ИНС показал, что ГИНС занимает промежуточное место между классом БИНС и ПИНС, при этом по сравнению с трёхосным гиросtabilизатором (ТГС) обладая меньшей стоимостью и ГМХ, по сравнению с БИНС – большей точностью,

помехозащищённостью и возможностью предстартовой калибровки. Преимуществами перед БИНС являются также повышение точности определения навигационных параметров и определения «математической платформы». В отличие от ТГС ГИНС обладает неограниченными углами «прокачки» командного прибора при любых межрамочных углах КП ПП [2].

В ходе исследования разработаны:

- новые принципы построения инерциальной навигационной системы, позволяющие повысить точность определения навигационных параметров объекта;
- новые принципы определения навигационных параметров управляемых подвижных объектов с помощью ГИНС;
- кинематическая схема ГИНС с неограниченными углами «прокачки» командного прибора. Проведены исследования по оптимизации расположения ЧЭ на ПП в целях улучшения точностных характеристик системы. Рассмотрены варианты расположения ЧЭ на ПП, позволяющие осуществить их калибровку в двухосном подвесе;
- система управления режимами работы ГИНС с использованием цифрового вычислителя, обеспечивающая автономное использование ГИНС в различных режимах эксплуатации. Использование цифрового вычислителя позволяет построить систему с управляемой конфигурацией, что даёт возможность изменения структуры системы, параметров элементной базы, систем стабилизации и режимов управления ПП ГИНС;
- методика определения угловой ориентации с использованием алгоритма учёта квадранта с целью обеспечения идентификации углов при переходе между четвертями. Особенностью методики является использование совместной обработки информации с ДУ, расположенных на осях КП, и с ДУС, установленных на ПП;
- математическая модель (ММ) ИГС на поплавковых ДУС;
- математическая модель возмущений, действующих вокруг осей стабилизации, учитывающая нелинейность характеристики трения. Использование данной ММ при исследовании поведения ПП командного прибора ГИНС на подвижном основании даёт возможность получения характеристик, наилучшим образом отражающих реальное поведение системы;
- программное математическое обеспечение (ПМО) для моделирования ГИНС.

Описание схемы и принцип работы гибридной системы

Приборная часть ГИНС представляет собой двухосный КП с ПП, гиросtabilизированной без позиционирования относительно инерциального пространства. На ПП расположены блок акселерометров и блок ДУС, каждый из которых характеризуется тремя измерительными осями. Блок акселерометров содержит три акселерометра, а блок ДУС может быть представлен либо тремя двухстепенными ДУС, либо одним двухстепенным ДУС и одним трёхстепенным ДУС, у которого две ортогональные измерительные оси. Последний вариант считается более предпочтительным с точки зрения уменьшения ГМХ и стоимости. Блоки акселерометров и ДУС используются как ЧЭ двухосной индикаторной СС платформы, а также в качестве источника информации об угловой скорости движения ПП относительно инерциальной базовой СК (БСК).

Кинематическая схема ГИНС представлена на рисунке 2. Использование в схеме двухосной ГИНС третьего канала при измерении угловой скорости ПП даёт возможность построить ГСП с неограниченными углами вращения рам КП. Для предотвращения сложения рам КП при маневрах объекта используется схема управления датчиком момента стабилизации (ДМС) наружной оси КП от двух каналов. Схема управления ДМС приведена на рис.3.

Для улучшения точностных характеристик ГИНС в полёте была проведена оптимизация расположения гироблоков (ГБ) на платформе, цель которой заключалась в том, чтобы минимизировать дрейф гироскопов от неравножесткости, для чего гироблоки были расположены осями прецессии в плоскости наведения. Также были рассмотрены различные варианты расположения акселерометров на платформе, что связано с особенностями их калибровки в двухосном подвесе. Эта особенность заключается в том, что при отклонении оси наружной рамы КП от плоскости горизонта вертикальная ось изменит своё положение, что не позволит выставить измерительную ось (ИО) горизонтального акселерометра по оси внутренней рамы вдоль вектора g . Эта проблема решается путём расположения ИО акселерометров под 45° к осям платформы, однако этот метод имеет ряд недостатков, поэтому в данной работе предлагается новый подход к задаче определения калибровочных коэффициентов акселерометров, при котором используется традиционная схема расположения акселерометров на платформе, а калибровка производится по проекции вектора g .

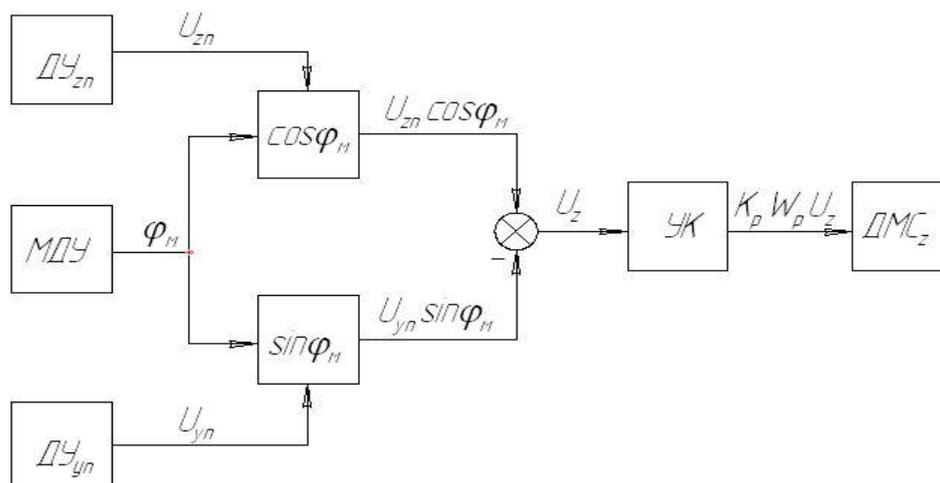


Рис. 3. Схема управления датчиком момента стабилизации (ДМСz)

Выбранное расположение ЧЭ ГИНС на ПП позволяет не только улучшить точностные характеристики ГИНС путём минимизации ошибок гироскопов от неравножёсткости, возможности осуществления калибровок ЧЭ ГИНС в двухосном подвесе, но и уменьшить габариты конструкции подвеса за счёт более компактного расположения ЧЭ.

Несмотря на то, что конструктивное исполнение ГИНС в силу использования КП близко к ПИНС, алгоритм навигации в ГИНС используется традиционный для БИНС. Поскольку ГИНС строится на базе двухосного ИГС со статическими СС без позиционирования ПП, то ошибка СС по скорости, вызванная внешним возмущением вокруг ОС, измеряется ДУС, установленным на ПП. При этом показания ДУС не рассматриваются как ошибка, поскольку используются в качестве входной информации для построения «математической» платформы в ГИНС по методикам, используемым в БИНС.

Методика определения угловой ориентации

Угловое положение объекта относительно ИСК определяется путём совместной обработки информации с ДУ, расположенных на осях КП, а также по показаниям ДУС, установленных на ПП. При этом ДУ характеризуют положение ПП относительно объекта, а пересчитанные с помощью матрицы направляющих косинусов показания ДУС определяют положение ПП относительно ИСК. Таким образом, угловое положение объекта относительно ИСК определяется двумя углами - углом поворота объекта относительно ПП и углом поворота ПП относительно ИСК. Для решения задачи ориентации разработана методика определения угловой ориентации с использованием матричных кинематических уравнений Пуассона. В основе методики лежит определение матрицы направляющих косинусов между связанной с объектом СК и ИСК (рис. 4).

$$C_c^и = C_c^п \cdot C_п^и \quad (1)$$

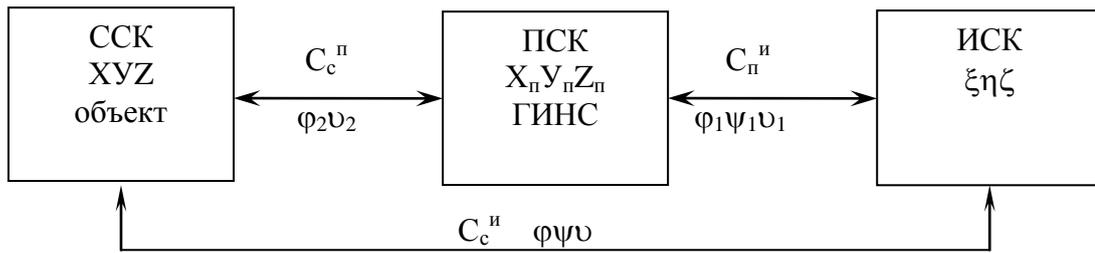


Рис. 4. Ориентация объекта с ГИНС

Если параметры движения объекта предполагают неограниченные повороты по всем трём осям, то наряду с использованием описанного алгоритма необходимо использовать алгоритм прогноза для вычисления значений, выходящих за область определения тригонометрическими формулами. В методике определения угловой ориентации использован алгоритм учёта номера квадранта для возможности идентификации углов при переходе между четвертями. Определение квадранта и направления поворота однозначно определяется по знакам синусов и косинусов углов.

Система управления конфигурацией ГИНС

Гибридная система представляет собой многофункциональную систему управления, способную решать автономным образом ряд задач по наземной подготовке и управлению в полёте, таких как:

- выставка ПП;
- калибровка ЧЭ;
- прицеливание (определение направления на Север);
- хранение направления на Север;
- навигация.

Комплексное решение этих задач предполагает изменение режимов работы ГИНС, для этого необходимо осуществлять управление конфигурацией ГИНС [3]. В зависимости от режима ГИНС изменяется режим работы элементной базы (табл.2).

Взаимодействие всех программ и подпрограмм обеспечивается многоуровневой диспетчеризацией системы управления конфигурацией ГИНС.

Состояние элементной базы в последовательности режимов ГИНС

<i>Режим ГИНС / Режим элементной базы</i>	Калибровка, определение азимута	Хранение азимута	Навигация
Приборная площадка	Развороты и фиксация в измерительных положениях	Позиционирование относительно БСК	Снятие режима позиционирования относительно БСК
Системы стабилизации	Отключение для быстрых разворотов. Включение для фиксации ПП астатической индикаторно-силовой стабилизацией	Астатическая индикаторно-силовая стабилизация	Статическая индикаторная стабилизация на ДУС
Гироблоки	Отключение электрических пружин (интегрирующий гироскоп)	Отключение электрических пружин (интегрирующий гироскоп)	Включение электрических пружины (ДУС)
Акселерометры	Режим накломера с малым диапазоном измерения (~1g)	Режим штатного измерительного диапазона	Режим штатного измерительного диапазона

Исследование поведения приборной площадки командного прибора на подвижном основании. Математические модели и результаты моделирования

Для оценки работоспособности гибридной системы были проведены исследования поведения ПП командного прибора ГИНС на подвижном основании в статическом (навигационном) режиме работы ГИНС и на колеблющемся основании в астатическом (предстартовом) режиме работы ГИНС, для чего разработаны ММ индикаторного гиростабилизатора на поплавковых ДУС и ММ возмущений, действующих вокруг осей стабилизации. Исследования проводились аналитическим способом и с помощью математического моделирования, для чего было разработано соответствующее ПМО. Ниже представлены математические модели для исследования поведения приборной площадки командного прибора на подвижном основании.

1. Математическая модель ИГС на ДУС

в статическом режиме работы системы стабилизации

$$\left\{ \begin{array}{l} I_\alpha \ddot{\alpha} + D_\alpha \dot{\alpha} + H \dot{\beta} = M_c - M_{кор}, \\ I_\beta \ddot{\beta} + D_\beta \dot{\beta} - H \dot{\alpha} = M_n - M_{эн}, \\ M_{кор} = K_p \cdot \beta \cdot W_{кз}, \\ M_{эн} = K_n \cdot \beta \cdot W_{уос}; \end{array} \right. \quad M_{кор}^c(p) = K_p \cdot \beta(p) \cdot \frac{\tau_1 p + 1}{\tau_2 p + 1} \quad (2)$$

Вектор состояния:

$$\bar{X} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ M_{кор} \\ M_{эн} \\ \dot{M}_{эн} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix}$$

Уравнения в форме Коши:

$$F(t, X) = \dot{\bar{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \\ \dot{M}_{кор} \\ \dot{M}_{эн} \\ \ddot{M}_{эн} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix}$$

2. Математическая модель индикаторно-силового ГС (ИСГС) на ДУС

в астатическом режиме работы системы стабилизации

$$\left\{ \begin{array}{l} I_\alpha \ddot{\alpha} + D_\alpha \dot{\alpha} + H \dot{\beta} = M_c - M_{кор}, \\ I_\beta \ddot{\beta} + D_\beta \dot{\beta} - H \dot{\alpha} = M_n - M_{эн}, \\ M_{кор} = K_p \cdot \beta \cdot W_{кз}, \\ M_{эн} = K_n \cdot \beta \cdot W_{уос}; \end{array} \right. \quad M_{кор}^a(p) = \beta(p) \cdot \left(K_p + \frac{K_u}{p} \right) \cdot \frac{(\tau_1 p + 1)(\tau_3 p + 1)}{(\tau_2 p + 1)(\tau_4 p + 1)} \quad (3)$$

Вектор состояния:

$$\bar{X} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ M_{эн} \\ \dot{M}_{эн} \\ M_1 \\ \dot{M}_1 \\ M_2 \\ \dot{M}_2 \\ \ddot{M}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \end{bmatrix}$$

Уравнения в форме Коши:

$$F(t, X) = \dot{\bar{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \\ \dot{M}_{эн} \\ \ddot{M}_{эн} \\ \dot{M}_1 \\ \ddot{M}_1 \\ \dot{M}_2 \\ \ddot{M}_2 \\ \dddot{M}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \end{bmatrix}$$

3. Математическая модель ИСГС на интегрирующих гироскопах
в астатическом режиме работы системы стабилизации

$$\begin{cases} I_\alpha \ddot{\alpha} + D_\alpha \dot{\alpha} + H \dot{\beta} = M_c - M_{кор}, \\ I_\beta \ddot{\beta} + D_\beta \dot{\beta} - H \dot{\alpha} = M_n, \\ M_{кор} = K_p \cdot \beta \cdot W_{кз}; \end{cases} \quad M_{кор}^a(p) = \beta(p) \cdot \left(K_p + \frac{K_u}{p} \right) \cdot \frac{(\tau_1 p + 1)(\tau_3 p + 1)}{(\tau_2 p + 1)(\tau_4 p + 1)} \quad (4)$$

Вектор состояния:

Уравнения в форме Коши:

$$\bar{X} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ M_1 \\ \dot{M}_1 \\ M_2 \\ \dot{M}_2 \\ \ddot{M}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \end{bmatrix} \quad F(t, X) = \dot{\bar{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \\ \dot{M}_1 \\ \ddot{M}_1 \\ \dot{M}_2 \\ \ddot{M}_2 \\ \ddot{M}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \end{bmatrix}$$

В формулах использованы следующие обозначения:

I_α, I_β – моменты инерции вокруг оси стабилизации и оси прецессии соответственно;

D_α – коэффициент демпфирования по оси стабилизации (удельный момент вязкого трения);

D_β – коэффициент демпфирования по оси прецессии;

H – кинетический момент гироскопа;

α – угол стабилизации;

β – угол прецессии;

M_c – внешний момент, действующий вокруг оси стабилизации;

$M_{кор}$ – момент коррекции;

$M_{эн}$ – момент электрической пружины;

M_n – внешний момент, действующий вокруг оси прецессии;

K_p – коэффициент разгрузки;

K_n – коэффициент усиления электрической пружины ДУС (5);

$$K_n = K_{ДУ} \cdot K_{ДМ} \cdot K_Y \quad (5)$$

где $K_{ДУ}$ – коэффициент ДУ;

$K_{ДМ}$ – коэффициент датчика момента;

K_Y – коэффициент усиления;

$W_{кз}$ – передаточная функция корректирующего звена (КЗ) СС;

W_{yoc} – передаточная функция КЗ усилителя обратной связи электрической пружины ДУС.

С целью нахождения наиболее адекватной модели внешних возмущений были проведены исследования поведения ПП при различных возмущениях, рассмотрены различные модели трения: «сухое» трение, асимметрия трения, нелинейная модель трения. Результаты исследований, полученных путём математического моделирования, сравнивались с экспериментальными данными, на основании чего было выявлено, что нелинейная модель трения представляется наиболее адекватной моделью возмущений.

Модель возмущений в общем виде :

$$M_C(t) = M_{сух.тр.}(t) + M_{вяз.тр.}(t) + M_{нб}(t);$$

$$M_C(t) = Mt \cdot \text{sign}(\dot{\theta}(t)) + D_\alpha \cdot \dot{\theta}(t) + \frac{m}{g} \cdot \dot{W}(t). \quad (6)$$

где $M_{нб}$ – момент небаланса гироплатформы;

$M_{вяз.тр.}$ - момент вязкого трения;

$\dot{\theta}$ – угловая скорость движения основания вокруг оси стабилизации;

m – удельный момент небаланса;

$\dot{W}(t)$ – ускорение объекта;

Нелинейная модель внешних возмущений (7, рис. 5).

$$M_C(t) = M_I(t) + M_{вяз.тр.}(t) + M_{нб}(t);$$

$$M_I(t) := \begin{cases} kl \cdot \Theta'(t) & \text{if } -\omega l \leq \Theta'(t) \leq \omega l \\ (Mt \cdot \text{sign}(\Theta'(t))) & \text{if } (\Theta'(t) > \omega l) \vee (\Theta'(t) < -\omega l) \end{cases} \quad (7)$$

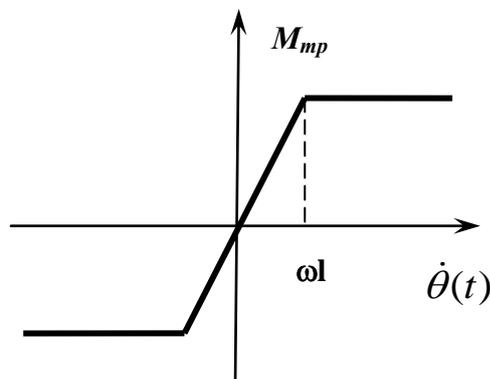


Рис. 5. Нелинейная модель трения

На рисунках 6, 7 приведены результаты моделирования поведения ПП командного прибора ГИНС на подвижном основании в навигационном режиме работы ГИНС. В качестве элементной базы для моделирования были использованы поплавковые ДУС разработки НПЦ АП. Моделирование проводилось для вариантов вращающегося и колеблющегося основания.

Моделирование на вращающемся основании

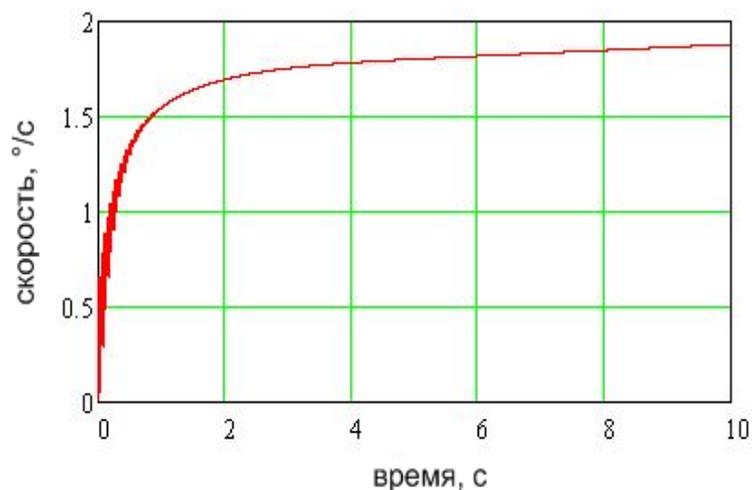
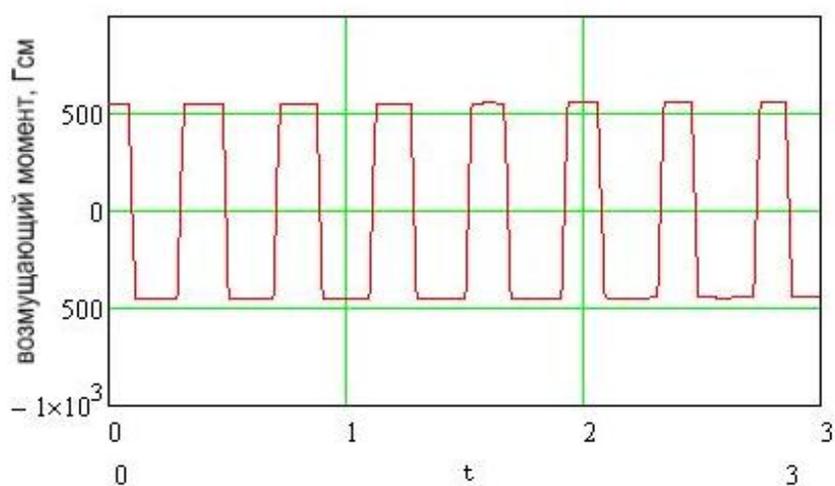


Рис. 6. Угловая скорость вокруг оси стабилизации наружной рамы при угловой скорости движения основания $60\text{ }^\circ/\text{с}$

Моделирование на колеблющемся основании



Возмущающий момент вокруг оси стабилизации

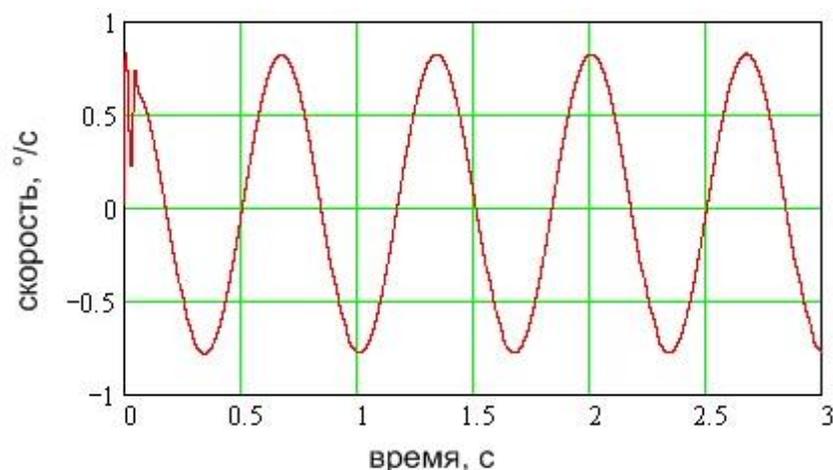


Рис.7. Угловая скорость вокруг оси стабилизации наружной рамы

В результате исследования на вращающемся основании установлено, что при любом значении постоянной угловой скорости движения основания наблюдается переходной процесс угловой скорости движения ПП, переходящий в установившееся движение с угловой скоростью, не превышающей $2^\circ/\text{с}$. Моделирование на колеблющемся основании показало, что ПП командного прибора совершает угловые колебания с частотой внешнего возмущения и амплитудой порядка $1^\circ/\text{с}$.

Для оценки работоспособности ГИНС в режиме калибровок рассмотрено поведение ПП командного прибора на колеблющемся основании в астатическом режиме работы СС. Проведён сравнительный анализ для астатической СС на ДУС и на ГБ, работающем в режиме интегрирующего гироскопа (ИГ). Результаты исследования приведены на рисунках 8 - 11.

Индикаторно-силовой ГС на ДУС

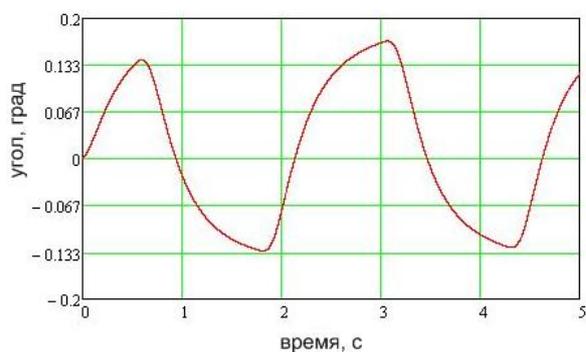


Рис. 8. Угол стабилизации по оси наружной рамы

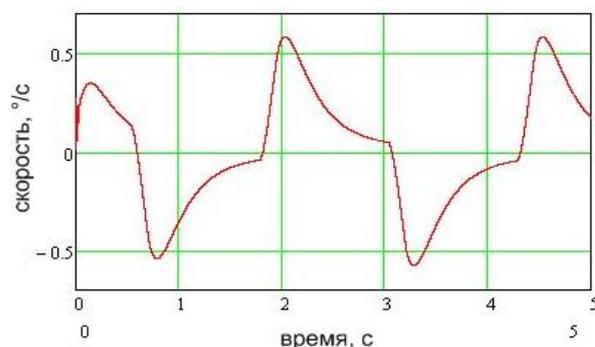


Рис. 9. Угловая скорость вокруг оси стабилизации наружной рамы

Индикаторно-силовой ГС на интегрирующих гироскопах

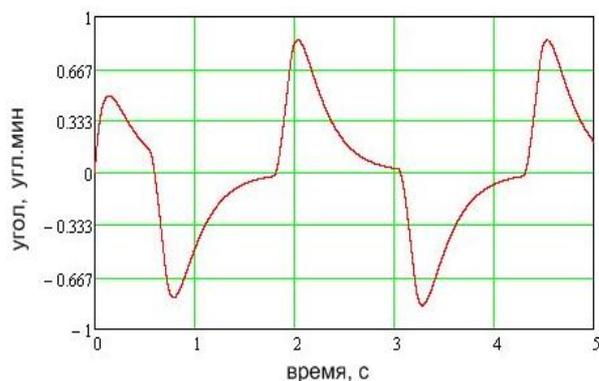


Рис. 10. Угол стабилизации по оси наружной рамы

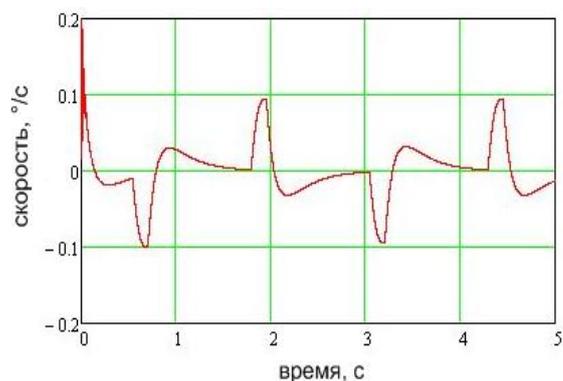


Рис. 11. Угловая скорость вокруг оси стабилизации наружной рамы

Результаты моделирования показали, что СС на ДУС способна позиционировать ПП ГИНС в инерциальном пространстве с точностью до 10 угловых минут. Для уменьшения ошибки по углу стабилизации необходимо использовать в СС гироблоки, работающие в режиме ИГ. В этом случае ошибка позиционирования ПП уменьшается на порядок и не превышает 1 угловую минуту. Использование в астатической СС ГБ, работающих в режиме ИГ, возможно путём отключения электрических пружин в ДУС, что осуществляется с помощью системы управляемой конфигурации.

Оценка эффективности предлагаемого способа повышения точностных характеристик БИНС

Для оценки эффективности использования гибридной системы по сравнению с бесплатформенной системой навигации была проведена оценка точности БИНС и ГИНС для ЧЭ различных типов: лазерных гироскопов (ЛГ) и волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), поплавковых гироскопов (ПГ), поплавковых (ПА) и кремниевых акселерометров (АКП). Результаты сравнительного анализа точностных характеристик приведены на рисунках 12, 13. Сравнительный анализ результатов оценки точности показал, что по сравнению со стандартным исполнением БИНС, разработанная гибридная схема на базе бесплатформенного измерительного блока (БИБ) в двухосном КП обладает лучшими точностными характеристиками, что наглядно демонстрирует диаграмма (рис.12). Данное улучшение объясняется в основном возможностью проведения в гибридной системе предстартовых калибровок, что значительно улучшает точностные параметры элементной базы. Также следует учесть и более комфортные условия, в которых работают ЧЭ в ГИНС, что также положительно отражается на точности. Большое значение имеет также

выбор элементной базы – здесь существует возможность использования ЧЭ с меньшим динамическим диапазоном, чем в БИНС, следовательно – лучшими точностными характеристиками. На рис. 13 как раз показан пример использования высокоточной элементной базы – поплавковых гироскопов и акселерометров в ГИНС – по сравнению с БИНС, построенной на базе ВОГ и АКП даёт значительное повышение точности.

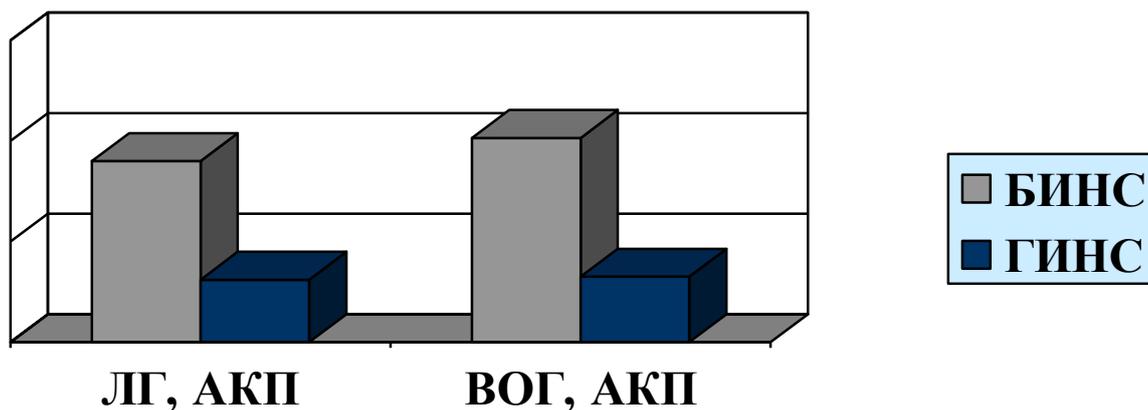


Рис. 12. Погрешность определения навигационных параметров в БИНС и ГИНС при разной элементной базе, в относительных координатах (%)

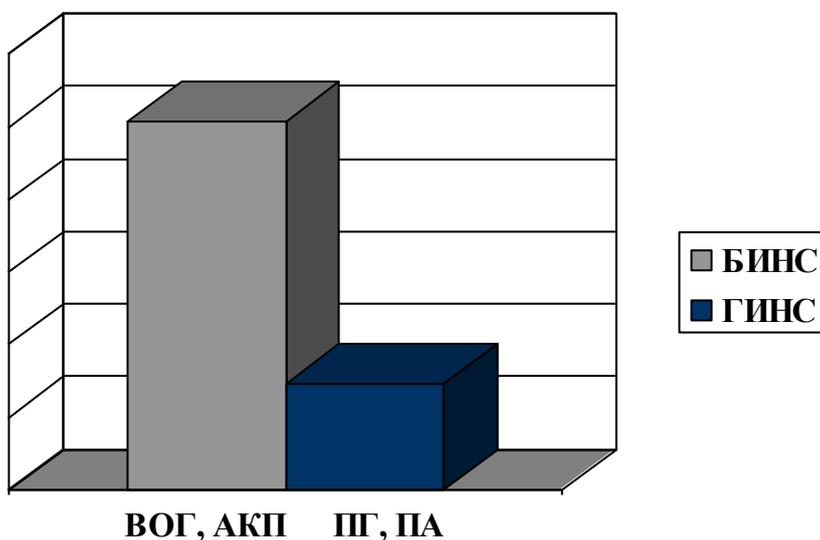


Рис. 13. Погрешность определения навигационных параметров в БИНС на базе ВОГ и АКП, и ГИНС на поплавковых ЧЭ

Выводы

В целях улучшения точностных характеристик БИНС разработаны научно-методические основы построения инерциальной навигационной системы гибридного типа, сочетающей в себе достоинства платформенных и бесплатформенных систем, обладающей сравнительно небольшими весами, габаритами и стоимостью, и в то же время удовлетворяющей требованиям по точностным характеристикам.

Гибридная инерциальная навигационная система построена на базе БИБ в двухосном КП со статической индикаторной гиросtabilизацией. Подобное конструктивное решение позволило улучшить точностные характеристики навигационной системы, сохранив при этом приемлемые ГМХ и стоимость, возможность совершения объектом неограниченных углов вращения и автономность работы системы управления.

Улучшение точностных характеристик ИНС достигается за счёт повышения чувствительности ДУС путём уменьшения диапазона измеряемых угловых скоростей, обеспечения работы ЧЭ ИНС в менее жёстких условиях во время полёта, а также предстартовых калибровок.

В ходе разработки и исследования гибридной системы проработаны различные варианты кинематических схем ГИНС, предложен оптимальный вариант расположения ЧЭ на ПП ГИНС, разработана схема управления ДМС наружной оси КП, предотвращающая сложение рам КП при маневрах объекта, разработана система управляемой конфигурации ГИНС с использованием цифрового вычислителя.

Для решения задачи ориентации разработана методика определения угловой ориентации с использованием алгоритма учёта квадранта. Для исследования поведения ПП командного прибора ГИНС на подвижном основании разработаны ММ ИГС и ММ возмущений, действующих вокруг осей стабилизации. Проведено математическое моделирование, в ходе которого получены числовые и графические результаты. Рассмотрены различные варианты комплектации ГИНС и БИНС и проведён сравнительный анализ результатов оценки точности.

Проведённые в данной работе теоретические и практические исследования показали принципиальную возможность построения гибридной инерциальной навигационной системы и подтвердили её работоспособность, а оценка точностных характеристик ГИНС показала эффективность предлагаемого способа улучшения точностных характеристик БИНС.

Практическая значимость выполненного исследования определяется возможностью использования его результатов при создании инерциальных систем управления для определения навигационных параметров управляемых подвижных

объектов, точностные характеристики которых не обеспечиваются точностными характеристиками БИНС, а весовые, габаритные и стоимостные характеристики не обеспечиваются характеристиками ПИНС.

Библиографический список

1. Пат. 2339002 Российская Федерация, МПК G 01 C 21/24. Способ определения навигационных параметров управляемых подвижных объектов и устройство для его осуществления / М.А. Шаврина*, С.А. Зайцев, Е.Л. Межирицкий, Г.Н. Румянцев (RU); заявитель и патентообладатель ФГУП "НПЦ АП" им. Н.А. Пилюгина (RU). - № 2007117976/28; заявлено 14.05.2007; опубл. 20.11.2008. Бюл. № 32. - 14с.
2. Сбитенькова, М. А. Построение «невыбываемой» схемы командного прибора // НТ сборник «Труды ФГУП «НПЦ АП»». М.: ФГУП «НПЦ АП». - 2010. - №4. С. 24-28.
3. Сбитенькова, М. А. Информационные технологии в инерциальных системах управления и навигации // НТ сборник «Труды девятого международного симпозиума «Интеллектуальные системы»». М.: РУСАКИ. - 2010. С. 398-402.

Сведения об авторе

Сбитенькова Маргарита Александровна, начальник группы ФГУП «Научно-производственный центр автоматизации и приборостроения» им. академика Н.А. Пилюгина, к.т.н.

Тел.: (495) 334-33-88; +7(916) 706-94-14; e-mail: ThePEARL@yandex.ru