

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

**САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ, МЕХАНИКИ И ОПТИКИ**



ПОБЕДИТЕЛЬ КОНКУРСА ИННОВАЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ПРОГРАММ ВУЗОВ

В.В. СЕРЕГИН

**ПРИКЛАДНАЯ ТЕОРИЯ
И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ
ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Учебное пособие

*Рекомендовано учебно-методическим объединением по образованию
в области радиотехники, электроники, биомедицинской техники
и автоматизации в качестве учебного пособия для студентов
высших учебных заведений, обучающихся по специальности
220201 «Управление и информатика в технических системах»*



Санкт-Петербург

2007

Серегин В.В. Прикладная теория и принципы построения гироскопических систем. Учебное пособие. – СПб.: СПбГУ ИТМО, 2007. – 78 стр.

Издание содержит основные положения о геофизических полях, используемых в навигационных системах, о системах координат и параметрах ориентации подвижных объектов. Прикладная теория гироскопов изложена на примере гироскопических стабилизаторов. Приведены принципиальные схемы основных гироскопических приборов. Рассмотрены принципы их работы. На основании дифференциальных уравнений выполнен анализ динамических свойств и погрешностей гироскопов. Даны принципы построения бескарданной системы ориентации объектов.

Издание предназначено для студентов вузов, обучающихся по специальности 220201 – Управление и информатика в технических системах, а также может быть использовано при подготовке студентов по специальности 160402 – Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации.

Рецензенты:

Ю.В.Филатов, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой лазерных измерительных и навигационных систем СПбГЭТУ;

А.В.Лямин, доцент, кандидат технических наук, директор Центра дистанционного обучения СПбГУ ИТМО.



В 2007 году СПбГУ ИТМО стал победителем конкурса инновационных образовательных программ вузов России на 2007–2008 годы. Реализация инновационной образовательной программы «Инновационная система подготовки специалистов нового поколения в области информационных и оптических технологий» позволит выйти на качественно новый уровень подготовки выпускников и удовлетворить возрастающий спрос на специалистов в информационной, оптической и других высокотехнологичных отраслях экономики.

© Санкт-Петербургский государственный университет
информационных технологий, механики и оптики, 2007

© Серегин В.В., 2007

Оглавление

	Стр.
Введение	4
Глава 1. Геофизические явления, используемые в навигационных системах	6
1.1. Понятия о системах ориентации и навигации	6
1.2. Форма Земли и направления вертикали места	9
1.3. Магнитное поле Земли	12
1.4. Базовые системы координат	14
1.5. Параметры ориентации подвижного объекта	17
Глава 2. Гироскопические стабилизаторы	21
2.1. Понятие о гироскопических стабилизаторах	21
2.2. Принципиальная схема одноосного гиростабилизатора	21
2.3. Дифференциальные уравнения гиростабилизатора	23
2.4. Структурная схема гиростабилизатора	25
2.5. Сравнительный анализ различных типов гиростабилизаторов ...	26
2.6. Электропривод канала разгрузки гиростабилизатора	29
2.7. Устойчивость гиростабилизаторов	30
2.8. Погрешности гиростабилизатора	35
2.9. Кинематическая погрешность гиростабилизатора	38
Глава 3. Гироскопические приборы ориентации	41
3.1. Гироскопические вертикали	41
3.2. Гировертикаль с пропорциональной маятниковой коррекцией ...	43
3.3. Работа гировертикали на качающемся основании	46
3.4. Гировертикаль с интегрально-позиционной коррекцией	48
3.5. Гироскопические указатели курса	51
3.6. Гироскопические компасы	56
3.7. Анализ движения однороторного гироскомпаса	59
Глава 4. Бескарданные системы ориентации	64
4.1. Принципы построения бескарданной системы ориентации	64
4.2. Определение ориентации во вращающейся системе координат ...	68
4.3. Начальное ориентирование бескарданной системы ориентации ...	69
Заключение	71
Литература	73
Историческая справка	74

Введение

Гироскопические системы применяются на различных подвижных объектах для решения задач управления, ориентации и навигации. Основным элементом любой гироскопической системы является гироскоп с двумя или тремя степенями свободы, включая степень свободы относительно его главной оси. Гироскоп обладает очень важным свойством сохранять неизменным в инерциальном пространстве направление своей главной оси. Однако это свойство нарушается при действии вредных моментов относительно осей подвеса гироскопа. Кроме того, при установке гироскопа на поверхности Земли на его свойства оказывает влияние вращение Земли относительно инерциального пространства.

Для управления подвижным объектом, а также для решения задач навигации и определения ориентации необходимо смоделировать на объекте базовую систему координат, которая занимает требуемое положение относительно двух направлений: оси суточного вращения Земли и вертикали в данной точке пространства. Для этих же целей может использоваться направление силовых линий магнитного поля Земли. Построение базовой системы координат требует знания модели земного геоида, выбора той или иной вертикали в зависимости от решаемой задачи и используемой модели Земли, а также составляющих напряженности магнитного поля Земли.

В основе большинства гироскопических систем лежит органическое сочетание положительных свойств гироскопа и избирательности маятника относительно силы тяжести или магнита в магнитном поле Земли. Богатый опыт, накопленный за столетие развития гироскопических приборов и систем, позволяет успешно решать проблему оптимального выбора принципа построения базовой системы координат и сочетания измерительных устройств. Основой служат знания физики явлений, происходящих в преобразователях информации, законов теоретической механики, математических методов описания и исследования динамических систем, теории автоматического управления, прикладной теории гироскопов.

В связи с быстрым развитием за последние десятилетия вычислительной техники и внедрением ее во все области техники в гироскопическом приборостроении расширились возможности использования математических моделей чувствительных элементов и их погрешностей для повышения точности вырабатываемой информации. Особенно осязаемый прогресс наблюдается при переходе к бескарданным системам ориентации и навигации, в которых цифровая вычислительная машина является основным инструментом преобразования информации, ее фильтрации и аналитического построения базовой системы координат.

В первом разделе учебного пособия даются понятия о системах ориентации и навигации, а также формулируется общий принцип построения этих систем и приводится классификация гироскопических систем в зависимости от метода моделирования базовых направлений в пространстве.

Далее рассматривается связь между потенциалом поля силы тяжести, построением моделей формы Земли, используемых в навигации, и заданием вертикалей в пространстве. Приведены характеристики магнитного поля Земли. Вводятся необходимые для решения задач ориентации базовые системы координат и параметры ориентации подвижного объекта. Вращательное движение объекта описывается с помощью кинематических уравнений.

Второй раздел посвящен исследованию работы гироскопических стабилизаторов на неподвижном основании и качающемся объекте. Анализируются особенности поведения стабилизаторов в зависимости от используемого чувствительного элемента. Уделяется внимание вопросам устойчивости гиросtabilизаторов и погрешностям их работы.

В третьем разделе характеризуются основные приборы ориентации, применяемые на подвижных объектах. Сформулированы назначения и классификация гировертикалей, гироскопов направления и гироскопов. Приведены их принципиальные схемы и описана их работа. На основании составленных дифференциальных уравнений движения проанализированы переходные процессы, положения равновесия и основные погрешности, даны рекомендации по уменьшения некоторых из них.

В четвертом разделе приведена принципиальная схема бескарданной системы ориентации. Рассмотрены алгоритмы решения задачи ориентации при использовании углов ориентации или направляющих косинусов, а также работа во вращающейся системе координат. Показан вариант начальной выставки бескарданной системы ориентации на неподвижном основании.

Заключение содержит перспективы дальнейшего совершенствования приборов и систем ориентации с учетом внедрения в гироскопическое приборостроение микромеханических чувствительных элементов и цифровой вычислительной техники.

Глава 1. Геофизические явления, используемые в навигационных системах

1.1. Понятия о системах ориентации и навигации

Под навигацией понимают процесс формирования программы траекторного движения объекта и ее реализации при движении объекта из одного пункта в заданный. Параметры траекторного движения объекта и другие параметры, используемые для формирования программы траекторного движения, называют **навигационными**. Это – параметры траектории, координаты, скорость, пространственные и временные интервалы, направление движения и др. Информация об этих параметрах носит название навигационной информации. Измерение первичных параметров, на основании которых определяются (вычисляются) навигационные параметры называют навигационными измерениями.

Если не учитывать упругих деформаций корпуса, то подвижный объект (ПО) можно рассматривать как твердое тело с шестью степенями свободы. Движение ПО складывается из поступательного движения его центра масс и вращательного движения вокруг последнего. Поступательное движение определяется координатами центра масс (в общем случае его радиус-вектором \vec{R}), векторами линейной скорости и ускорения. В качестве параметров, определяющих угловое положение ПО, движущихся вблизи поверхности Земли, используют углы, которые отсчитывают от горизонтального трехгранника с началом в центре масс ПО и с географической ориентацией в азимуте. Условно можно считать, что задачи, связанные с поступательным движением объекта, решаются с помощью навигационных систем, а угловое положение ПО определяется системой ориентации.

Если рассматривать задачу ориентации твердого тела (подвижного объекта) с самых общих позиций, то для определения его пространственной ориентации необходимо задать положение (ориентацию) двух неколлинеарных векторов, ориентация которых, с одной стороны, априорно известна в опорной (базовой) системе координат, а с другой - может быть определена относительно твердого тела. При этом обязательно задание двух неколлинеарных векторов, т.к. задание лишь одного вектора не обеспечивает определение ориентации вокруг этого вектора. Этот очевидный факт получил название **принцип двух неколлинеарных векторов**.

Таким образом, для определения ориентации твердого тела необходимо измерение или моделирование некоторых векторных величин, которые в принципе могут иметь самую различную физическую природу, быть автономными (без использования излучений и не подверженными внешними помехами) и неавтономными. Такими полностью автономными средствами являются гироскоп и приборы на его основе.

В общих чертах принципы построения систем гироскопической ориентации могут быть обозначены следующим образом. Пусть требуется

определить ориентацию подвижного объекта относительно некоторой неподвижной (инерциальной) системы координат (ИСК). Для решения этой задачи на борту объекта необходимо иметь аналог ИСК, который может быть либо физическим в виде твердого тела неподвижного относительно ИСК (платформа, у которой угловая скорость в ИСК равна нулю), либо аналитическим, реализуемым в вычислительном устройстве, которое непрерывно вырабатывает параметры ориентации относительно ИСК.

Классификация гироскопических систем является в определенной степени условной и может быть осуществлена по различным признакам.

1) В зависимости от метода моделирования базовых (опорных) направлений в пространстве гироскопические системы делятся на:

- Бесплатформенные (аналитическое моделирование), иногда их называют бескарданными;
- Платформенные (физическое моделирование).

2) Платформенные системы по числу стабилизируемых осей могут быть одноосными, двухосными или трехосными (пространственные).

3) По принципу построения и роли гироскопов платформенные системы представляют собой стабилизаторы следующих типов:

- Непосредственные гироскопические стабилизаторы (ГС);
- Индикаторные ГС;
- Силовые ГС;
- Индикаторно-силовые ГС.

Непосредственные ГС не имеют внешней стабилизирующей обратной связи. Такие ГС применяют в координаторах цели, для непосредственной стабилизации космических аппаратов.

Индикаторные ГС не имеют внутренней обратной связи. Такие ГС широко применяются в инерциальных навигационных системах (ИНС).

Силовые ГС имеют внутреннюю и внешнюю стабилизирующие связи. Для повышения эффективности внутренней обратной связи в силовых ГС кинетический момент гироскопов стараются сделать как можно большей величины. Такие ГС широко используются для стабилизации в пространстве приборов и устройств больших масс (прицелы, телескопы, гравиметры, головки самонаведения и т.п.) или как первичные датчики ориентации в грубых системах.

Индикаторно-силовые ГС имеют внутреннюю и внешнюю стабилизирующие связи, причем ГС ведет себя либо как индикаторный, либо как силовой в зависимости от характера изменения внешнего возмущающего момента, приложенного к оси стабилизации.

Рассмотренная выше классификация иллюстрируется рисунком 1.1, а рисунок 1.2 поясняет принцип построения и роль гироскопов в платформенных гироскопических системах. На рисунке 1.2 введены следующие обозначения:

$\vec{R}_{гир}$ — момент гироскопической реакции (внутренняя обратная связь);

$\vec{M}_{разгр}$ — момент разгрузочный (внешняя обратная связь);
 $\vec{M}_{упр}$ — управляющий момент (момент коррекции);
 $\vec{M}_{возм}$ — возмущающий момент (вредный момент).

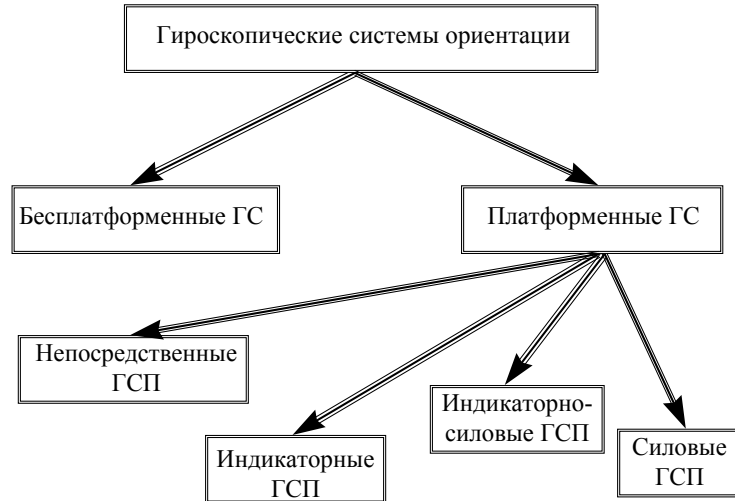


Рис. 1.1. Классификация гироскопических систем ориентации

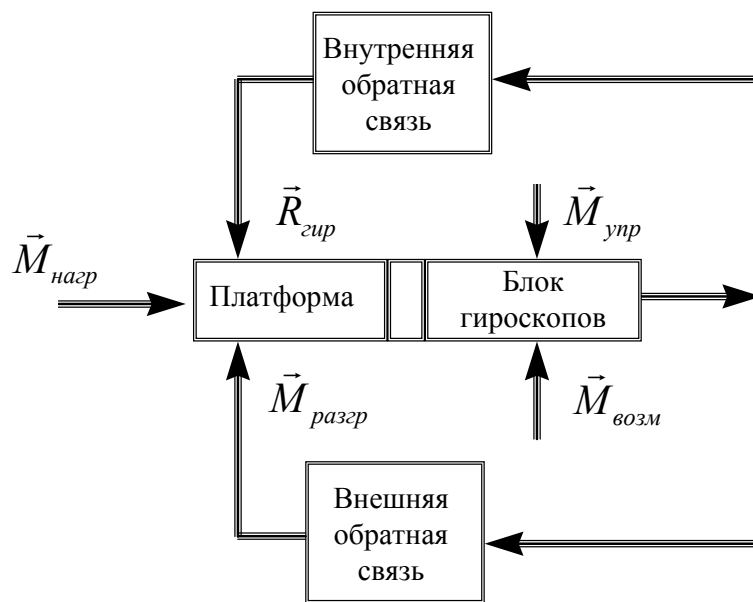


Рис. 1.2. Блок-схема платформенной системы ориентации

В общем случае для придания заданной ориентации платформе необходимо решить следующие задачи:

- определить фактическую ориентацию платформы;
- сравнить с априорно заданной ориентацией;
- осуществить коррекцию или управление ориентацией платформы.

Технические средства, решающие эти задачи, и образуют систему ориентации и стабилизации. В самом общем случае это системы автоматического управления, включающие:

1. Чувствительные элементы ориентации и коррекции: приборы и устройства, определяющие параметры ориентации платформы или реагирующие на их изменение.
2. Элементы и устройства преобразования информации и линии связи.
3. Исполнительные элементы: коррекционные и стабилизирующие двигатели и устройства, решающие задачу коррекции и управления ориентацией платформы.

1.2. Форма Земли и направления вертикали места

Для практического применения в геодезии, картографии, навигации и т.п. целесообразно использовать такое описание физической поверхности Земли, которое устанавливает ее отношение к уровненным поверхностям потенциала силы тяжести, играющим роль базовых (отсчетных) поверхностей. Поверхности морей и океанов, не испытывающие возмущений, вещественно представляют собой одну из уровненных поверхностей потенциала поля силы тяжести. Потенциал поля силы тяжести $W(e_1, e_2, e_3)$ в некоторой точке P с координатами (e_1, e_2, e_3) есть сумма потенциалов $V(e_1, e_2, e_3)$ силы тяготения и $Q(e_1, e_2, e_3)$ центробежной силы, вызванной суточным вращением Земли, т. е.

$$W(e_1, e_2, e_3) = V(e_1, e_2, e_3) + Q(e_1, e_2, e_3). \quad (1.1)$$

Таким образом, нормаль к спокойной поверхности океана совпадает с направлением силы тяжести. Это направление называют направлением отвеса или *истинной вертикалью*. Модуль вектора $\vec{g}(\vec{R})$ удельной силы тяжести является ускорением силы тяжести $g = \|\vec{g}(\vec{R})\|$, а направление вектора $\vec{g}(\vec{R})$, выраженное ортом \vec{a}_3^0

$$\vec{a}_3^0 = -\frac{\vec{g}}{\|\vec{g}\|}, \quad (1.2)$$

является направлением отвеса или отвесной линией. Причем в связанной с Землей системе координат $O_e e_1 e_2 e_3$ компоненты вектора \vec{a}_3^0 можно выразить через два угла φ_a и λ_a (рис.1.3) в виде

$$\vec{a}_3^0 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_a \cos \lambda_a \\ \cos \varphi_a \sin \lambda_a \\ \sin \varphi_a \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

Эти углы называют астрономическими координатами точки: широтой φ_a и долготой λ_a . С ортом \vec{a}_3^0 , как правило, связывают астрономическую горизонтную систему координат $Pa_1 a_2 a_3$ с географической ориентацией

осей. На рисунке 1.3 центр системы координат $e_1e_2e_3$ совмещен с точкой P пространства, в которой рассматривается вектор $\vec{g}(\vec{R})$ силы тяжести.

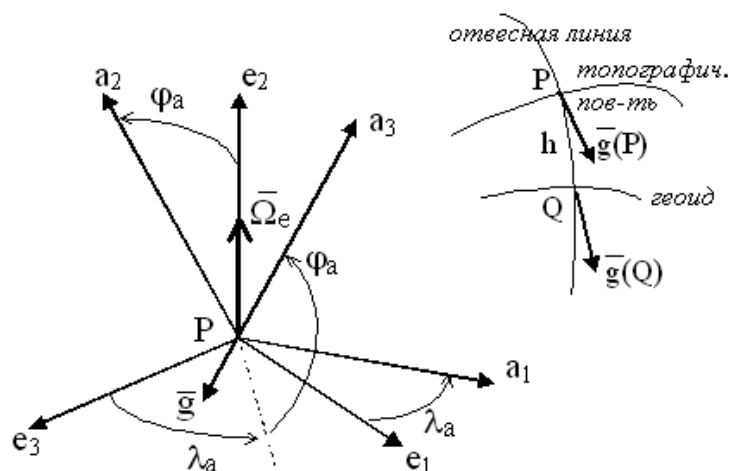


Рис. 1.3. Взаимное положение астрономической и географической систем координат

Потенциал $U(\vec{R})$, достаточно близко представляющий потенциал $W(\vec{R})$ поля силы тяжести реальной Земли, называют нормальным потенциалом. Соответственно за "нормальный геоид" обычно принимается эллипсоид вращения

$$\frac{e_1^2 + e_2^2}{a^2} + \frac{e_3^2}{b^2} = 1, \quad (1.4)$$

который определяется заданием большой a и малой b полуосей этого эллипсоида.

При замене геоида эллипсоидом астрономическим координатам H, φ_a, λ_a точки будут соответствовать геодезические координаты h, φ_G, λ_G . Они определяются в соответствии с рисунком 1.4.

Отрезок $QP = h$ является геодезической высотой точки, φ_G — геодезическая широта, определяемая как угол между нормалью к эллипсоиду и экваториальной плоскостью e_1e_3 , λ_G — геодезическая долгота, определяемая как угол между плоскостью геодезического меридиана, проходящего через точку P и ось e_2 , и плоскостью e_2e_3 нулевого или Гринвичского меридиана.

Каждой точке P на геоиде соответствует точка Q на эллипсоиде, получаемая путем проецирования точки P по нормали к эллипсоиду (рис.1.5). Вектор нормальной силы тяжести в точке Q , равный

$$\vec{\gamma}(Q) = \nabla U(Q), \quad (1.5)$$

должен быть "нормальным" эквивалентом вектора $\vec{g}(P) = \nabla W(P)$ действительной силы тяжести в точке P .

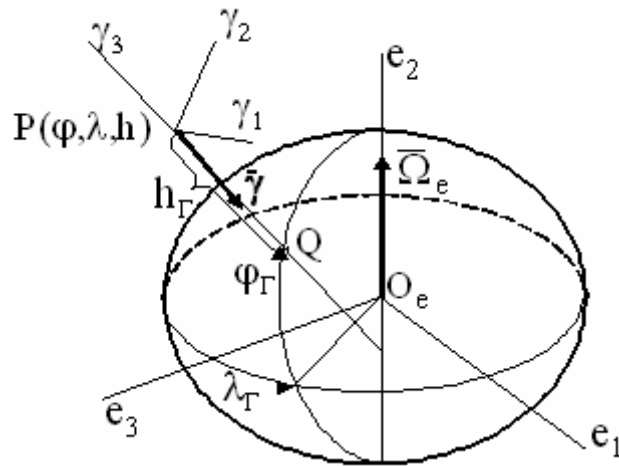


Рис. 1.4. Задание геодезических координат на эллипсоиде

Из изложенного следует, что могут быть введены следующие вертикали места:

- а) астрономическая (истинная), орт которой $\vec{a}_3^0 = \frac{-\vec{g}}{\|\vec{g}\|}$;
- б) геодезическая, орт которой $\vec{\gamma}_3^0 = \frac{-\vec{\gamma}}{\|\vec{\gamma}\|}$;
- в) гравитационная, орт которой $\vec{g}_3^0 = \frac{-\vec{G}}{\|\vec{G}\|}$;
- г) геоцентрическая, орт которой $\vec{r}_3^0 = \frac{\vec{R}}{\|\vec{R}\|}$.

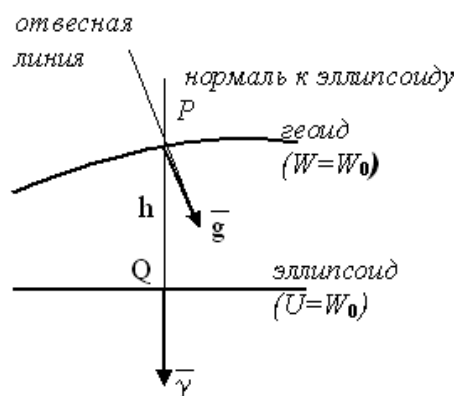


Рис. 1.5. Соответствие между точками на геоиде и эллипсоиде

Геоцентрическая вертикаль направлена к центру Земли, которую аппроксимируем сферой радиуса R . Геоцентрическими координатами точки O_1 являются: геоцентрический радиус R , геоцентрическая широта φ — угол

между плоскостью экватора и радиусом R , геоцентрическая долгота λ , равная геодезической долготе λ_G .

1.3. Магнитное поле Земли

Проводимые измерения параметров магнитного поля Земли (МПЗ) за длительный период наблюдений в околоземном пространстве и их статистическая обработка определяют статистические характеристики поля. Эти характеристики позволяют построить геомагнитную модель, характеризующую собой пространственно-временное распределение параметров МПЗ, необходимое для решения задач навигации и ориентации.

Функционирование систем ориентации и навигации, основанных на использовании МПЗ, существенно осложняет высокий уровень помех от источников магнитного поля на ПО и случайных флуктуаций и магнитных бурь, присущих МПЗ. В связи с этим возникают проблемы измерения и компенсации внешних магнитных возмущений и статистической фильтрации случайных помех.

В общем случае МПЗ представляет собой сложную векторную функцию координат местонахождения и времени. Путем многолетних наблюдений установлено, что вектор \vec{T} напряженности МПЗ представляет собой сумму векторов отдельных полей

$$\vec{T} = \vec{T}_0 + \vec{T}_M + \vec{T}_a + \delta\vec{T}_b, \quad (1.6)$$

которые обусловлены:

\vec{T}_0 — магнитным полем однородного намагничивания тела Земли, называемым дипольным; этот вектор наибольший по величине; \vec{T}_M — магнитным полем неоднородных внутренних слоев Земли, называемым материковым полем (полем материковых аномалий); \vec{T}_a — магнитным полем от намагничивания пород земной коры, называемым аномальным полем; $\delta\vec{T}_b$ — внешним по отношению к Земле источником поля, называемого полем геомагнитных вариаций.

Сумму векторов

$$\vec{T}_H = \vec{T}_0 + \vec{T}_M \quad (1.7)$$

называют обычно вектором напряженности *нормального геомагнитного поля*.

Вектор \vec{T} определяется или задается в соответствующих системах координат, определенным образом связанных с Землей. Его компоненты в теории земного магнетизма обычно определяются в прямоугольной системе координат $Oxyz$ (рис.1.6) с осями, направленными: Oz — по вертикали в тело Земли, Ox — на север в плоскости географического меридиана, Oy — на восток.

Соответственно этому проекции вектора \vec{T} будут: \vec{X} — северная составляющая, \vec{Y} — восточная составляющая, \vec{Z} — вертикальная

составляющая, \vec{H} — горизонтальная составляющая. Его ориентация определяется углами: d — магнитное склонение, между вектором \vec{H} и географическим меридианом (осью Ox), θ — магнитное наклонение, составляемое вектором \vec{T} с горизонтальной плоскостью.

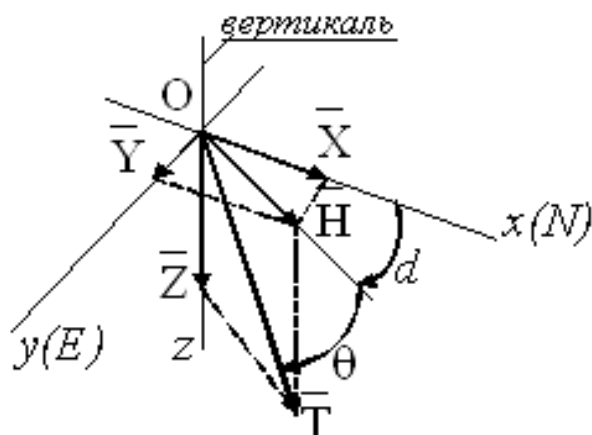


Рис. 1.6. Составляющие вектора напряженности магнитного поля Земли

Модули приведенных составляющих, углы и модуль вектора напряженности МПЗ носят название элементов земного магнетизма. Данные элементы связаны определенными соотношениями (см. рис.1.6):

$$X = H \cos d; Y = H \sin d;$$

$$Z = H \operatorname{tg} \theta = T \sin \theta;$$

$$H^2 = X^2 + Y^2; H = T \cos \theta; \quad (1.8)$$

$$\operatorname{tg} d = \frac{Y}{X}.$$

Нормальное геомагнитное поле в первом приближении может быть представлено полем диполя по той причине, что напряженность поля диполя \vec{T}_0 на всей земной поверхности существенно больше напряженности \vec{T}_M поля материковых аномалий. Напряженность же поля диполя в любой точке пространства определяется формулой

$$\vec{T}_0 = \frac{1}{R^3} \left[\vec{M} - 3 \frac{(\vec{M} \cdot \vec{R})}{R^2} \vec{R} \right], \quad (1.9)$$

где \vec{M} — вектор магнитного момента Земли с началом в центре Земли и направлением, составляющим $\approx 11,5^\circ$ с осью вращения Земли; \vec{R} — геоцентрический вектор положения точки; R — модуль вектора \vec{R} .

Дипольное поле, как считают, в основном порождается мощными токовыми системами в проводящем ядре Земли. Значения напряженности поля, т.е. силы, действующей на единицу магнитной массы, на земной поверхности изменяются в зависимости от координат местонахождения в

пределах $3 \cdot 10^4 \dots 6 \cdot 10^4$ гамм [гамма — единица измерения, равная 10^{-5} Э (Эрстед)]. Модуль напряженности дипольного поля, как видно из (1.9), зависит от угла, составляемого векторами \vec{M} и \vec{R} , и уменьшается обратно пропорционально кубу геоцентрического вектора.

Находят применение три основных способа представления элементов МПЗ: графический, табличный и аналитический. Графический способ представления пространственного распределения элементов МПЗ осуществляется в виде карт, на которые наносятся графики, векторы, изолинии и т.п. Карты с изображениями изолиний элементов МПЗ наибольшее распространение получили в геофизике и навигации. На картах наносятся линии равных значений элементов МПЗ через определенные интервалы их изменения. При этом возможность учета аномалий определенной протяженности зависит от масштаба карты.

Табличный способ представления пространственного распределения геомагнитного поля состоит в задании значений элементов МПЗ в дискретном числе точек на поверхности Земли в виде таблицы. Шаг таблицы, т. е. интервалы между координатами этих точек, выбираются в зависимости от ее назначения. Данный способ особенно успешно может быть использован при наличии на объекте БЦВМ.

1.4. Базовые системы координат

Задача определения ориентации объекта предполагает априорный выбор опорного (базового) трехгранника, относительно которого должны быть найдены заранее выбранные параметры ориентации. Этот трехгранник должен быть правой ортогональной системой координат (СК), как правило, с началом в центре масс объекта. Выбор той или иной базовой СК определяется типом подвижного объекта и характером его движения.

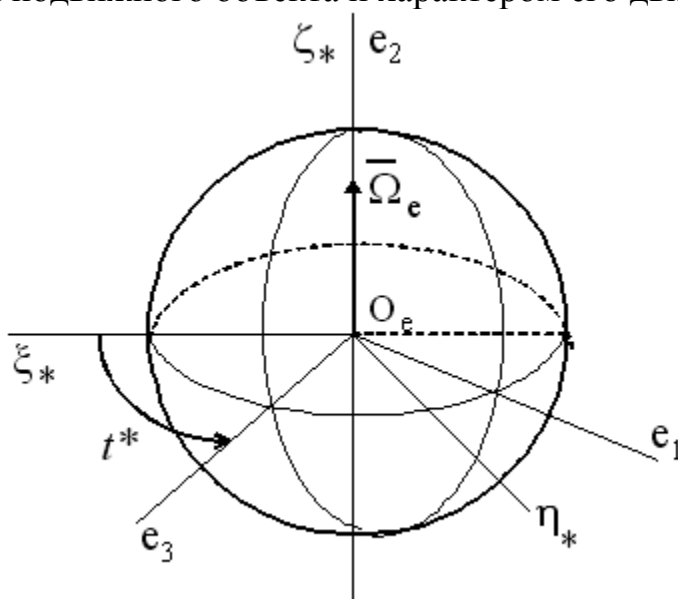


Рис. 1.7. Взаимное положение геоцентрической и инерциальной систем координат

В системах навигации и ориентации в качестве аналогов опорного трехгранника используются следующие системы координат:

- $O_e \xi^* \eta^* \zeta^*$ - инерциальная СК;
- $O_e e_1 e_2 e_3$ – геоцентрическая СК;
- $OENZ$ – географическая СК;
- $OXYZ$ – ортодромическая СК.

Обычно в навигации считается, что инерциальная СК не вращается относительно инерциального пространства. Начало ее поместим в центре Земли, ось $O_e \zeta^*$ направим на Полярную звезду (параллельно оси Мира), оси $O_e \xi^*$, $O_e \eta^*$ расположим в плоскости земного экватора, причем ось $O_e \xi^*$ направим в точку весеннего равноденствия, ось $O_e \eta^*$ дополняет СК до правой.

Оси геоцентрической СК ориентируем так, как показано на рис. 1.7: ось $O_e e_2$ – вдоль вектора угловой скорости Земли, ось $O_e e_3$ – в плоскости экватора и плоскости Гринвичского меридиана (широта $\varphi=0^\circ$), ось $O_e e_1$ – в плоскости экватора так, чтобы трехгранник был правым. Геоцентрическая СК вращается относительно инерциальной с угловой скоростью Земли. Их взаимная ориентация определяется часовым углом

$$t^* = t_{Гр}(t_0) + \Omega_e \cdot (t - t_0),$$

где $t_{Гр}$ – гринвичское время на начальный момент t_0 ; t – текущее значение времени; Ω_e – угловая скорость Земли.

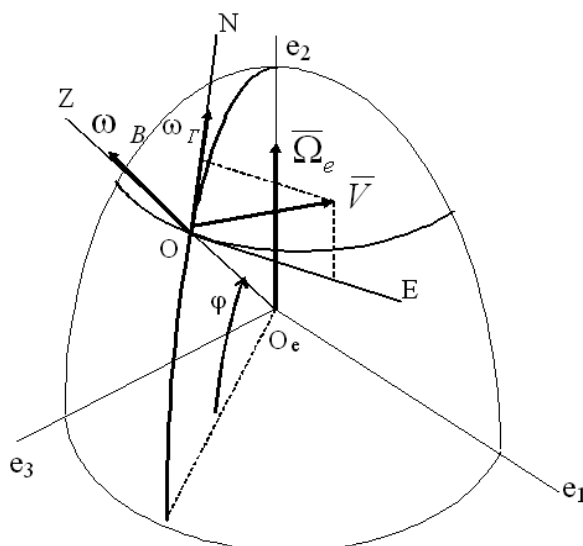


Рис. 1.8. Географическая система координат

Начало географической СК совместим с точкой O , в которой вертикаль, проведенная через центр масс объекта, пересекает поверхность Земли (на рис. 1.8 аппроксимирующая поверхность Земли – сфера). Ось OZ направлена по вертикале вверх. Ось ON лежит в плоскости горизонта и

направлена к Северу. Ось OE дополняет СК до правой, т.е. расположена в плоскости горизонта и направлена на Восток.

Если точка O неподвижна относительно поверхности Земли, то система координат $OENZ$ вращается относительно инерциальной СК с угловыми скоростями:

$$\omega_{\Gamma} = \Omega_e \cos \varphi, \quad \omega_B = \Omega_e \sin \varphi, \quad (1.10)$$

где ω_{Γ} , ω_B – горизонтальная и вертикальная составляющие угловой скорости Земли. Перемещение точки O в горизонтальной плоскости со скоростью V , направленной под углом Ψ к плоскости меридиана, создает дополнительные угловые скорости системы координат $OENZ$ относительно инерциальной СК:

$$\omega_E = -V \cos \Psi / R; \quad \omega_N = V \sin \Psi / R; \quad \omega_Z = V \cos \Psi \sin \varphi / R \cos \varphi.$$

Тогда в общем случае, составляющие угловой скорости географической СК на ее оси будут:

$$U_E = -\frac{V \cos \Psi}{R}; \quad U_N = \Omega_e \cdot \cos \varphi + \frac{V \sin \Psi}{R}; \quad U_Z = \Omega_e \cdot \sin \varphi + \frac{V \cos \Psi}{R} \operatorname{tg} \varphi. \quad (1.11)$$

Когда ориентацию объекта необходимо определять относительно СК, связанной с его траекторией, то в качестве опорного трехгранника используется ортодромическая СК $OXYZ$ (см. рис. 1.9) с началом O ,

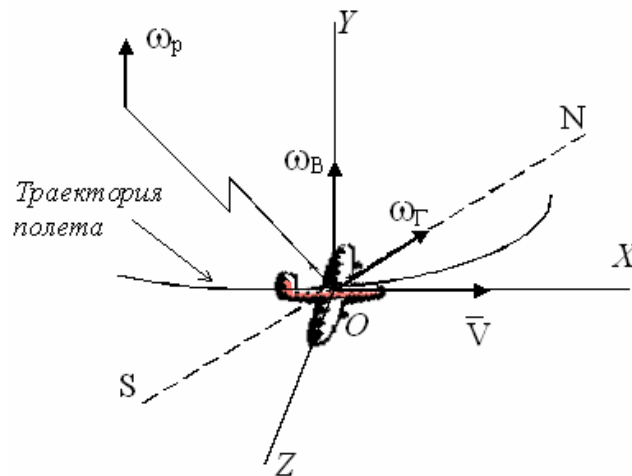


Рис. 1.9. Ортодромическая система координат

совмещенным с центром масс объекта. При этом ось OY направлена по вертикале вверх, ось OX – по касательной к траектории в направлении движения (вдоль вектора скорости \bar{V}), ось OZ дополняет СК до правой и направлена по нормали к траектории. Ортодромическая СК повернута относительно географической СК на угол Ψ вокруг вертикали. Составляющие угловой скорости ортодромической СК на ее оси определяются выражениями:

$$U_X = \Omega_e \cos \varphi \cos \Psi; \quad U_Y = \Omega_e \sin \varphi + V / \rho; \quad U_Z = -\Omega_e \cos \varphi \sin \Psi - V / R, \quad (1.12)$$

где ρ – радиус кривизны траектории в горизонтальной плоскости.

1.5. Параметры ориентации подвижного объекта

В общем случае понятие ориентации связано с вращательным движением твердого тела, т.е. ориентация - это угловое положение твердого тела относительно заданных (базовых) направлений. Поэтому ориентация исследуется как движение системы координат $Ox_c y_c z_c$, жестко связанной с твердым телом, относительно базовой системы координат, причем обе системы координат имеют общее начало. При определении ориентации подвижного объекта гироскопическими системами используется связанная система координат (ССК), начало которой помещают в центр объекта. Оси ССК имеют направления (см. рис. 1.10): ось Ox_c – вдоль продольной оси объекта к носовой части, ось Oy_c – в плоскости симметрии объекта,

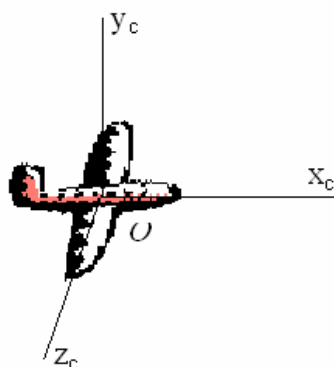


Рис. 1.10. Связанная с объектом система координат

перпендикулярно продольной оси вверх, ось Oz_c – перпендикулярно к плоскости симметрии, дополняя СК до правой.

В качестве параметров ориентации ПО относительно географической СК обычно используют углы Крылова (см. рис. 1.11): курс объекта K , который отсчитывается в плоскости горизонта от полуденной линии до проекции оси Ox_c на плоскость горизонта в пределах от 0° до 360° ; ϑ – угол продольных колебаний между осью Ox_c и плоскостью горизонта $\pm 90^\circ$; γ – угол поперечных колебаний, совершаемых объектом вокруг оси Ox_c в пределах $\pm 90^\circ$. При этом ориентация осей ССК $Ox_c y_c z_c$ относительно осей $OENZ$ характеризуется матрицей перехода (1.13):

$$A_G^C = \begin{matrix} E \\ N \\ Z \end{matrix} \begin{matrix} x_c & y_c & z_c \\ \left[\begin{array}{ccc} \sin K \cos \vartheta & \cos K \sin \gamma - \sin K \sin \vartheta \cos \gamma & \cos K \cos \gamma + \sin K \sin \vartheta \sin \gamma \\ \cos K \cos \vartheta & -\sin K \sin \gamma - \cos K \sin \vartheta \cos \gamma & -\sin K \cos \gamma + \cos K \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \end{array} \right] \end{matrix},$$

каждый элемент которой представляет собой направляющий косинус угла между одной из осей связанной СК и одной из осей географической СК.

Выбор трех углов Крылова однозначно определяет взаимную ориентацию двух систем, благодаря чему эти углы можно использовать в качестве обобщенных координат при составлении уравнений движения.

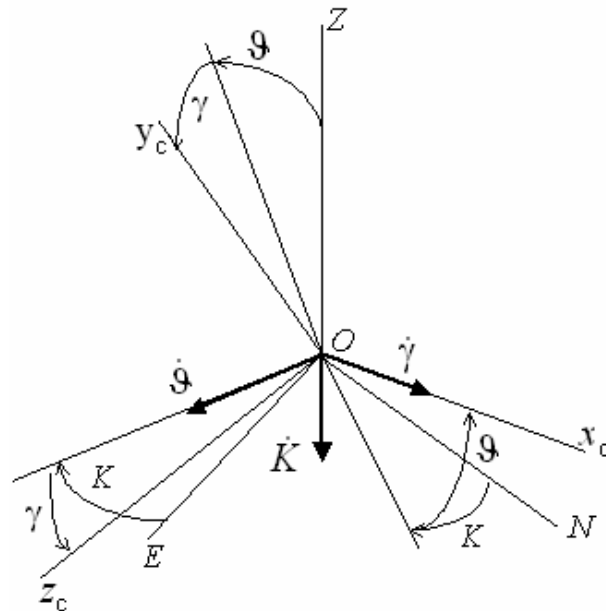


Рис. 1.11. Задание положения объекта в географической системе координат

Кроме того, углы Крылова естественным образом воспроизводятся трехосным карданным подвесом при взаимной ортогональности осей. Порядок поворотов предопределен порядком расположения колец от основания до внутреннего кольца, материализующего вращающуюся систему координат.

Полное описание вращения твердого тела в некоторой базовой системе координат может быть представлено совместным заданием его динамических и кинематических уравнений. Кинематические уравнения связывают вектор угловой скорости вращения твердого тела с производными по времени от параметров ориентации.

Выполнив дифференцирование матрицы (1.13) по времени и используя теорему Кориолиса для абсолютной производной, получаем матричное дифференциальное уравнение

$$\dot{A}_G^C = A_G^C \cdot [\omega_C] - [\omega_G] \cdot A_G^C, \quad (1.14)$$

где $[\omega_C]$, $[\omega_G]$ - кососимметричные матрицы, которые соответствуют векторам $\bar{\omega}_G$ и $\bar{\omega}_C$ угловых скоростей используемых СК и имеют вид

$$[\omega_G] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_N \\ \omega_Z & 0 & -\omega_E \\ -\omega_N & \omega_E & 0 \end{bmatrix}, [\omega_C] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{yc} & \omega_{zc} \\ \omega_{yc} & 0 & -\omega_{xc} \\ -\omega_{zc} & \omega_{xc} & 0 \end{bmatrix}. \quad (1.15)$$

Перейдя от (1.14) к скалярной форме уравнений, получим кинематические уравнения углов курса, продольных и поперечных колебаний:

$$\begin{aligned} \dot{K} \cos \vartheta &= \omega_{xc} \sin \gamma - \omega_{yc} \cos \gamma - \omega_E \sin \vartheta \sin K - \omega_N \sin \vartheta \cos K + \omega_Z \cos \vartheta, \\ \dot{\vartheta} &= \omega_{xc} \cos \gamma + \omega_{yc} \sin \gamma - \omega_E \cos K + \omega_N \sin K, \\ \dot{\gamma} \cos \vartheta &= \omega_{xc} \cos \gamma \sin \vartheta + \omega_{zc} \cos \vartheta - \omega_{yc} \sin \vartheta \cos \gamma - \omega_E \sin K - \omega_N \cos K. \end{aligned} \quad (1.16)$$

Они представляют собой систему связанных нелинейных дифференциальных уравнений. Из уравнений (1.16) видно, что для определения ориентации подвижного объекта необходимо вычислить составляющие угловой скорости базовой СК, измерить составляющие угловой скорости связанной СК и решить систему нелинейных кинематических уравнений относительно углов ориентации. При этом надо учитывать, что при приближении угла ϑ к значению $\pm 90^\circ$ угловые скорости \dot{K} и $\dot{\gamma}$ стремятся к бесконечности и, соответственно, кинематические уравнения в этих параметрах вырождаются. Однако, если аналог географической СК моделируется платформой трехосного карданного подвеса с соответствующей ориентацией осей относительно объекта, то углы ориентации считываются непосредственно с осей подвеса.

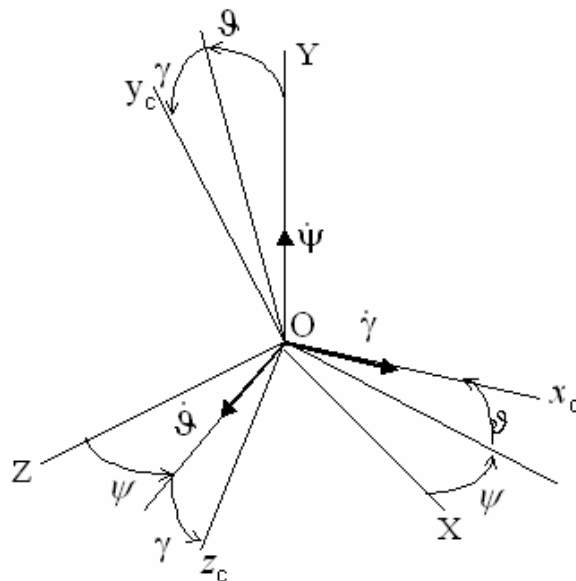


Рис. 1.12. Ориентация объекта в ортодромической системе координат

Если в качестве базовой системы координат используется ортодромическая СК, то ориентация объекта определяется (см. рис.1.12): углом рыскания ψ , который считается положительным, когда ось OX совмещается с проекцией оси Ox_c на плоскость горизонта поворотом вокруг оси OY против часовой стрелки, углом продольного крена ϑ и углом поперечного крена γ . Применение этих углов имеет те же преимущества, что

и углы Крылова. Переход от осей OXYZ к осям ССК определяется матрицей (1.17):

$$A_{СК}^C = \begin{matrix} X \\ Y \\ Z \end{matrix} \begin{matrix} x_c & y_c & z_c \\ \left[\begin{array}{ccc} \cos\psi \cos\vartheta & \sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \sin\vartheta \cos\gamma & \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\vartheta \sin\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta \cos\gamma & -\cos\vartheta \sin\gamma \\ -\sin\psi \cos\vartheta & \cos\psi \sin\gamma + \sin\psi \sin\vartheta \cos\gamma & \cos\psi \cos\gamma - \sin\psi \sin\vartheta \sin\gamma \end{array} \right] \end{matrix},$$

Как видно из (1.17), направляющие косинусы матрицы $A_{СК}^C$ с точностью до обозначений совпадают с (1.13), а их расположение в матрице определяется выбором ориентации осей.

Глава 2. Гироскопические стабилизаторы

2.1. Понятие о гироскопических стабилизаторах

Гиросtabilизатором (ГС) называется устройство, в котором гироскоп осуществляет слежение за внешним моментом и с помощью двигателя компенсирует его, удерживая стабилизируемую массу в неизменном положении. Гиросtabilизаторы применяются в качестве чувствительного элемента прибора или для непосредственной стабилизации измерительных устройств на подвижном объекте.

В зависимости от применяемого чувствительного элемента ГС делятся на:

- силовые с дважды интегрирующим гироскопом,
- индикаторно-силовые с поплавковым интегрирующим гироскопом или с дифференцирующим гироскопом (гиротахометром),
- индикаторные с астатическим гироскопом.

В зависимости от числа осей, относительно которых осуществляется стабилизация, различают:

- одноосный ГС, в котором моделируется направление,
- двухосный ГС, в котором моделируется плоскость или нормаль к этой плоскости,
- трехосный ГС, в котором моделируется координатный трехгранник.

По числу гироскопов, работающих по каждой оси стабилизации, ГС могут быть:

- одногироскопные,
- двухгироскопные, в которых гироскопы связаны антипараллелограммом, ограничивающим поворот гироскопов на равные углы и в противоположные стороны.

В общем случае гиросtabilизатор изолирует стабилизируемое устройство от движения основания, происходящее относительно оси, параллельной оси стабилизации. В трехосном ГС имеем стабилизированную платформу, полностью развязанную от движения основания. Основное требование, предъявляемое к гиросtabilизатору, - точность сохранения заданного положения платформы относительно опорного трехгранника при действии на нее различных динамических возмущений со стороны объекта, на котором она установлена. Точностные характеристики ГС – главные факторы, определяющие эффективность выполнения задачи, поставленной перед системой ориентации или навигации.

2.2. Принципиальная схема одноосного гиросtabilизатора

Один из возможных вариантов принципиальной схемы одноосного ГС представлен на рис. 2.1, на котором обозначено: 1 – гироскоп, 2 – стабилизируемая рама, 3 – контактное устройство, 4 – двигатель цепи

разгрузки, 5 – редуктор, 6 – измерительное устройство, 7 – усилитель, 8 – моментный двигатель. Наружная ось подвеса называется осью стабилизации. Внутренняя ось – ось прецессии гироскопа. Измерительной осью чувствительного элемента служит ось, перпендикулярная оси прецессии и главной оси гироскопа.

Предположим, что относительно оси стабилизации действует постоянный момент внешней силы M . Под действием этого момента гироскоп начинает прецессировать с угловой скоростью $\dot{\rho}$. При этом появляется гироскопический момент $M_G = H \cdot \dot{\rho}$, который на начальном этапе уравнивает внешний момент $\bar{M}_G = -\bar{M}$, обеспечивая тем самым стабилизацию рамы. После поворота гироскопа на некоторый угол ρ контактное устройство подает напряжение на двигатель цепи разгрузки, который через редуктор прикладывает момент $M_{ДВ} = K \cdot \rho$ к оси стабилизации. Теперь внешний момент уравнивается суммой гироскопического момента и момента двигателя $\bar{M}_G + \bar{M}_{ДВ} = -\bar{M}$. Когда угол отклонения гироскопа достигнет некоторого значения ρ_0 , момент на оси стабилизации будет равен нулю $\bar{M}_{ДВ} + \bar{M} = 0$ и прецессия гироскопа прекратится. Гироскопический момент примет нулевое значение. Контактное устройство, двигатель и редуктор совместно с гироскопом образуют цепь стабилизации.

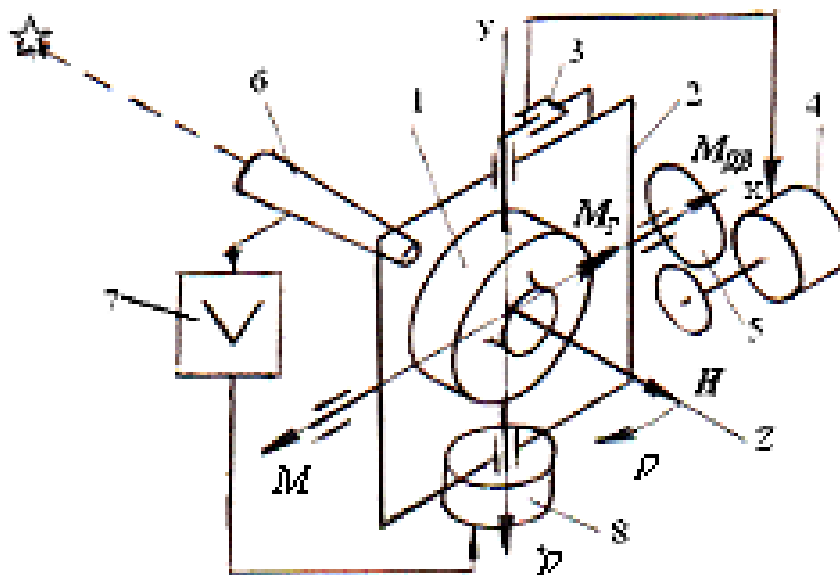


Рис. 2.1. Принципиальная схема одноосного гиросtabilизатора

Для того чтобы выставить стабилизируемую раму в исходное положение, а также компенсировать ее уходы под действием вредных моментов или из-за переносной угловой скорости, в ГС применяется цепь коррекции, состоящая из измерительного устройства, усилителя и моментного двигателя на оси прецессии гироскопа. Если на моментный

двигатель подать напряжение, то под действием момента, приложенного по оси прецессии, гироскоп будет прецессировать вместе с рамой относительно наружной оси до тех пор, пока она не придет в исходное положение.

Таким образом, за счет особенностей формирования цепей управления ГС обеспечивает неизменное положение стабилизируемой рамы при длительном воздействии внешнего момента по оси стабилизации. При этом гироскоп реагирует на изменение величины и знака внешнего момента, то есть выполняет слежение за этим моментом.

2.3. Дифференциальные уравнения гиростабилизатора

Введем следующие системы координат: $Ox_0y_0z_0$, связанную с основанием; $Ox_1y_1z_1$, связанную со стабилизируемой рамой, $Ox_2y_2z_2$ – оси Резаля. Их взаимное положение показано на рис. 2.2. При малых величинах угловых скоростей основания: $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}$ линеаризованные кинематические уравнения имеют вид:

$$\begin{aligned} \omega_{x1} &= \omega_{x0} + \dot{\alpha}; \quad \omega_{y1} = \omega_{y0}; \quad \omega_{z1} = \omega_{z0}; \\ \omega_{x2} &= \omega_{x1} - \omega_{z1} \cdot \rho_0; \quad \omega_{y2} = \omega_{y1} + \dot{\rho}; \quad \omega_{z2} = \omega_{z1} + \omega_{x1} \cdot \rho_0. \end{aligned} \quad (2.1)$$

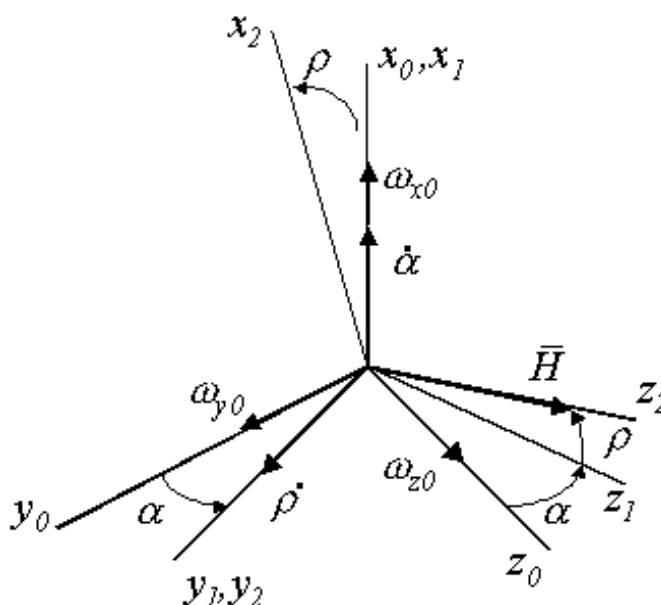


Рис. 2.2. Взаимное положение осей Резаля и связанной системы координат

Для составления дифференциальных уравнений движения ГС воспользуемся методом Кудревича Б.И., просуммировав моменты сил, действующие по осям прецессии и стабилизации, и приравняв их нулю. Выражения моментов сил представлены в виде табл.2.1, в которой приняты следующие обозначения: d' – удельный демпфирующий момент в двигателе

цепи разгрузки; i – передаточное отношение редуктора; $J_{p,y}$ – момент инерции ротора двигателя; K_α – крутизна характеристики цепи разгрузки; W_α – передаточная функция цепи разгрузки; n – удельный момент демпфирования в оси прецессии.

Таблица 2.1.

Природа момента	Ось прецессии	Ось стабилизации
Момент сил инерции	$J_{\Pi} \dot{\omega}_{y2} = J_{\Pi} (\dot{\omega}_{y0} + \ddot{\rho})$	$J_{x1} \dot{\omega}_{x1} = J_{x1} (\dot{\omega}_{x0} + \ddot{\alpha})$
Демпфирующий момент	$n\dot{\rho}$	$d\dot{\alpha} = i^2 d'\dot{\alpha} = d(\omega_{x1} - \omega_{x0})$
Гироскопический момент	$-H\omega_{x2} = -H\omega_{x1} + H\omega_{z1}\rho_0$	$H\omega_{y2} = H\omega_{y0} - H\dot{\rho}$
Внешний момент	$M_{\rho y} + M_{\rho B}$	$M_{\alpha H} + M_{\alpha P} + M_{\alpha T} = M_{\alpha H} + K_\alpha W_\alpha \rho + M_{\alpha T} \text{sign} \omega_{x0}$
Инерционный момент из-за обкатки двигателя	-	$m\ddot{\alpha} \approx k_1 i^2 J_{p,y} (\dot{\omega}_{x1} - \dot{\omega}_{x0})$

Выполнив в уравнениях, составленных методом Кудревича Б.И., преобразования, получим линеаризованные уравнения движения одноосного одногироскопного стабилизатора:

$$\begin{aligned}
 J_{\Pi} \ddot{\rho} + n\dot{\rho} &= H\omega_{x1} - H\omega_{z1}\rho_0 - J_{\Pi} \dot{\omega}_{y0} + M_{\rho y} + M_{\rho B}; \\
 J_{x1} \dot{\omega}_{x1} + m\dot{\omega}_{x1} + d\omega_{x1} &= M_{\alpha H} - H\dot{\rho} - H\omega_{y0} - K_\alpha W_\alpha \rho + m\dot{\omega}_{x0} + \\
 + d\omega_{x0} + M_{\alpha T} \text{sign} \omega_{x0}, &
 \end{aligned} \tag{2.2}$$

которые образуют систему двух связанных дифференциальных уравнений относительно регулируемых координат ω_{x1} и ρ . Найдем равновесное состояние системы при следующих условиях: $M_{\rho y} = M_{\rho B} = 0$; $\omega_{y0} = 0$; $W_\alpha = 1$; $M_{\alpha H} = M_0 = \text{const}$. После окончания переходного процесса имеем: $\rho_0 = \frac{M_0}{K_\alpha}$; $\omega_{x1} - \omega_{z1}\rho_0 = \omega_{x2} = 0$.

Из полученных соотношений видно, что гиростабилизатор функционирует таким образом, чтобы проекция абсолютной угловой скорости на его **измерительную** ось была равна нулю.

2.4. Структурная схема гиросtabilизатора

Как видно из предыдущего, гиросtabilизатор представляет собой достаточно сложную систему автоматического регулирования. Поэтому для анализа его работы целесообразно применять методы теории автоматического управления, в частности, использовать представление системы регулирования в виде структурной схемы, состоящей из динамических звеньев. Введем следующие передаточные функции звеньев.

$$\begin{aligned}
 W_y(s) &= -1/H && \text{– передаточная функция управления;} \\
 W_H(s) &= H/(J_{II}s^2 + ns) && \text{– измерительная передаточная функция;} \\
 W_J(s) &= J_{\alpha}s + d = \\
 &= (J_{x1} + m)s + d && \text{– передаточная функция платформы;} \\
 W_{\Gamma}(s) &= H^2/(J_{II}s + n) && \text{– передаточная функция по гироскопическому} \\
 &&& \text{моменту;} \\
 W_P(s) &= K_{\alpha}W_{\alpha}(s) && \text{– передаточная функция канала разгрузки.}
 \end{aligned}$$

С учетом введенных обозначений перепишем уравнения (2.2) в операторной форме, полагая $M_{\rho B} = 0$.

$$\begin{aligned}
 \rho &= W_H(s) \left(\omega_{x1} - \omega_y - \omega_{z0} \cdot \rho_0 - \frac{J_{II}}{H} \cdot s \cdot \omega_{y0} \right); \\
 W_J(s) \cdot \omega_{x1} &= -W_{\Gamma}(s) \left(\omega_{x1} - \omega_y - \omega_{z0} \cdot \rho_0 - \frac{J_{II}}{H} \cdot s \cdot \omega_{y0} \right) - \\
 &- W_P(s) \cdot \rho + W_B(s) \cdot \omega_{x0} + W_B^*(\omega_{x0}) - H \cdot \omega_{y0}; \\
 \omega_y &= W_y(s) \cdot M_{\rho y},
 \end{aligned} \tag{2.3}$$

где $W_B^*(\omega_{x0}) = M_{\alpha T} \text{sign}(\omega_{x0})$ – передаточная функция по моменту сил сухого трения.

При составлении структурной схемы гиросtabilизатора в качестве входных величин выберем переносные угловые скорости основания и моменты внешних сил. Основной регулируемой координатой в ГС является угловая скорость платформы ω_{x1} , а дополнительной – угол прецессии ρ . Динамическая ошибка стабилизации угловой скорости платформы $\Delta\omega = \omega_{x1} - \omega_y - \omega_{z0} \cdot \rho_0 - \frac{J_{II}}{H} \cdot s \cdot \omega_{y0}$. По уравнениям (2.3) построим структурную схему одноосного гиросtabilизатора, как показано на рис. 2.3.

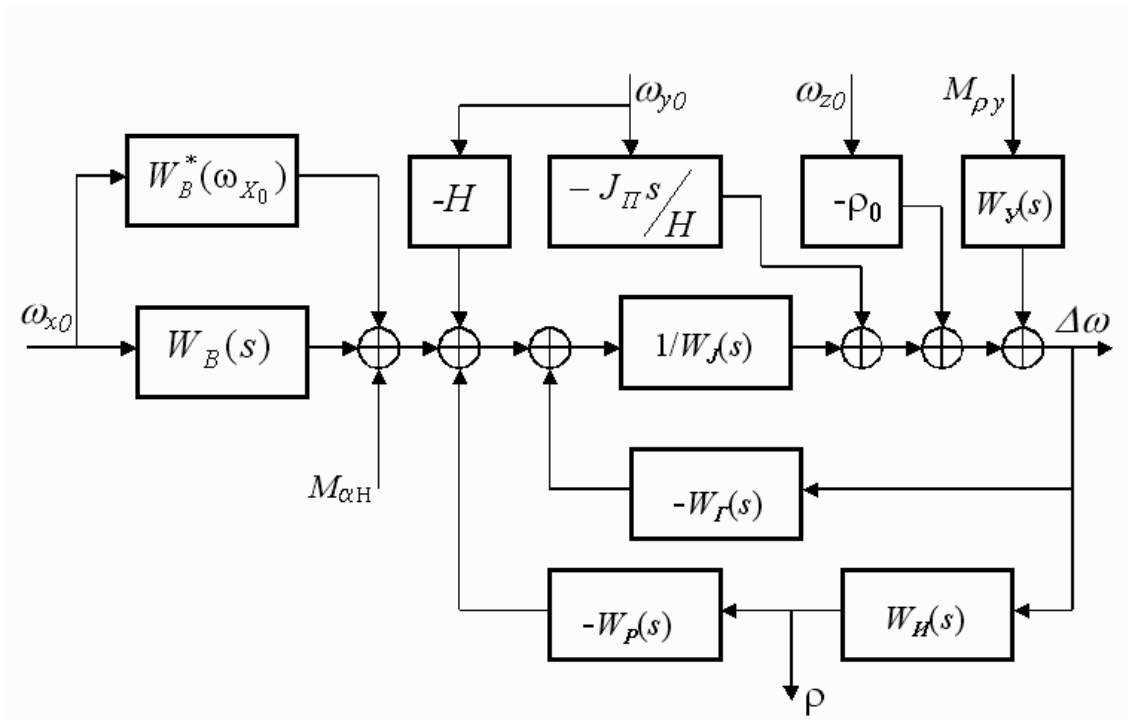


Рис. 2.3. Структурная схема одноосного гиросtabilизатора

2.5. Сравнительный анализ различных типов гиросtabilизаторов

В зависимости от типа применяемого чувствительного элемента динамические свойства гиросtabilизатора будут различными. Это следует из различий в передаточных функциях и эквивалентных схемах стабилизаторов.

Рассмотрим силовой гиросtabilизатор на двухстепенном гироскопе с подвесом оси прецессии на шарикоподшипниках. В этом случае момент жидкостного трения в оси можно считать отсутствующим ($n=0$). Тогда передаточные функции принимают вид:

$$W_H(s) = \frac{H}{J_{II}s^2}; W_\Gamma(s) = \frac{H^2}{J_{II}s}. \quad (2.4)$$

Из (2.4) видно, что угол прецессии ρ определяется двойным интегралом от угловой скорости поворота платформы с коэффициентом усиления $\frac{H}{J_{II}}$, который, как правило, имеет достаточно большую величину. Поэтому такой гиросtabilизатор можно рассматривать как стабилизатор на дважды интегрирующем гироскопе. Гироскопический момент, действующий по оси стабилизации, пропорционален углу поворота платформы с коэффициентом угловой жесткости $\frac{H^2}{J_{II}}$. Таким образом, эквивалентная схема, определяющая связь платформы с основанием, может быть представлена в виде, показанном на рис. 2.4.a, т.е. как упругая связь с коэффициентом c_Γ .

Гиростабилизатор, построенный на ПИГе, с учетом момента жидкостного трения в оси подвеса поплавка имеет передаточные функции вида:

$$W_H(s) = \frac{\eta}{s(1 + T_G s)}; W_G(s) = \frac{H \cdot \eta}{1 + T_G s}, \quad (2.5)$$

где $\eta = H/n$ – передаточный коэффициент ПИГа, $T_G = J_{II}/n$ – постоянная времени.

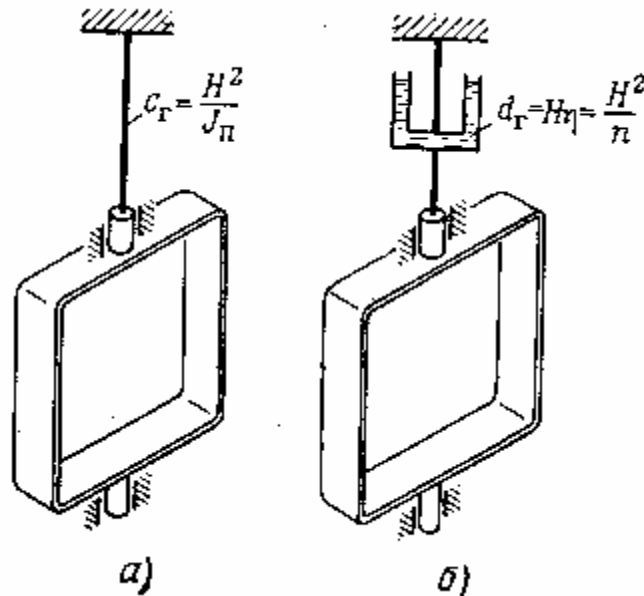


Рис. 2.4. Эквивалентная схема стабилизатора: а – с дважды интегрирующим гироскопом, б – с поплавковым интегрирующим гироскопом

Поскольку постоянная времени ПИГа имеет достаточно малую величину, можно считать, что в этой схеме стабилизатора угол прецессии ρ пропорционален интегралу от угловой скорости ω_{x1} , т.е. углу поворота относительно оси стабилизации с коэффициентом усиления $\frac{H}{n}$. Гироскопический момент на низких частотах пропорционален угловой скорости относительно оси стабилизации. При этом создается эквивалентная связь между платформой и основанием в виде вязкого трения с удельным моментом d_r (см. рис. 2.4.б).

В индикаторном гиростабилизаторе на астатическом гироскопе, показанном на рис. 2.5, цепь обратной связи по гироскопическому моменту отсутствует, поскольку гироскоп развязан относительно движений вокруг оси стабилизации за счет своего карданного подвеса. Гироскоп измеряет угол поворота платформы вокруг оси стабилизации. Цепь стабилизации обрабатывает этот угол, сохраняя неизменным положение платформы относительно инерциального пространства. Индикаторный стабилизатор становится аналогичным системе слежения по углу. Передаточные функции, с учетом сказанного выше, записываются в виде:

$$W_H(s) = \frac{1}{s}; W_T(s) = 0. \quad (2.6)$$

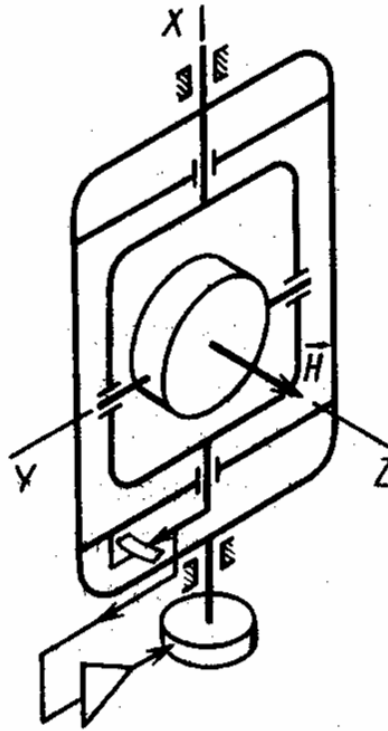


Рис. 2.5. Принципиальная схема индикаторного гиросtabilизатора на астатическом гироскопе

Одним из важных свойств гиросtabilизатора является его способность нести полезную нагрузку в виде некоторой массы, которая определяет момент инерции платформы J_α . При использовании силовой стабилизации увеличение момента инерции платформы является неблагоприятным фактором, так как ведет к снижению собственной частоты и, как следствие, к уменьшению крутизны в канале разгрузки, сужению рабочей полосы частот, снижению качества стабилизации. При индикаторной стабилизации увеличение J_α позволяет во столько же раз повысить коэффициент усиления разомкнутой системы при неизменных запасах устойчивости, что повышает качество стабилизации. Таким образом, при большом инерционном моменте платформы индикаторная стабилизация оказывается предпочтительнее силовой.

С другой стороны, силовой гиросtabilизатор по сравнению с индикаторным предъявляет менее жесткие требования к динамике канала разгрузки. При силовой стабилизации амплитуда вынужденных угловых колебаний платформы на низких частотах, как правило, меньше, чем при индикаторной. Однако, из-за большой колебательности при силовой стабилизации опасны возмущения на частотах близких к собственной частоте.

2.6. Электропривод канала разгрузки гиросtabilизатора

Электропривод, наиболее часто применяемый в современных стабилизаторах, оказывает существенное влияние на качество работы ГС. Он включает в себя 1 – усилитель мощности, 2 – электродвигатель и 3 – редуктор (см. рис. 2.6). На рисунке также обозначены: 4 – ось стабилизации, ОУ – обмотка возбуждения и ОУ – обмотка управления двигателя. Управляющим воздействием для электропривода служит сигнал u_y на входе усилителя мощности, выходным – разгрузочный момент $M_{\text{ср}}$ на оси стабилизации.

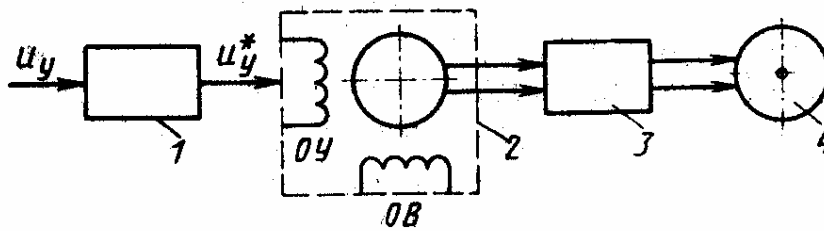


Рис. 2.6. Функциональная схема электропривода

Современные электронные усилители мощности можно считать безынерционным звеном. В гиросtabilизаторах в качестве двигателя широкое применение получили двухфазные асинхронные двигатели с полым малоинерционным ротором. Нагрузочные характеристики – зависимость развиваемого двигателем момента M_D от управляющего напряжения u_y^* и угловой скорости ротора ω . Примерный вид нагрузочной характеристики асинхронного двигателя показан на рис. 2.7. В окрестности номинальных значений M_{D0} и ω_0 работа двигателя характеризуется коэффициентом передачи по моменту $k_M = \frac{\partial M}{\partial u_y^*}$ и удельным демпфирующим моментом $d'_\omega = \frac{\partial M}{\partial \omega}$ при $\omega = \omega_0; M_D = M_{D0}$.

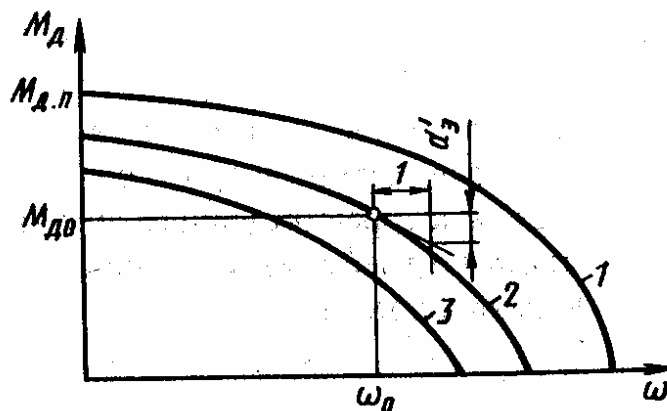


Рис.2.7. Нагрузочная характеристика асинхронного двигателя

Практически для асинхронного двигателя его характеристики могут быть вычислены по формулам:

$$k_M = \frac{M_{ДП}}{u_{уном}}; \quad d'_Э = \frac{30(M_{ДП} - M_{Д0})}{\pi n_0}, \quad (2.7)$$

где $M_{ДП}$ – пусковой момент двигателя, $u_{уном}$ – номинальное напряжение управления, n_0 – номинальная скорость ротора (об./мин.). Указанные параметры берутся из паспортных данных электродвигателя.

В общем случае при $T_{ум} = 0$ передаточная функция электропривода имеет вид:

$$W_D(s) = \frac{M_{ап}(s)}{u_y(s)} = \frac{k_Э}{(1 + T_M s)}, \quad (2.8)$$

где T_M – электромеханическая постоянная двигателя, $k_Э = ik_M k_{ум}$; $k_{ум}$ – коэффициент усиления усилителя мощности.

К недостаткам электропривода можно отнести наличие возмущающего момента от обкатки ротора через приведенный момент инерции m и конечную жесткость редуктора. Поэтому целесообразно применение безредукторного электропривода ($m=0$), в котором используется моментный датчик без редуктора. При этом потребляемая мощность и вес привода получаются значительно больше, чем для двигателя с редуктором. Однако моментные датчики находят применение в прецизионных гиросtabilизаторах, так как позволяют обеспечить высокое качество стабилизации.

2.7. Устойчивость гиросtabilизаторов

Устойчивость гиросtabilизатора, как любой системы автоматического управления, определяется характером его собственного движения. Анализ собственного движения ГС выполняется в условиях отсутствия внешних воздействий. В этом случае вместо структурной схемы ГС, показанной на рис. 2.3, получаем структурную схему, представленную на рис. 2.8.

Разомкнем структурную схему стабилизатора по цепи разгрузки, как показано на рис. 2.8, и составим передаточную функцию разомкнутой системы:

$$W_0(s) = \frac{W_J^{-1}(s)W_H(s)W_P(s)}{1 + W_J^{-1}(s)W_T(s)} = \frac{H \cdot K_\alpha \cdot W_\alpha(s)}{s[J_\alpha J_{II} s^2 + (J_\alpha n + J_{II} d)s + H^2 + nd]}. \quad (2.9)$$

Полагая $H^2 + nd \approx H^2$, $W_\alpha(s) = W_D(s)$, преобразуем (2.9) к виду:

$$W_0(s) = \frac{K}{s(1 + T_M s)(1 + 2\xi T_0 s + T_0^2 s^2)}, \quad (2.10)$$

где $K = K_\alpha \cdot k_Э / H$ – добротность стабилизатора по скорости;

$T_0 = 1/q = \sqrt{J_\alpha J_\Pi} / H$ – период собственных колебаний;

$\xi = n/2H\sqrt{J_\alpha/J_\Pi} + d/2H\sqrt{J_\Pi/J_\alpha}$ – относительный коэффициент демпфирования.

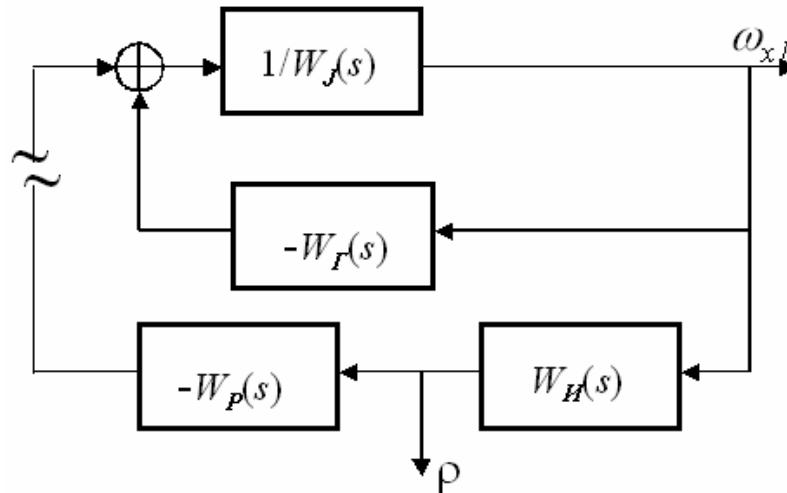


Рис. 2.8. Структурная схема гиросtabilизатора без внешних воздействий

Устойчивость гиросtabilизатора зависит от типа используемого в нем чувствительного элемента. Поэтому условие устойчивости рассмотрим для каждого типа стабилизатора самостоятельно.

Передаточная функция силового гиросtabilизатора содержит колебательное звено второго порядка с малым коэффициентом демпфирования ($\xi < 1$). При этом возможны следующие соотношения между параметрами и соответствующие им частотные характеристики.

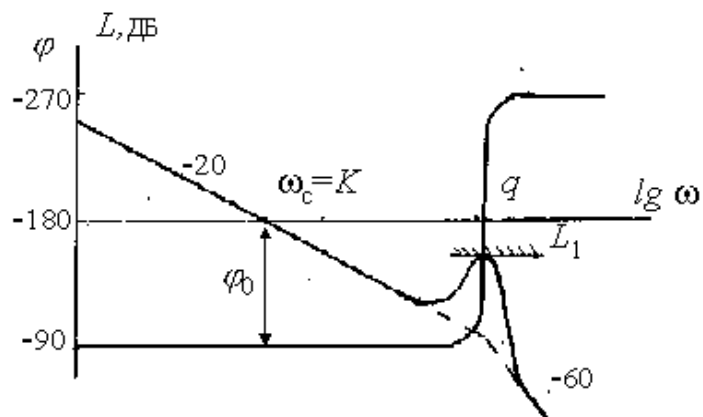


Рис. 2.9. Частотные характеристики силового гиросtabilизатора при $T_M < T_0$

На рис. 2.9 показан вид логарифмической амплитудно-фазочастотной характеристики при условии $T_M < T_0$. В этом случае амплитудно-частотная характеристика пересекает ось частот с наклоном -20 дБ/дек. Это обеспечивает устойчивость системы регулирования в широком диапазоне изменения параметров и запас по фазе близкий к 90° . Ограничением для выбора параметров служит требование к запасу устойчивости по амплитуде, который зависит от показателя колебательности M и определяет запретную зону $L_1 = 20 \lg(M/(M+1))$, в которую не должен заходить пик амплитудной характеристики. Это требование выполняется при условии

$$K \leq q^2 T_{дг} \frac{M}{M+1}, \quad T_{дг} = 2\xi T_0. \quad (2.11.)$$

Если в силовом гиросtabilизаторе выполняется соотношение $1/T_M < K$, то амплитудно-частотная характеристика пересекает ось частот с наклоном -40 дБ/дек., как видно на рис. 2.10. В системе автоматического

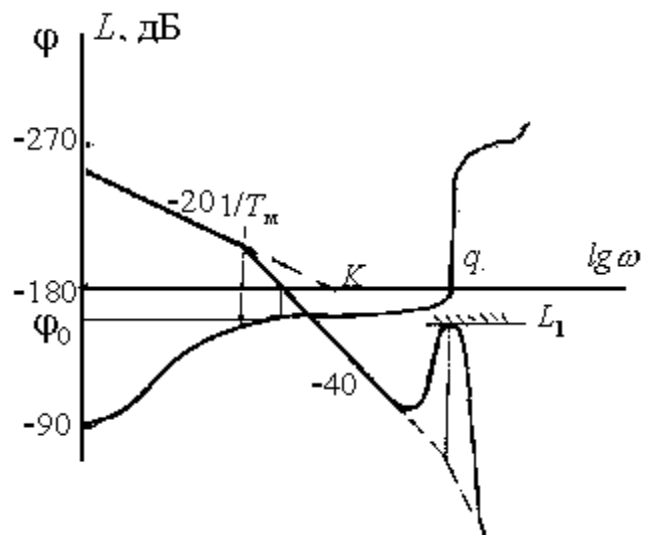


Рис. 2.10. Частотные характеристики силового гиросtabilизатора при $1/T_M < K$

управления с такой частотной характеристикой необходимо обеспечить запасы устойчивости по амплитуде и по фазе. Условиями, при которых амплитудная и фазочастотная характеристики не будут заходить в запретные зоны, являются соотношения:

для запаса по амплитуде

$$K \leq \omega_0^2 T_{дг} \sqrt{1 + T_M^2 \omega_0^2} \frac{M}{M+1} \approx \omega_0^3 T_{дг} T_M \frac{M}{M+1}; \quad (2.12)$$

для запаса по фазе

$$T_{дг} + T_M \leq \frac{1}{K} \frac{M^2 + M\sqrt{M^2 - 1}}{2}, \quad (2.13)$$

которые можно объединить в условие, ограничивающее добротность по скорости,

$$K_{\max} = \omega_0 \sqrt{\omega_0 T_{дг}} M \sqrt{\frac{M + \sqrt{M^2 - 1}}{2(M + 1)}}. \quad (2.14)$$

Для стабилизатора на ПИГе характерно значение $\xi > 1$, поэтому передаточную функцию (2.10) можно преобразовать к виду:

$$W_0(s) = \frac{K}{s(1 + T_1 s)(1 + T_2 s)(1 + T_3 s)}; T_1 > T_2 > T_3. \quad (2.15)$$

Соответствующие амплитудно- и фазо-частотная характеристики представлены на рис. 2.11. Важной особенностью амплитудно-частотной характеристики является отсутствие резонансного пика и, следовательно, значительный запас по амплитуде. Ограничением для выбора параметров служит необходимость обеспечения запаса по фазе, т.е. неравенство:

$$K(T_1 + T_2 + T_3) \leq \frac{M^2 + M\sqrt{M^2 - 1}}{2}. \quad (2.16)$$

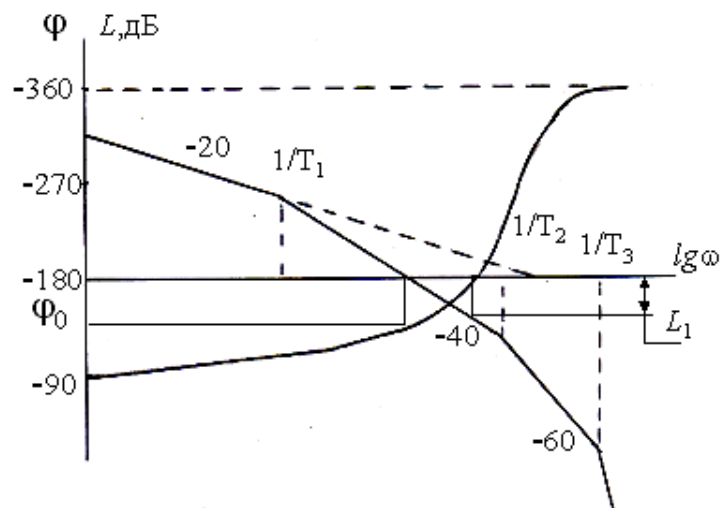


Рис. 2.11. Частотные характеристики стабилизатора на ПИГе

Основным параметром, определяющим динамические свойства стабилизатора на ПИГе, является частота среза ω_c . Она определяет рабочую полосу частот и косвенным образом величину K : чем больше ω_c , тем большее значение K может быть выбрано.

Как отмечено выше, в индикаторном стабилизаторе на астатическом гироскопе отсутствует обратная связь по гироскопическому моменту $W_J(s) = 0$. Передаточная функция разомкнутой системы принимает вид:

$$W_0(s) = \frac{W_H(s)W_P(s)}{W_J(s)} = \frac{K_1}{s(1 + T_M s)(1 + T_C s)}, \quad (2.17)$$

где $K_1 = K_\alpha \cdot k_\Theta / d$ – передаточный коэффициент цепи слежения по углу, $T_C = J_\alpha / d$ – постоянная времени системы.

Передаточной функции (2.17) соответствуют частотные характеристики индикаторного стабилизатора, показанные на рис. 2.12. Условие, обеспечивающее системе необходимый запас по фазе, аналогично (2.16)

$$K_1(T_M + T_C) \leq \frac{M^2 + M\sqrt{M^2 - 1}}{2}. \quad (2.18)$$

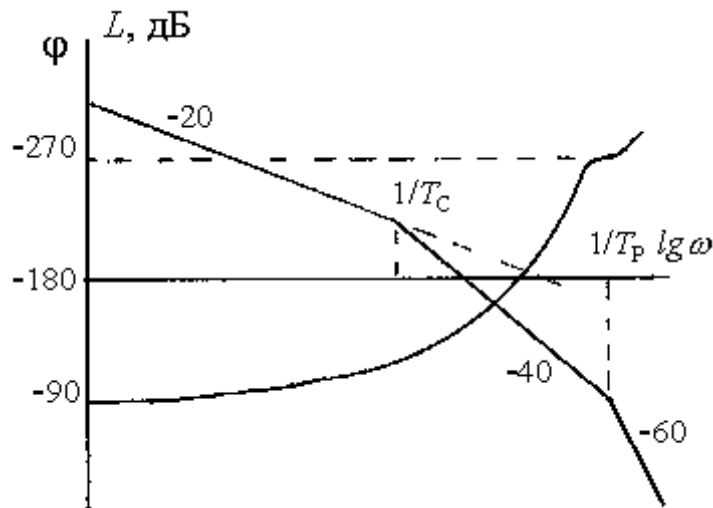


Рис. 2.12. Частотные характеристики индикаторного стабилизатора

При малой величине коэффициента демпфирования d параметры K_1, T_C могут принимать значения, при которых выполнение условия (2.18) будет затруднено. В этом случае возможно введение дополнительной обратной связи по угловой скорости, например, по сигналу от тахогенератора, связанного с осью двигателя стабилизации.

Для того чтобы определить границы устойчивости гиросtabilизатора по условию устойчивости Гурвица, необходимо воспользоваться характеристическим уравнением замкнутой системы. Замкнем структурную схему стабилизатора (см. рис.2.8) по цепи разгрузки и составим передаточную функцию замкнутой системы:

$$W_3(s) = \frac{W_0(s)}{1 + W_0(s)} = \frac{K}{T_M T_0^2 s^4 + (T_M T_{ДГ} + T_0^2) s^3 + (T_M + T_{ДГ}) s^2 + s + K}. \quad (2.19)$$

Приравняв нулю знаменатель (2.19) и заменив s на λ , получим характеристическое уравнение

$$T_M T_0^2 \lambda^4 + (T_M T_{ДГ} + T_0^2) \lambda^3 + (T_M + T_{ДГ}) \lambda^2 + \lambda + K = 0. \quad (2.20)$$

Все коэффициенты уравнения (2.20) положительны, следовательно, необходимое условие устойчивости по Гурвицу выполняется при всех значениях параметров. Достаточное условие устойчивости требует выполнения неравенства:

$$a_1(a_2a_3 - a_4a_1) - a_0a_3^2 > 0, \quad (2.21)$$

где a_i ($i = 0...4$) – коэффициенты полинома (2.20). После подстановки и преобразования условие устойчивости гиросtabilизатора будет:

$$H \cdot d - K \cdot J_\alpha > 0; \frac{H}{J_\alpha} > \frac{K}{d}. \quad (2.22)$$

Как видно из (2.22), постоянная времени электродвигателя не влияет на условие устойчивости гиросtabilизатора. Это условие можно использовать для оценки допустимого значения добротности по скорости гиросtabilизатора при работе в низкочастотной области возмущающих воздействий.

2.8. Погрешности гиросtabilизатора

Типичными условиями эксплуатации гиросtabilизаторов является работа на качающемся основании. В общем случае на ГС действуют вредные моменты сил как по оси прецессии, так и по оси стабилизации. Возмущающие моменты, действующие по оси прецессии, можно представить в виде составляющей постоянной по знаку и периодической составляющей, изменяющейся с частотой качки. Как следует из принципа действия гиросtabilизатора, постоянный момент в оси прецессии вызывает отклонение стабилизированной платформы с постоянной скоростью. Действие этого момента может быть скомпенсировано моментом системы коррекции. Влияние периодической составляющей момента проявляется в виде колебаний платформы с малой амплитудой и существенного влияния на точность стабилизации не оказывает.

Возмущающие моменты, действующие на качке относительно оси стабилизации, представим в следующем виде:

$$M_{\alpha H} = i^2 J_{p,y} \dot{\omega}_{x0} + i^2 d' \omega_{x0} + M_{\alpha T} \text{sign} \omega_{x0}, \quad (2.23)$$

где ω_{x0} – угловая скорость качки относительно оси, параллельной оси стабилизации; i – передаточное отношение редуктора; $J_{p,y}$ – момент инерции ротора двигателя стабилизации; $M_{\alpha T}$ – амплитуда знакопеременной составляющей момента сил трения; d' – удельный момент демпфирования на оси двигателя.

Первые два слагаемых в (2.23) обусловлены обкаткой ротора двигателя вследствие качки основания. В районе частоты качки передаточная функция замкнутой системы стабилизации определяется выражением:

$$\tilde{W}_3(s) = \frac{J_\Pi s}{H^2(s+K)}. \quad (2.24)$$

Тогда погрешность от обкатки двигателя будет:

$$\varphi_{x1}(s) = M_{\alpha 1}(s) \cdot \tilde{W}_3(s) = \frac{J_\Pi m s^2}{H^2(s+K)} \omega_{x0} + \frac{J_\Pi d s}{H^2(s+K)} \omega_{x0}. \quad (2.25)$$

Рассматривая качку как периодический процесс с частотой ω_K , получаем

$$\varphi_{x1}(\omega_K) = \frac{\sqrt{T_{дг}^2 + \left(\frac{\omega_K T_0^2 d}{J_\alpha}\right)^2}}{\sqrt{\omega_K^2 + K^2}} \dot{\omega}_{x0} = \frac{\omega_\varepsilon}{\sqrt{\omega_K^2 + K^2}}, \quad (2.26)$$

где $\omega_\varepsilon = \theta_{\max} \omega_K^2 \sqrt{T_{дг}^2 + \left(\frac{\omega_K T_0^2 d}{J_\alpha}\right)^2}$ – эквивалентное возмущающее воздействие на оси стабилизации; θ_{\max} – амплитуда качки относительно оси параллельной оси стабилизации.

Для того, чтобы погрешность от обкатки двигателя не превышала допустимой величины $\varphi_{дон}^{об}$, ЛАХ гиросtabilизатора должна располагаться (см. рис. 2.13) выше контрольной точки A_K , имеющей координаты $\omega = \omega_K$; $L(\omega_K) = 20 \lg \frac{\omega_\varepsilon}{\varphi_{дон}^{об}}$. Это условие накладывает ограничение снизу на величину коэффициента усиления K .

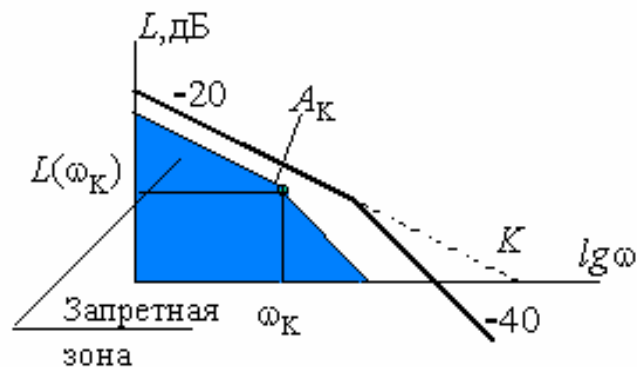


Рис. 2.13. Взаимное расположение контрольной точки и ЛАХ стабилизатора

При определении погрешности стабилизации, вызванной действием момента сил трения $M_{\alpha T}$, следует учитывать, что на погрешность оказывает влияние не величина момента, а скорость ее изменения. Кроме того, при сравнительно малых ускорениях качки имеет место "захват" стабилизируемой платформы силами трения, в результате чего характер изменения момента сил трения на качке носит достаточно сложный характер и зависит от ускорения качки. Если к концу каждого полупериода качки переходный процесс в цепи стабилизации, вызванный скачком момента сил трения, успевает затухнуть, то движение стабилизатора по углу φ_{x1} имеет характер, показанный на рис.2.14. При этом всплеск моментной погрешности оценивается величиной

$$\varphi_{x2}^{\max} = \frac{4J_{II}}{H^2} M_{\alpha T} \left[1 + \sqrt{\varepsilon(2 - \varepsilon)} \right], \quad (2.27)$$

где $\varepsilon = J_\alpha \dot{\omega}_{x0} / 2M_{\alpha T}$ – нормированное ускорение качки.

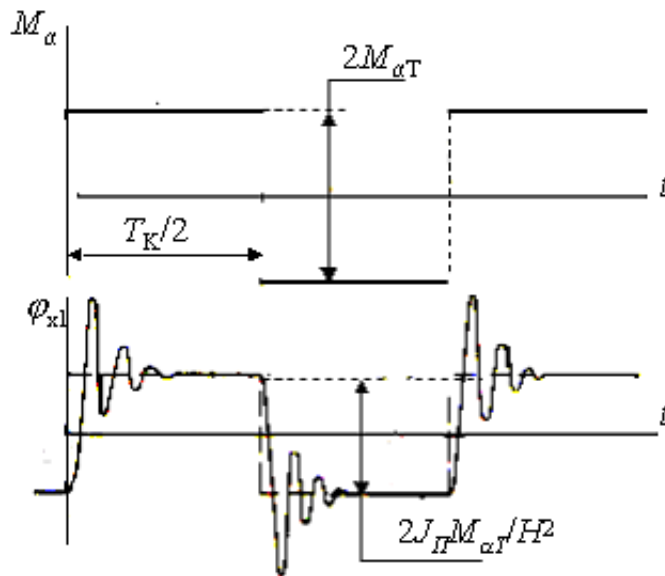


Рис. 2.14. Погрешность стабилизатора от момента сил трения на качке

Таким образом, максимальная результирующая погрешность стабилизации на регулярной качке имеет место при перемене знака скорости качки и определяется выражением:

$$\varphi_{x1} = \frac{T_{ДГ}}{K} \dot{\omega}_{x0} + \frac{4J_{II}}{H^2} M_{\alpha T}. \quad (2.28)$$

Более детально вынужденное движение силового гиостабилизатора при действии различных моментов внешних сил по оси стабилизации можно определить по передаточной функции, обратной коэффициенту k_c угловой жесткости системы, а именно:

$$\frac{1}{k_c} = \frac{\varphi_{x1}(s)}{M_{\alpha H}(s)} = W_3(s) \frac{J_{II} \cdot s}{HK_\alpha W_\alpha(s)}. \quad (2.29)$$

Важной характеристикой качества стабилизации является коэффициент подавления колебаний $L(s)$, равный отношению амплитуды вынужденных колебаний платформы к амплитуде угловых колебаний основания вокруг оси, параллельной оси стабилизации

$$L(s) = \frac{\varphi_{x1}(s)}{\varphi_{x0}(s)} = W_3(s) \frac{J_{II} s^2 (ms + d)}{HK_\alpha W_\alpha(s)}. \quad (2.30)$$

Аналогичные характеристики качества работы стабилизатора на ПИГе будут:

$$\frac{1}{k_c} = \frac{\varphi_{x1}(s)}{M_{\alpha H}(s)} = W_3(s) \frac{1 + T_\Gamma \cdot s}{\eta K_\alpha W_\alpha(s)}. \quad (2.31)$$

$$L(s) = \frac{\varphi_{x1}(s)}{\varphi_{x0}(s)} = W_3(s) \frac{s(ms + d)(1 + T_\Gamma \cdot s)}{\eta K_\alpha W_\alpha(s)}. \quad (2.32)$$

Для индикаторного стабилизатора на астатическом гироскопе имеем:

$$\frac{1}{k_c} = \frac{\varphi_{x1}(s)}{M_{\alpha H}(s)} = W_3(s) \frac{1}{K_\alpha W_\alpha(s)}, \quad (2.33)$$

$$L(s) = \frac{\varphi_{x1}(s)}{\varphi_{x0}(s)} = W_3(s) \frac{s(ms + d)}{K_\alpha W_\alpha(s)}. \quad (2.34)$$

Из приведенных выражений следует, что эффективным средством повышения качества стабилизации является увеличение крутизны характеристики цепи разгрузки K_α . Однако, следует учитывать, что предельное значение K_α ограничено условиями устойчивости системы стабилизации.

2.9. Кинематическая погрешность гиростабилизатора

Кинематическая погрешность одноосного гиростабилизатора появляется при его работе на основании, которое совершает сложные угловые колебания. Для ее определения воспользуемся кинематической теоремой о некоммутативности конечных поворотов твердого тела. Пусть твердое тело с одной неподвижной точкой совершает коническое движение, при котором точка O_1 пересечения оси Oz_0 с не вращающейся сферой S описывает на этой сфере какую-либо замкнутую траекторию (см. рис. 2.15).

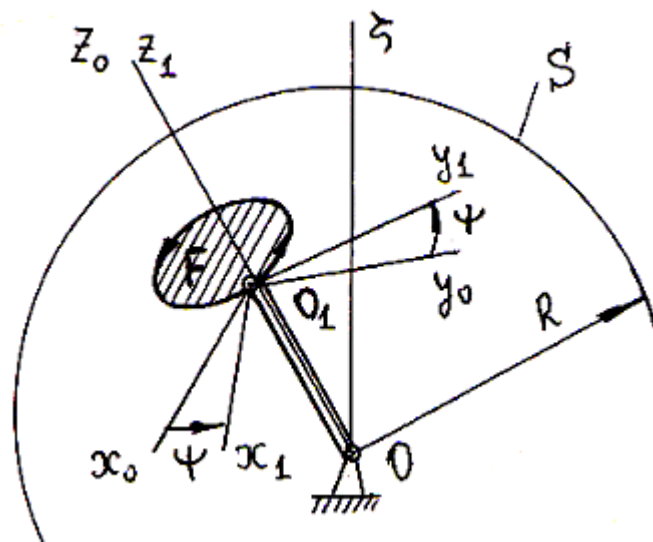


Рис. 2.15. Некоммутативность конечного поворота твердого тела

При возвращении оси Oz в исходное положение Oz_0 твердое тело вместе со связанной с ним системой координат $Ox_1y_1z_1$ не возвращается в исходное положение $Ox_0y_0z_0$, а переходит в некоторое новое положение $Ox_1y_1z_1$. Угол ψ поворота твердого тела в инерциальном пространстве

(относительно сферы S) связан с величиной площади F , заключенной внутри замкнутой кривой, соотношением

$$\psi = F/R^2. \quad (2.35)$$

Правая часть равенства (2.35) есть мера телесного угла конуса, описанного осью Oz при конечном повороте.

Применим кинематическую теорему к одноосному гиросtabilизатору, приняв за твердое тело стабилизированную раму и заменив неподвижную сферу S картинной плоскостью K , как показано на рис. 2.16, на котором обозначены: \mathbf{I} – орт измерительной оси стабилизатора, $\mathbf{\Pi}$ – орт оси прецессии, XYZ – система координат, связанная с основанием, ψ_{Π} , ψ_H – углы колебаний основания. С точностью до величин второго порядка малости включительно можно получить выражение для кинематической составляющей скорости дрейфа гиросtabilизатора:

$$\omega_K = \dot{\psi}/T \approx \frac{1}{T} \int_0^T \psi_{\Pi} d\psi_H = -\frac{1}{T} \int_0^T \psi_H d\psi_{\Pi}. \quad (2.36)$$

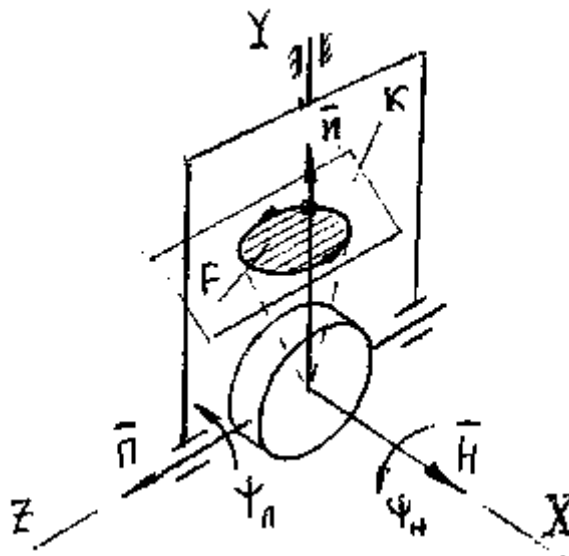


Рис. 2.16. Некоммутативное движение стабилизатора при сложных колебаниях основания.

Пусть основание, на котором установлен гиросtabilизатор, совершает угловые колебания с периодом T таким образом, что ось стабилизации движется по круговому конусу с углом при вершине $2\gamma_0$. При этом получаем:

$$\omega_K = \frac{F}{R^2 T} = \frac{2 \cdot 2\pi R^2 \sin^2(\gamma_0/2)}{R^2 T} = \frac{1}{T} 4\pi \sin^2(\gamma_0/2). \quad (2.37)$$

При произвольных колебаниях основания кинематическая составляющая дрейфа определяется по формуле:

$$\omega_K = \frac{1}{T} \int_0^T \psi_X \cdot \omega_Z dt, \quad (2.38)$$

где ψ_X, ω_Z – угол и угловая скорость переносного вращения основания в инерциальном пространстве относительно соответствующих осей.

Если основание совершает гармонические колебания

$$\gamma = \gamma_0 \sin q_K t; \theta = \theta_0 \sin(q_K t + \delta),$$

то (см. рис. 2.16) $\psi_X = \theta_0 \sin(q_K t + \delta); \omega_Z = \gamma_0 q_K \cos q_K T$.

Кинематическая составляющая дрейфа гиросtabilизатора будет

$$\omega_K = \frac{q_K}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega_K} \theta_0 \gamma_0 q_K \sin(q_K t + \delta) \cos(q_K t) dt = \frac{1}{2} \theta_0 \gamma_0 q_K \sin \delta. \quad (2.39)$$

Из (2.39) видно, что кинематическая составляющая дрейфа пропорциональна произведению амплитуд колебаний основания и их частоте, а также зависит от сдвига фаз этих колебаний. При синфазных колебаниях ($\delta=0$) дрейф отсутствует и имеет максимальную величину при колебаниях в квадратуре ($\delta = \pi/2$).

Глава 3. Гироскопические приборы ориентации

3.1. Гироскопические вертикали

Гировертикалями (ГВ) называют гироскопические устройства, обладающие избирательностью по отношению к направлению вертикали места и предназначенные для измерения углов крена и тангажа (поперечного и продольного крена) подвижного объекта.

Как известно, направление вертикали (отвесной линии) можно смоделировать с помощью маятника. При работе на подвижном основании физический маятник под влиянием возмущающих воздействий будет совершать колебания. Амплитуда этих колебаний может достигать больших величин. Кроме того, при движении точки подвеса маятника с линейными ускорениями он будет отклоняться от вертикали, устанавливаясь по равнодействующей силы тяжести и силы инерции. Эти недостатки в моделировании вертикали маятником можно существенно уменьшить, объединив его с гироскопом, который за счет своей инерционности будет играть роль фильтра с большой постоянной времени. В результате получается система, которая, с одной стороны, реагирует на свое отклонение от вертикали (обладает избирательностью по отношению к вертикали), а с другой стороны мало подвержена возмущениям от линейных ускорений.

Объединение гироскопа с маятником осуществляется с помощью системы коррекции. В зависимости от вида коррекции и схемы чувствительного элемента гировертикали могут быть следующих типов.

1. ГВ на астатическом гироскопе без коррекции.
2. ГВ на астатическом гироскопе с коррекцией:
 - с позиционной коррекцией,
 - с интегрально-позиционной коррекцией,
 - с использованием внешней информации,
 - с дополнительной следящей рамкой.
3. Гиромаятниковая вертикаль.
4. ГВ силового типа.
5. Инерциальная гировертикаль.

Гировертикаль без коррекции может применяться на объектах с очень ограниченным временем работы и, как правило, испытывающим большие ускорения. При запуске гиromотора перед началом движения объекта ось гироскопа выставляется в направлении вертикали. Обычно это осуществляется с помощью системы арретирования. С точностью до углов отклонения под действием возмущений это направление сохраняется в течение небольшого времени.

В гировертикле с позиционной коррекцией она реализуется в виде сигнала управления, пропорционального углу рассогласования между осью гироскопа и положением маятника-корректора. При интегрально-позиционной коррекции сигнал управления пропорционален сумме угла

рассогласования и интегралу от этого угла. Для повышения точности работы гировертикали с позиционной коррекцией может использоваться внешняя информация о широте местоположения объекта и о его скорости движения. Построение гировертикали на трехстепенном гироскопе не обеспечивается ее работа при неограниченных углах тангажа летательного аппарата из-за возможного складывания рамок карданового подвеса. Этот недостаток устраняется применением в конструкции гировертикали дополнительной рамки, в которой крепится ось вращения наружной рамки гироскопа. При этом поддерживается перпендикулярность главной оси гироскопа к наружной рамке. Такая схема получила название «невыбываемой» гировертикали.

Гиромаятниковая вертикаль построена на трехстепенном гироскопе, у которого центр масс смещен от точки повеса вдоль главной оси гироскопа. Коррекция обеспечивается за счет маятникового момента, появляющегося при отклонении оси гироскопа от вертикали. Под действием маятникового момента ось гиромаятника совершает незатухающие колебания относительно направления вертикали. Для приведения оси гиромаятника в положение равновесия необходима дополнительная коррекция, демпфирующая его колебания. В настоящее время гиромаятниковая вертикаль находит ограниченное применение.

В качестве чувствительного элемента гировертикали может быть использован двухосный гиросtabilизатор с соответствующей системой коррекции. При этом стабилизированная платформа моделирует плоскость горизонта, а перпендикуляр к ней – направление вертикали. Информация об углах крена и тангажа снимается с осей стабилизации. Эта схема гировертикали применяется в конструкции, в которой по осям подвеса действуют значительные по величине вредные моменты.

В инерциальной гировертикале система коррекции строится таким образом, чтобы обеспечить период ее собственных незатухающих колебаний равным периоду М. Шулера, т.е. приблизительно 5060 с. Период М. Шулера соответствует периоду колебаний математического маятника, длина которого равна радиусу Земли, рассматриваемой в виде шара. Колебательная система с таким периодом не подвержена возмущениям от линейных ускорений движения точки подвеса. В ней обеспечивается инвариантность к линейным ускорениям объекта.

3.2. Гировертикаль с пропорциональной маятниковой коррекцией

В конструкции авиационных гировертикалей в качестве маятника-корректора находит применение электролитический уровень (см. рис. 3.1), который представляет собой чашечку 1 из меди, заполненную электролитом 2. Чашечка заполнена электролитом так, что в ней оставлен воздушный пузырек 3. Над электролитом расположены две пары электродов 4,6 и 5,7, изолированных друг от друга. Сама чашечка является пятым электродом 8.

При горизонтальном положении уровня и отсутствии ускорений воздушный пузырек находится посередине. При этом каждый из электродов имеет одинаковые поверхности соприкосновения с электролитом и воздухом, поэтому электрическое сопротивление между каждым из четырех электродов и чашечкой будут одинаковыми. При наклонах уровня пузырек смещается, и равновесие между сопротивлениями нарушается, что используется для выработки сигнала цепи коррекции.

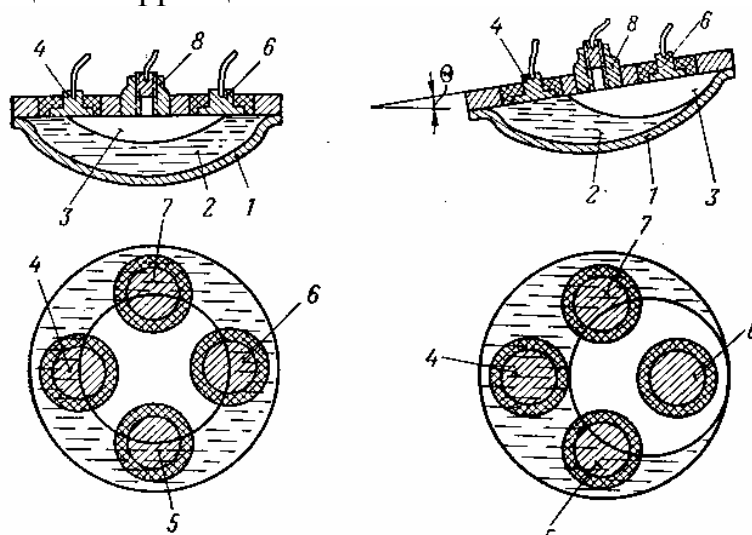


Рис. 3.1. Электролитический уровень системы коррекции

Принципиальная схема гировертикали с маятниковой коррекцией (см. рис. 3.2) состоит из трехстепенного астатического гироскопа, вектор кинетического момента которого направлен вверх. На кожухе гироскопа 1 размещены маятники корректоры 2 и 3. Оси качаний маятников ориентированы так, что маятник 3 отклоняется в плоскости перпендикулярной оси внешней рамки, а маятник 2 – в плоскости перпендикулярной оси внутренней рамки. На осях подвеса гироскопа имеются моментные двигатели 4 и 5, управляемые сигналами от маятников-корректоров. При рассогласовании главной оси гироскопа и маятника по какой-либо оси подвеса управляющий сигнал подается на моментный двигатель, расположенный на перекрестной оси. При такой схеме подключения маятников-корректоров движение главной оси гироскопа к положению равновесия будет происходить (вредные моменты в осях подвеса отсутствуют) по прямой как показано на рис. 3.3.

Информация об углах крена и тангажа вырабатывается датчиками, установленными на осях подвеса. Ось наружной рамки должна быть ориентирована вдоль продольной оси объекта, тогда повороты относительно этой оси будут соответствовать углу крена. Угол тангажа вырабатывается датчиком на оси внутренней рамки. Такая ориентация осей подвеса гироскопа согласуется с заданием углов крена и тангажа летательного аппарата.

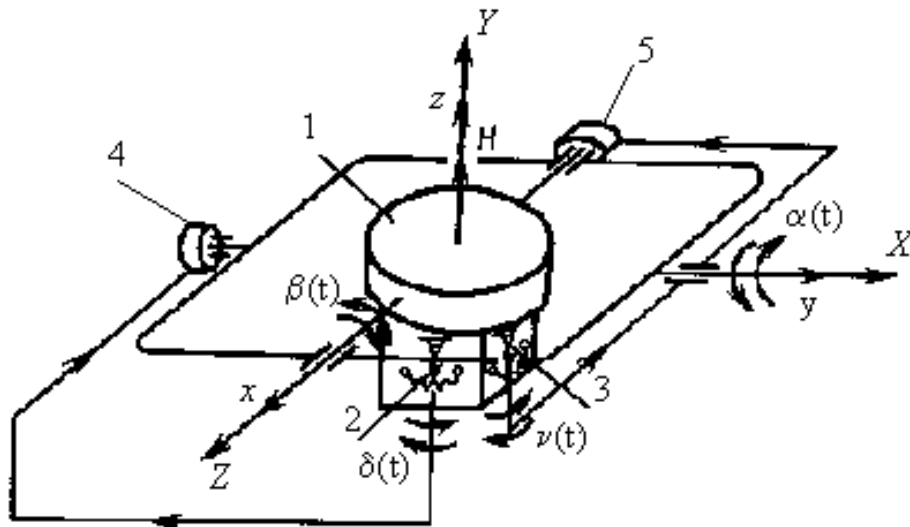


Рис. 3.2 Принципиальная схема гировертикали с маятниковой коррекцией

При составлении дифференциальных уравнений движения гировертикали в качестве базовой системы координат выберем ортодромическую СК $OXYZ$, которая вращается в инерциальном пространстве с угловыми скоростями:

$$U_X = \Omega_e \cos \varphi \cos \Psi; U_Y = \Omega_e \sin \varphi + V/\rho; U_Z = -\Omega_e \cos \varphi \sin \Psi - V/R. \quad (3.1)$$

Положение осей Резаля $Oxyz$ относительно осей $OXYZ$ зададим углами α и β , как показано на рис. 3.4. Тогда проекции абсолютных угловых скоростей на оси $Oxyz$ будут:

$$p = -\dot{\beta} - U_Y \sin \alpha + U_Z \cos \alpha; q = \dot{\alpha} \cos \beta - U_Y \cos \alpha \sin \beta + U_X \cos \beta. \quad (3.2)$$

За исходные уравнения движения гировертикали примем прецессионные уравнения $H \cdot q = M_x; -H \cdot p = M_y$, в которых внешние моменты равны сумме моментов коррекции (k – удельный момент коррекции) и вредных моментов

$$M_x = -k \cdot \alpha + M_x^{ep}; M_y = -k \cdot \beta + M_y^{ep}. \quad (3.3)$$

Подставляя (3.2) и (3.3) в прецессионные уравнения, получаем:

$$\begin{aligned} H(\dot{\alpha} \cos \beta - U_Y \cos \alpha \sin \beta + U_X \cos \beta) &= -k \cdot \alpha + M_x^{ep}; \\ -H(-\dot{\beta} - U_Y \sin \alpha + U_Z \cos \alpha) &= -k \cdot \beta + M_y^{ep}. \end{aligned} \quad (3.4)$$

Принимая углы α и β отклонения оси гироскопа от вертикали малыми, преобразуем (3.4) с точностью до величин первого порядка малости к виду:

$$\begin{aligned} H \cdot \dot{\alpha} + k \cdot \alpha &= -H \cdot U_X + H \cdot U_Y \cdot \beta + M_x^{ep}; \\ H \cdot \dot{\beta} + k \cdot \beta &= H \cdot U_Z - H \cdot U_Y \cdot \alpha + M_y^{ep}. \end{aligned} \quad (3.5)$$

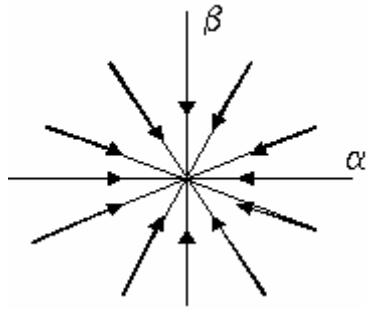


Рис. 3.3. Траектории движения оси гироскопа

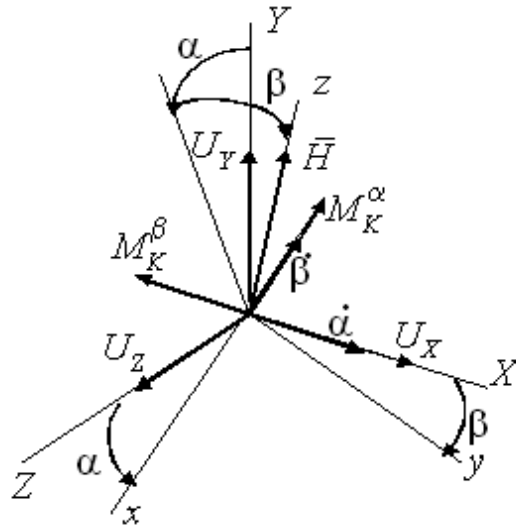


Рис. 3.4. Положение осей Резаля относительно ортодромической системы координат

Систему уравнений (3.5) можно рассматривать как два не связанных уравнения, т.е. движения гировертикали по осям подвеса можно считать не зависящими друг от друга и рассматривать для каждого канала самостоятельно. Полагая, что вредные моменты в осях подвеса гироскопа отсутствуют ($M_x^{gp} = M_y^{gp} = 0$) и вторые слагаемые в правых частях (3.5) существенно меньше первых, преобразуем уравнения движения гировертикали с учетом (3.1):

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} + \varepsilon \cdot \alpha &= -\Omega_e \cos \varphi \cos \Psi; \\ \dot{\beta} + \varepsilon \cdot \beta &= -(\Omega_e \cos \varphi \sin \Psi + V/R), \end{aligned} \quad (3.6)$$

где $\varepsilon = k/H$ – удельная скорость прецессии гироскопа под действием момента коррекции.

Интегрируя (3.6) при начальных условиях $t = 0, \alpha = \alpha_0, \beta = \beta_0$, получаем

$$\alpha(t) = (\alpha_0 - \alpha^*) \exp(-\varepsilon \cdot t) + \alpha^*; \quad \beta(t) = (\beta_0 - \beta^*) \exp(-\varepsilon \cdot t) + \beta^*, \quad (3.7)$$

где $\alpha^* = -\frac{1}{\varepsilon} \Omega_e \cos \varphi \cos \Psi, \beta^* = -\frac{1}{\varepsilon} (\Omega_e \cos \varphi \sin \Psi + V/R)$ – положения равновесия оси гироскопа. Из (3.7) видно, что переходный процесс гировертикали имеет вид экспоненты с постоянной времени $T = 1/\varepsilon$. После окончания переходного процесса (практически через время примерно $3T$) ось гироскопа займет положение, отклоненное от вертикали на углы α^*, β^* . Эти рассогласования между осью гироскопа и вертикалью (положением маятников-корректоров при отсутствии ускорений) необходимы для того, чтобы гировертикаль вращалась в инерциальном пространстве с угловыми скоростями равными составляющим скорости вращения плоскости горизонта (переносным угловым скоростям базовой системы координат). По своей

природе эти погрешности – методические и с учетом принятых допущений имеют постоянную величину.

В дифференциальных уравнениях движения гировертикали учтем вредные моменты от сил трения в осях подвеса $M_x^{ep} = -M_x^{mp} \text{sign}\dot{\beta}$, $M_y^{ep} = -M_y^{mp} \text{sign}\dot{\alpha}$. Введя новые переменные $\alpha_1 = \alpha - \alpha^*$, $\beta_1 = \beta - \beta^*$, получим уравнения движения гировертикали:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_1 + \varepsilon \cdot \alpha_1 &= -\frac{M_x^{mp}}{H} \text{sign}\dot{\beta}_1; \\ \dot{\beta}_1 + \varepsilon \cdot \beta_1 &= \frac{M_y^{mp}}{H} \text{sign}\dot{\alpha}_1. \end{aligned} \quad (3.8)$$

После окончания переходного процесса ось гироскопа придет в положение равновесия, определяемое координатами:

$$\alpha_{mp} = \pm \frac{M_x^{mp}}{H \cdot \varepsilon} = \pm \frac{\omega_y^{dp}}{\varepsilon}, \quad \beta_{mp} = \pm \frac{M_y^{mp}}{H \cdot \varepsilon} = \pm \frac{\omega_x^{dp}}{\varepsilon}. \quad (3.9)$$

В зависимости от квадранта, в котором находилась ось гироскопа в начальный момент, она движется к вершине квадрата как показано на рис. 3.5. Этот квадрат является зоной застоя гироскопа из-за моментов сил трения в осях подвеса, в которой эти моменты уравниваются моментами коррекции. Из (3.9) видно, что зона застоя увеличивается при увеличении момента сил трения и может быть уменьшена за счет увеличения удельной скорости коррекции.

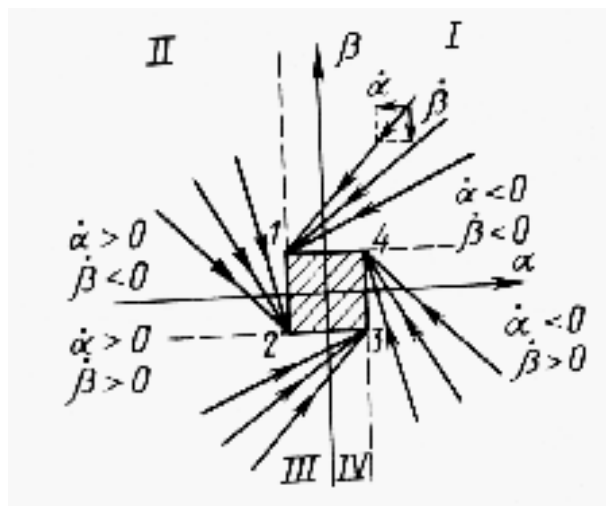


Рис. 3.5. Зона застоя и траектории движения оси гироскопа

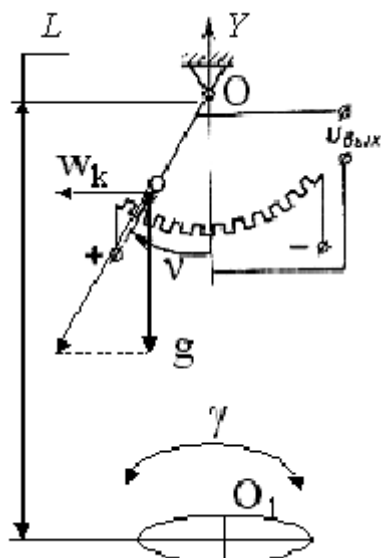
3.2. Работа гировертикали на качающемся основании

Типичными условиями работы гировертикали на подвижном объекте являются возмущения системы коррекции периодическими линейными ускорениями. При установке на объекте гировертикаль обычно располагается на некотором расстоянии от его центра колебаний. Поэтому при качке объекта относительно оси параллельной оси подвеса маятника-корректора он

устанавливается по кажущейся вертикали, совпадающей с равнодействующей ускорения силы тяжести и линейного ускорения, т.е. совершает вынужденное движение относительно положения равновесия.

Как было показано ранее, можно исследовать, в первом приближении, движение гировертикали по каждой оси подвеса независимо друг от друга. Рассмотрим идеализированный вариант: переносные угловые скорости базовой системы координат отсутствуют, моменты трения в осях подвеса и другие вредные моменты равны нулю, качка объекта происходит по гармоническому закону. Такие допущения возможны, так как гировертикаль с пропорциональной коррекцией относится к классу линейных систем, для которых справедлив принцип суперпозиции. Качку объекта можно представить в виде одного или нескольких гармонических колебаний.

Для примера выберем наружную ось подвеса гироскопа. Положение соответствующего маятника-корректора, отстоящего от оси колебаний основания O_1 на расстоянии L , показано на рис. 3.6.



Маятник устанавливается под углом ν к направлению вертикали. Сигнал коррекции $U_{\text{вых}}$ снимается между средней точкой потенциометра и положением щетки, связанной с маятником.

Качка объекта по углу крена происходит по гармоническому закону $\gamma = \gamma_0 \sin \omega_K t$, где γ_0, ω_K - амплитуда и частота качки.

Рис. 3.6. Отклонение маятника при действии ускорения качки

При этом на маятник будет действовать линейное ускорение:

$$w_K = \ddot{\gamma} \cdot L = -\gamma_0 \omega_K^2 L \sin \omega_K t = w_0 \sin \omega_K t, \quad (3.10)$$

которое отклонит маятник от вертикали на угол

$$\nu = \frac{w_K}{g} = \frac{w_0}{g} \sin \omega_K t = \nu_0 \sin \omega_K t. \quad (3.11)$$

Если ось гироскопа отклонена от положения равновесия на угол α , то момент коррекции будет пропорционален углу отклонения маятника от оси гироскопа

$$M_K = -k(\alpha - \nu_0 \sin \omega_K t). \quad (3.12)$$

Подставив (3.12) в прецессионное уравнение движения гироскопа, получим

$$H \cdot \dot{\alpha} = -k \cdot \alpha + k \cdot v_0 \sin \omega_K t;$$

$$\dot{\alpha} + \varepsilon \cdot \alpha = \varepsilon \cdot v_0 \sin \omega_K t.$$

После окончания переходного процесса гироскоп будет совершать вынужденные колебания

$$\alpha_B = \frac{\varepsilon \cdot v_0}{\sqrt{\omega_K^2 + \varepsilon^2}} \sin(\omega_K t + \delta); \delta = \text{arctg}\left(-\frac{\omega_K}{\varepsilon}\right). \quad (3.13)$$

Уменьшение амплитуды колебания оси гировертикали по сравнению с амплитудой маятника можно характеризовать коэффициентом сглаживания, который при $\omega_K \gg \varepsilon$ равен

$$K_{\text{СГЛ}} = \frac{v_0}{\alpha_B^0} \approx \frac{\omega_K}{\varepsilon}. \quad (3.14)$$

Из (3.14) видно, что коэффициент сглаживания обратно пропорционален удельной скорости коррекции. Таким образом, чем меньше скорость прецессии гироскопа под действием момента системы коррекции, тем эффективнее сглаживаются колебания маятника-корректора. Сравнения (3.14) с (3.7) и (3.9) показывают, что требования к удельной скорости коррекции, вытекающие из этих выражений, вступают в противоречие. Следовательно, выбор величины ε может быть оптимизирован с учетом реальных условий работы на подвижном объекте.

Более детальный анализ поведения гировертикали с учетом влияния всех факторов представляет достаточно сложную задачу и может быть выполнен, в основном, численными методами или моделированием.

3.3. Гировертикаль с интегрально-позиционной коррекцией

Рассматривая работу гировертикали с пропорциональной коррекцией по одной из осей подвеса гироскопа, можно построить структурную схему этого канала (см. рис. 3.7), приняв за входное воздействие угол отклонения маятника-корректора. Сигнал маятника поступает в цепь коррекции с коэффициентом усиления K_1 . Момент коррекции суммируется с другими внешними моментами $M_{\text{вн}}$ и прикладывается к гироскопу (передаточный коэффициент $1/Hs$), вызывая прецессию по углу α . Структурная схема замыкается отрицательной обратной связью по углу α .

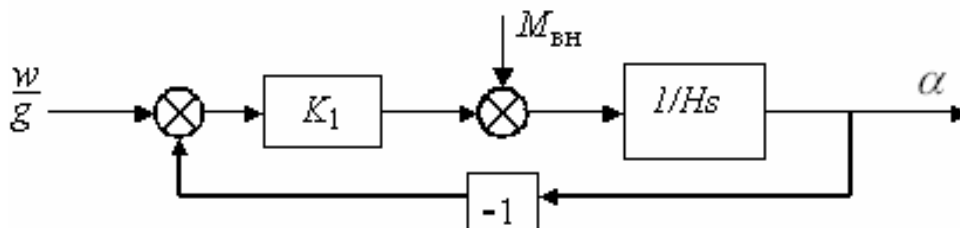


Рис. 3.7. Структурная схема одного канала гировертикали

Исходя из структурной схемы гировертикали, составим передаточные функции замкнутой системы по отношению к входным воздействиям:

по углу отклонения маятника-корректора

$$W_3'(s) = \frac{\alpha(s)}{w(s)/g} = \frac{K_1}{Hs + K_1} = \frac{1}{Ts + 1}, T = \frac{H}{K_1} = \frac{1}{\varepsilon}; \quad (3.15)$$

по отношению к внешнему моменту

$$W_3''(s) = \frac{\alpha(s)}{M_{BH}(s)} = \frac{1}{Hs + K_1} = \frac{1}{K_1(Ts + 1)}. \quad (3.16)$$

Из передаточной функции (3.15) видно, что угол отклонения маятника-корректора проходит на выход системы через апериодическое звено. После окончания переходного процесса ось гироскопа повторяет положение маятника относительно вертикали. Из (3.16) для постоянного внешнего момента после окончания переходного процесса получаем:

$$\alpha_r = \frac{M_{BH}}{K_1} = \frac{\omega_{dp}}{\varepsilon}. \quad (3.17)$$

Результаты, полученные с помощью передаточных функций, с точностью до обозначений совпадают с ранее приведенными выражениями. Таким образом, существенным недостатком гировертикали, имеющей структурную схему, представленную на рис. 3.7, является наличие статических погрешностей.

Эффективным решением задачи повышения точности работы гировертикали является использование в цепи коррекции интегрирующего звена, включенного параллельно усилительному звену K_1 . Структурная схема гировертикали с интегрально-позиционной коррекцией представлена на рис. 3.8. Кроме интегрирующего звена с коэффициентом передачи K в структурную схему добавлен гироскопический момент от переносной угловой скорости U и выключатель коррекции ВК, который отключает сигнал маятника-корректора, если линейное ускорение объекта по данной координате превышает установленное значение.

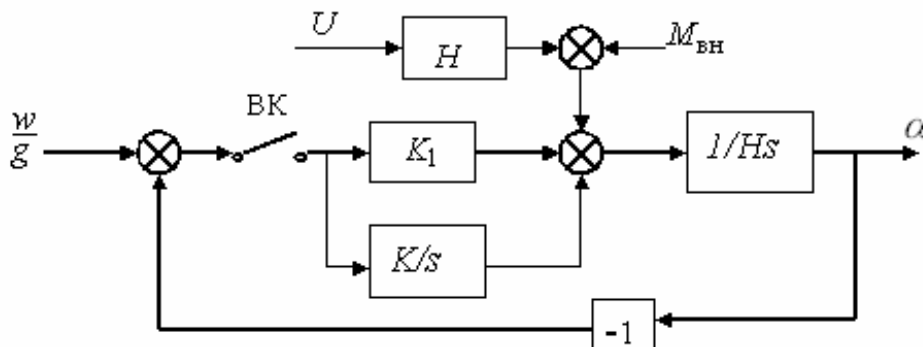


Рис. 3.8. Структурная схема одного канала гировертикали с интегрально-позиционной коррекцией

Особенность работы интегрально-позиционной коррекции состоит в том, что при действии постоянных по величине возмущений на гироскоп и маятник-корректор на вход интегрирующего звена поступает сигнал, который на выходе звена создает момент, накапливающийся с течением времени. Это происходит до тех пор, пока момент системы коррекции не уравновесит вредные моменты и не приведет ось гироскопа к направлению вертикали. При этом сигнал позиционной коррекции отсутствует, а сигнал на выходе интегрирующего звена можно рассматривать как «память» системы коррекции. Наличие «памяти» позволяет отключать сигнал, вырабатываемый маятником-корректором, на время движения объекта с линейными ускорениями, превышающими заданное значение. Это отключение не приведет к дрейфу гироскопа, который появился бы у гировертикали с пропорциональной коррекцией, так как на гироскоп в это время будет действовать момент системы коррекции, вырабатываемый по сигналу «памяти».

Используя структурную схему гировертикали (рис. 3.8), составим передаточные функции замкнутой системы по отношению к двум входным воздействиям: по ускорению и по угловой скорости.

$$W'_3 = \frac{\alpha(s)}{w(s)/g} = \frac{H^{-1}(K_1s + K)}{s^2 + H^{-1}K_1s + H^{-1}K} = \frac{2\zeta\omega_0s + \omega_0^2}{s^2 + 2\zeta\omega_0s + \omega_0^2}; \quad (3.18)$$

$$W''_3(s) = \frac{\alpha(s)}{M(s)/H} = H \frac{H^{-1}s}{s^2 + H^{-1}K_1s + H^{-1}K} = \frac{s}{s^2 + 2\zeta\omega_0s + \omega_0^2}, \quad (3.19)$$

где $\omega_0^2 = H^{-1}K$; $2\zeta\omega_0 = H^{-1}K_1$.

Из (3.18) и (3.19) видно, что с введением интегральной коррекции динамика гировертикали изменяется. В этом случае она ведет себя как колебательная система, причем собственная частота определяется интегрирующим звеном, а затухание – позиционным. Это упрощает задачу получения динамических характеристик, учитывающих условия работы гировертикали на объекте. Передаточная функция по угловой скорости содержит форсирующее звено, что обеспечивает системе астатизм первого порядка, т.е. постоянные по величине скорости дрейфа и переносного вращения не вызывают появления статической погрешности гировертикали.

При воздействии угловой скорости дрейфа в виде скачка в гировертикали возникнет переходный процесс

$$\alpha(t) = \frac{\omega_{DP}}{\omega_0\sqrt{1-\zeta^2}} \exp(-\zeta\omega_0 t) \cdot \sin \omega_0\sqrt{1-\zeta^2} t.$$

Максимальное отклонение по углу $\alpha_{\max} = \frac{\omega_{DP}}{\omega_0} \exp(-\frac{\pi}{4})$ достигается на

момент времени $t_{\max} = \frac{1}{\omega_0\sqrt{1-\zeta^2}} \arctg \frac{\sqrt{1-\zeta^2}}{\zeta}$, а затем колебания затухнут.

Как следует из (3.18), постоянное по величине ускорение после окончания переходного процесса вызовет постоянное отклонение оси гироскопа от вертикали. При работе гировертикали на движущемся объекте таким ускорением является кориолисовое ускорение из-за вращения Земли и перемещения объекта по поверхности Земли. Установившаяся погрешность будет: по углу крена

$$\gamma_K = \frac{2V \cos^2 \Psi}{g} \left(\Omega_e + \frac{V \sin \Psi}{R \cos \varphi} \right) \sin \varphi;$$

по углу тангажа

$$\vartheta_K = \frac{2V \sin 2\Psi}{2g} \left(\Omega_e + \frac{V \sin \Psi}{R \cos \varphi} \right) \sin \varphi.$$

Эти погрешности могут быть скомпенсированы за счет использования внешней информации о широте места, путевой скорости V и об угле курса Ψ . Вычисленные поправки можно вводить на выходе гировертикали в дистанционную передачу информации потребителям.

Таким образом, полученные результаты показывают, что применение интегрально-позиционной коррекции в гировертикали обеспечивает существенное повышение точности ее работы на движущемся объекте.

3.5. Гироскопические указатели курса

Гироазимут (ГА) или гироскоп направления (ГН) представляет собой астатический гироскоп, главная ось которого удерживается в плоскости горизонта и направлена под заданным углом к плоскости меридиана. ГА (ГН) предназначен для измерения углов рыскания и обеспечения разворота объекта на заданный угол в плоскости горизонта. Применяется как самостоятельный прибор и в составе курсовых систем.

Принцип действия гироазимута основан на свойстве астатического гироскопа сохранять неизменной в инерциальном пространстве заданную ориентацию главной оси. Он не имеет избирательной способности относительно какого-либо направления в горизонтальной плоскости и моделирует то направление, в которое был приведен в начальный момент. При использовании гироазимута для управления объектом таким направлением может быть одна из горизонтальных осей географической или ортодромической систем координат.

Один из возможных вариантов принципиальной схемы гироазимута изображен на рис. 3.9. Гиromотор 1 подвешен в наружной рамке 2. На гиromоторе (внутренней рамке) закреплен маятник-корректор, сигнал с которого через усилитель поступает на моментный двигатель 4. При отклонении главной оси гироскопа от плоскости горизонта эта цепь коррекции возвращает ее в исходное положение, решая задачу **горизонтальной коррекции** ГА. На оси подвеса внутренней рамки расположен моментный двигатель 5 **азимутальной коррекции**, которая

обеспечивает начальную выставку гироазимута, а также компенсирует видимый уход оси гироскопа из-за вращения Земли и постоянный по величине дрейф. Сигнал на этот двигатель поступает от астрономического компаса АК, от магнитного компаса МК или вычислительного устройства ВУ, в которое вводится внешняя информация о широте φ и начальном положении K_0 оси гироскопа. Информация об углах рысканья или разворота объекта снимается с датчика 6, установленного на оси наружной рамки. На этой же оси может быть закреплена шкала для визуального съема информации. Измерительной осью гироазимута является ось Oy системы осей Резаля, ориентация которой относительно гироскопа показана на рис. 3.9.

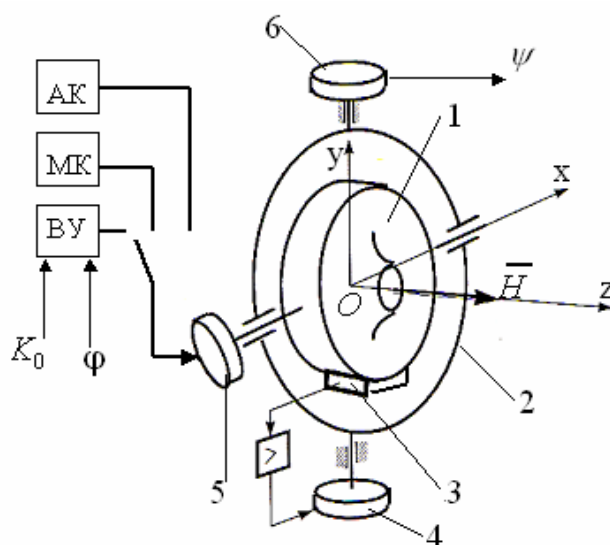


Рис. 3.9. Принципиальная схема гироазимута

Вначале рассмотрим вариант моделирования гироазимутом полуденной линии. В качестве базовой системы координат при составлении дифференциальных уравнений движения ГА выберем географическую систему координат $OENZ$. Взаимное положение осей Резаля и осей географической СК изображено на рис. 3.10. В начальный момент главная ось гироскопа совпадает с осью ON , а затем последовательно разворачивается на углы α и β .

Оси географической системы координат вращаются относительно инерциального пространства с угловыми скоростями

$$U_E = -V \cos \Psi / R; U_N = \Omega_e \cdot \cos \varphi + V \sin \Psi / R; U_Z = \Omega_e \cdot \sin \varphi + V \cos \Psi \cdot \operatorname{tg} \varphi / R. \quad (3.20)$$

Абсолютная угловая скорость гироскопа в проекциях на оси Резаля будет

$$p = -\dot{\beta} - U_E \cos \alpha - U_N \sin \alpha; q = \dot{\alpha} \cos \beta + U_Z \cos \beta - U_N \cos \alpha \sin \beta. \quad (3.21)$$

Ограничимся рассмотрением прецессионных уравнений движения гироскопа, в которых учтены моменты коррекции и вредные моменты в осях подвеса:

$$H \cdot q = M_x^k + M_x^{ep}; \quad -H \cdot p = -k \cdot \beta + M_y^{ep}. \quad (3.22)$$

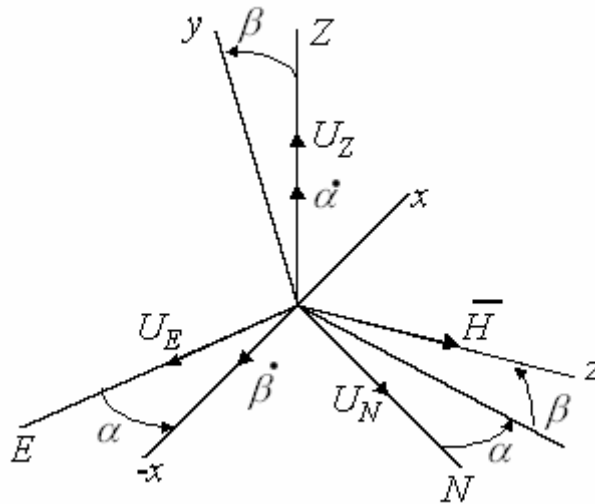


Рис. 3.10. Положение осей Резаля относительно географической системы координат

Считая углы α и β малыми, с точностью до величин первого порядка малости дифференциальные уравнения движения гироазимута получим, подставив (3.20) и (3.21) в (3.22) :

$$\begin{aligned} H(\dot{\alpha} + \Omega_e \cdot \sin \varphi + V \cos \Psi \cdot \operatorname{tg} \varphi / R) &= M_x^k + M_x^{ep}; \\ H(\dot{\beta} - V \cos \Psi / R) + k \cdot \beta &= M_y^{ep}. \end{aligned} \quad (3.23)$$

Система (3.23) представляет собой два не связанных между собой уравнения первого порядка. Каждое из уравнений можно исследовать независимо от другого. Из первого уравнения видно, что при отсутствии момента коррекции и вредного момента ось гироскопа будет иметь видимый уход из-за составляющей переносной угловой скорости

$$\dot{\alpha} = -(\Omega_e \sin \varphi + V \cos \Psi \cdot \operatorname{tg} \varphi / R). \quad (3.24)$$

Вредный момент, действующий относительно внутренней оси подвеса, вызовет дрейф гироскопа по углу α . Чтобы исключить уходы оси гироскопа из начального положения, надо создать с помощью азимутальной коррекции момент

$$M_x^k = H(\Omega_e \sin \varphi + V \cos \Psi \cdot \operatorname{tg} \varphi - \tilde{\omega}_y^{dp}), \quad (3.25)$$

где $\tilde{\omega}_y^{dp} = \tilde{M}_x^{ep} / H$ - постоянная составляющая дрейфа из-за вредного момента. Для формирования корректирующего момента необходимо располагать внешней информацией. При использовании коррекции в соответствии с (3.25) ось гироазимута будет сохранять начальное положение относительно плоскости меридиана, поэтому движение объекта будет происходить с постоянным курсом, т.е. по локсодромии.

Из второго уравнения системы (3.23) можно получить, что ось гироскопа по углу β движется по экспоненциальному закону к положению равновесия

$$\beta_r = \frac{-U_E + \tilde{\omega}_x^{dp}}{\varepsilon}; \quad \varepsilon = k/H. \quad (3.26)$$

Отклонение от плоскости горизонта на угол β_r необходимо для того, чтобы под действием коррекционного момента по наружной оси подвеса гироскоп прецессировал вслед за вращающейся плоскостью горизонта, а также для компенсации постоянной составляющей дрейфа $\tilde{\omega}_x^{dp} = \tilde{M}_y^{ep}/H$.

Рассмотрим теперь работу гироазимута в ортодромической системе координат $OXYZ$, оси которой вращаются относительно инерциальной системы координат со скоростями

$$U_x = \Omega_e \cos \varphi \cos \Psi; U_y = \Omega_e \sin \varphi + V/\rho; U_z = -\Omega_e \cos \varphi \sin \Psi - V/R. \quad (3.27)$$

Взаимное положение осей Резаля и ортодромической СК показано на рис. 3.11. В начальный момент главная ось гироскопа z направлена по касательной к ортодромии (ось X), а затем разворачивается последовательно на углы α и β .

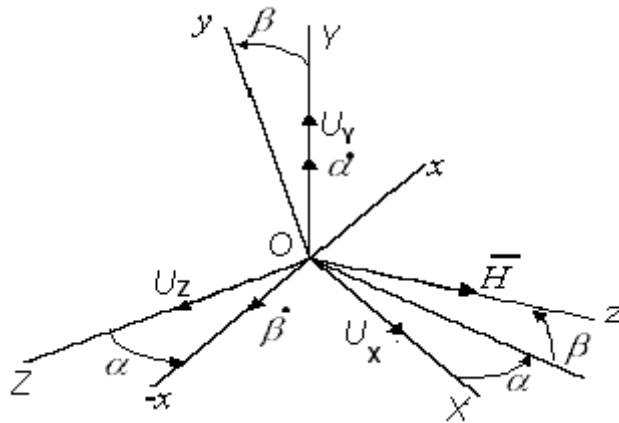


Рис. 3.11. Взаимное положение осей Резаля и ортодромической системы координат

Воспользуемся уравнениями (3.22). С учетом (3.27) и малости углов α и β составим уравнения движения гироазимута с точностью до величин первого порядка малости:

$$\begin{aligned} H(\dot{\alpha} + \Omega_e \cdot \sin \varphi) &= M_x^k + M_x^{ep}; \\ H(\dot{\beta} - \Omega_e \cdot \cos \varphi \cdot \sin \Psi - V/R) + k \cdot \beta &= M_y^{ep}. \end{aligned} \quad (3.28)$$

Сравнивая (3.28) и (3.23), можно сделать вывод, что они совпадают с точностью до составляющих скорости видимого ухода. Поэтому аналогично предыдущему получим:

$$M_x^k = H(\Omega_e \sin \varphi - \tilde{\omega}_y^{dp}). \quad (3.29)$$

При введении азимутальной коррекции в соответствии с (3.29) главная ось гироскопа будет сохранять начальное положение относительно вектора путевой скорости (по касательной к ортодромии), поэтому движение объекта, управляемого по гироазимуту, будет происходить по ортодромии. Относительно плоскости меридиана угол курса объекта будет изменяться с

той же скоростью, с которой вращается в инерциальном пространстве плоскость меридиана.

Из второго уравнения системы (3.28) получаем положение равновесия оси гироскопа относительно плоскости горизонта:

$$\beta_r = \frac{-U_Z + \tilde{\omega}_x^{dp}}{\varepsilon}. \quad (3.30)$$

Отклонение на угол β_r обеспечивает компенсацию видимого ухода гироскопа и его дрейфа относительно внутренней оси подвеса.

Кроме инструментальных погрешностей из-за действия вредных моментов и погрешностей из-за неточного ввода внешней информации гироазимут имеет карданную погрешность. Она обусловлена кинематикой карданного подвеса и возникает при отклонении оси наружной рамки от направления вертикали при продольном и поперечном кренах объекта. Это связано с тем, что при наклонах оси наружной рамки измерение угла курса $K_{из}$ происходит в наклонной плоскости (см. рис. 3.12), тогда как действительное значение угла курса K должно отсчитываться в горизонтальной плоскости.

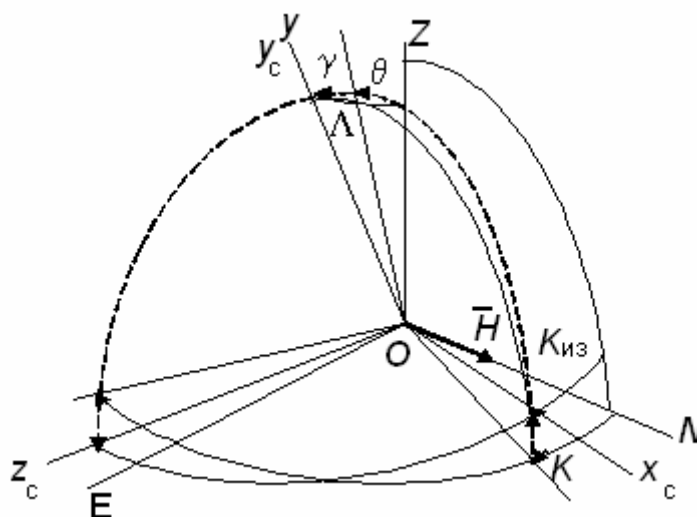


Рис. 3.12. Погрешность измерения курса гироазимутом при наклонах основания

Предположим, что в начальный момент ось гироазимута (вектор H) выставлена в плоскости меридиана и удерживается в плоскости горизонта. Если нормальная ось объекта y_c занимает вертикальное положение, а продольная x_c отклонена от меридиана, то угол курса K отсчитывается в плоскости горизонта OEN . Когда объект наклоняется на углы продольного θ и поперечного γ крена, ось наружной рамки гироазимута также отклоняется от вертикали на угол λ . При этом по шкале гироазимута курс отсчитывается в плоскости перпендикулярной оси y_c , т.е. в плоскости Ox_cz_c между плоскостью меридиана и продольной осью объекта. Это объясняет появление погрешности в показаниях гироазимута, которая вычисляется по формулам сферической тригонометрии:

$$\Delta K = K - K_{из} = \frac{(1 - \cos \Lambda) \cdot \operatorname{tg} K}{1 + \cos \Lambda \cdot \operatorname{tg}^2 K} \approx \frac{\Lambda^2}{4} \sin 2K = \frac{\theta^2 + \gamma^2}{4} \sin 2K. \quad (3.31)$$

Из (3.31) видно, что карданная погрешность гироазимута не зависит от знаков углов наклона объекта и является периодической функцией угла K с периодом, равным π . Она достигает максимальных значений на четвертных румбах, кратных 45° , и обращается в нуль на главных румбах. Карданная погрешность гироазимута отсутствует в курсовых системах, в которых гироскоп помещен в дополнительный двухосный подвес, обеспечивающий независимое от наклонов объекта вертикальное положение наружной оси подвеса гироскопа. Управление подвесом осуществляется по сигналам от гировертикали

3.6. Гироскопические компасы

Гироскопическим компасом (ГК) называется гироскопическое устройство, предназначенное для указания плоскости истинного меридиана и позволяющее определять курс объекта и пеленги ориентиров, а также осуществлять стабилизацию в азимуте различных устройств на движущемся объекте. Гирокомпас обладает избирательностью по отношению к плоскости истинного меридиана.

По способу придания избирательности различают гирокомпасы:

- с непосредственным управлением (маятниковый ГК);
- с косвенным управлением (корректируемый ГК);
- аналитический ГК на гироскопических измерителях угловой скорости (статическая или динамическая схема).

Маятниковый гирокомпас представляет собой трехстепенной гироскоп, у которого центр масс смещен вниз относительно точки подвеса в плоскости, перпендикулярной главной оси. Конструктивная схема гирокомпаса обеспечивает нахождение главной оси гироскопа в плоскости горизонта. При отклонении оси из этого положения появляется маятниковый момент, который вызывает прецессию гироскопа относительно вертикальной оси. Как будет показано ниже, маятниковый момент заставляет ось гироскопа совершать колебания относительно плоскости меридиана. При этом положением равновесия является полуденная линия, т.е. маятниковый гирокомпас обладает избирательностью относительно плоскости меридиана.

Корректируемый гирокомпас построен на трехстепенном астатическом гироскопе, у которого наружная ось подвеса расположена вертикально. На гирокамере (внутреннем кольце подвеса) закреплен маятник-корректор, реагирующий на отклонение главной оси от плоскости горизонта. Сигнал с маятника-корректора поступает на моментные двигатели, расположенные на осях подвеса. Цепь коррекции, состоящая из маятника, усилителя и моментного двигателя на внутренней оси подвеса, вызывает такое же движение гироскопа как маятниковый момент. Подача

сигнала с маятника-корректора на моментный двигатель на наружной оси подвеса обеспечивает демпфирование колебаний оси гироскопа и приводит ее в положение равновесия. Удержание оси гирокомпас в плоскости меридиана необходимо для непрерывного определения истинного курса подвижного объекта.

В аналитическом гирокомпасе плоскость меридиана не моделируется (фиксируется) осью гироскопа, а положение заданного направления относительно плоскости меридиана (азимут) рассчитывается в вычислительном устройстве. Информация для вычислителя поступает от гироскопических измерителей угловой скорости (ГИУС), входные оси которых расположены в плоскости горизонта. Угловая скорость плоскости горизонта измеряется ГИУС в положении, неподвижном относительно плоскости меридиана (статическая схема) или при периодическом движении относительно нее (динамическая схема). В качестве ГИУС могут применяться как механические, так и оптические гироскопы.

Гирокомпас может быть реализован не только на основе трехстепенного гироскопа, но также с использованием схемы двухосного гиросtabilизатора. Процесс определения положения горизонтальных осей трехосного гиросtabilизатора относительно плоскости меридиана или совмещение одной из его осей с плоскостью меридиана называется гирокомпасированием. В некоторых системах ориентации режим гирокомпасирования используется для начальной выставки относительно географической системы координат.

По своему назначению и условиям работы гирокомпасы делятся на наземные и морские. Наземный гирокомпас работает на основании, неподвижном относительно Земли. При этом он подвержен минимальным внешним воздействиям. Основными требованиями к нему являются высокая точность и малое время определения положения плоскости меридиана. Морские гирокомпасы применяются на различных подвижных объектах и работают в условиях качки и маневрирования, при которых они подвергаются действию линейных ускорений. В морских гирокомпасах применяются специальные решения, обеспечивающие невозмущаемость линейными ускорениями на маневрировании и малые погрешности в условиях качки.

Упрощенная схема однороторного маятникового гирокомпаса представлена на рис. 3.13. На схеме обозначены: 1 – ротор гироскопа; 2 – внутренне кольцо, гирокамера; 3 – наружное кольцо; 4 – маятниковая масса; 5 – демпфер. Маятниковая масса смещает центр тяжести G относительно точки подвеса O на величину l . $Oxuz$ – оси Резаля гироскопа. При отклонении оси Oz от плоскости горизонта на гироскоп относительно оси Ox действует момент силы тяжести

$$M_x = Pl \sin \beta = mgl \sin \beta. \quad (3.32)$$

Взаимодействие скорости вращения плоскости горизонта и маятникового момента заставляет гироскоп двигаться так, что конец вектора

кинетического момента \vec{H} описывает в плоскости первого вертикала траекторию в виде эллипса. Малая полуось эллипса лежит в плоскости меридиана. Стрелками показано направление движения вектора \vec{H} . Чтобы привести главную ось гироскопа в плоскость меридиана, необходимо демпфировать ее колебания. На рис. 3.13 демпфер условно изображен в виде сообщающихся сосудов, перетекание жидкости в которых поглощает энергию колебаний.

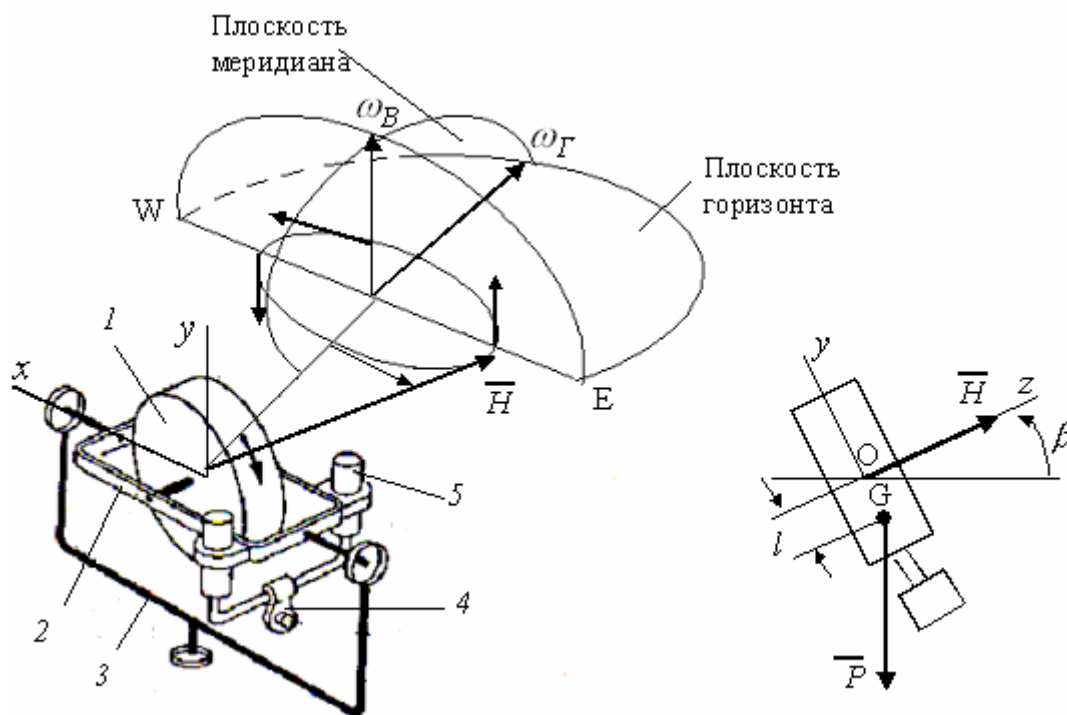


Рис. 3.13. Принципиальная схема однороторного маятникового гироскопа

На рис. 3.14 изображена картинная плоскость, в которой вектор \vec{H} описывает эллипс. Предположим, что в начальный момент времени главная ось гироскопа лежит в плоскости горизонта и отклонена от плоскости меридиана к востоку, что соответствует точке A_1 на эллипсе. Так как восточная полуплоскость горизонта опускается, то ось гироскопа имеет видимый уход со скоростью $V_Г$, поднимаясь над горизонтом. При этом появляется момент (3.32), и гироскоп начинает прецессировать к плоскости меридиана со скоростью $V_М$, которая постепенно увеличивается. В точке A_3 (плоскость меридиана) скорость $V_М$ достигает максимального значения, а затем начинает уменьшаться. При движении оси гироскопа от точки A_1 к точке A_3 скорость $V_Г$ уменьшается и при прохождении плоскости меридиана изменяет знак. В точке A_5 скорость $V_М$ принимает нулевое значение. Ось гироскопа окажется отклоненной к западу от плоскости меридиана на угол, равный начальному значению. Это объясняется постоянством скорости вращения плоскости горизонта. Далее процесс движения оси гироскопа продолжается, но его ось опущена под плоскость горизонта, и маятниковый

момент изменяет знак. Соотношение скоростей движения оси гироскопа в картинной плоскости приведено в табл. 3.1.

Таблица 3.1

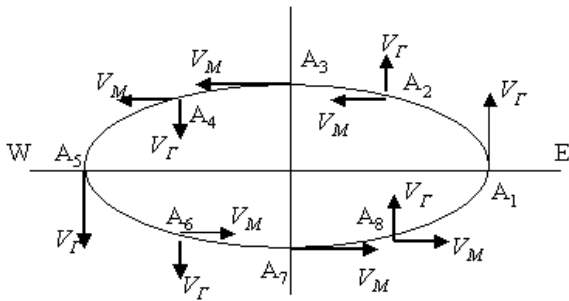


Рис. 3.14. Движение оси гироскопа по картинной плоскости

Точка эллипса	Скорость ухода	Момент M_x	Скорость прецессии
A ₁	$V_I > 0$	$M_x = 0$	$V_M = 0$
A ₂	$V_I > 0$	$M_x > 0$	$V_M > 0$
A ₃	$V_I = 0$	$M_x > 0$	$V_M > 0$
A ₄	$V_I < 0$	$M_x > 0$	$V_M > 0$
A ₅	$V_I < 0$	$M_x = 0$	$V_M = 0$
A ₆	$V_I < 0$	$M_x < 0$	$V_M < 0$
A ₇	$V_I = 0$	$M_x < 0$	$V_M < 0$
A ₈	$V_I > 0$	$M_x < 0$	$V_M < 0$

Приведенные результаты справедливы при нахождении гирокомпаса на экваторе и при отсутствии вредных моментов в осях подвеса гироскопа.

3.7. Анализ движения однороторного гирокомпаса

Для анализа движения однороторного гирокомпаса в качестве базовой системы координат выберем географическую СК $OENZ$ с началом в неподвижной точке гироскопа. Положение осей Резаля $Oxuz$ относительно базовой СК зададим углами α и β как показано на рис. 3.15. Проекции абсолютных угловых скоростей на оси Резаля получим в виде:

$$p = -\dot{\beta} - U_E \cos \alpha - U_N \sin \alpha; q = \dot{\alpha} \cos \beta + U_Z \cos \beta - U_N \cos \alpha \sin \beta. \quad (3.33)$$

При выводе дифференциальных уравнений движения гирокомпаса углы α и β будем считать малыми. Прецессионные уравнения движения однороторного гирокомпаса $H \cdot q = M_x$; $-H \cdot p = M_y$ составим с точностью до величин первого порядка малости. Относительно оси Ox учтем действие маятникового момента

$$M_x = ml(g \cdot \beta + \dot{V}_N - \dot{V}_E \cdot \alpha), \quad (3.34)$$

где \dot{V}_N, \dot{V}_E - составляющие линейного ускорения объекта в проекциях на оси географической СК.

Подставив в прецессионные уравнения выражения (3.33) и (3.34), получим

$$\begin{aligned} H(\dot{\alpha} + U_Z - U_N \cdot \beta) &= ml(g \cdot \beta + \dot{V}_V - \dot{V}_E \cdot \alpha) + M_x^{ep}; \\ H(\dot{\beta} + U_E + U_N \cdot \alpha) &= M_y^{ep}. \end{aligned} \quad (3.35)$$

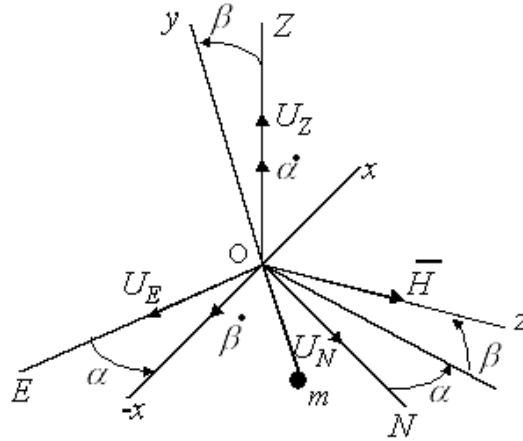


Рис. 3.15. Положение осей Резаля в географической системе координат

Система уравнений (3.35), описывающая движения однороторного гирокомпа, представляет собой систему двух связанных дифференциальных уравнений первого порядка. Подставив в (3.35) выражения (3.20) для переносных угловых скоростей и выполнив преобразования, представим уравнения в виде:

$$\begin{aligned} H\ddot{\alpha} + ml\dot{V}_E \cdot \alpha - [H(\Omega_e \cos \varphi + V \sin \Psi/R) + mgl] \cdot \beta = \\ = -H(\Omega_e \sin \varphi + V \sin \Psi \operatorname{tg} \varphi/R) + ml\dot{V}_N + M_x^{ep}; \end{aligned} \quad (3.36)$$

$$H\dot{\beta} + H(\Omega_e \cos \varphi + V \sin \Psi/R) \cdot \alpha = H(V \cos \Psi/R) + M_y^{ep}.$$

Уравнения (3.36) можно упростить с учетом того, что, как правило, выполняются соотношения:

$$\left(\frac{mgl}{H}\right) \gg \Omega_e > V \sin \Psi/R; \dot{\alpha} \gg \alpha \cdot \left(\frac{mgl}{H}\right) \cdot \left(\frac{\dot{V}_E}{g}\right).$$

Тогда прецессионные уравнения движения однороторного гирокомпа без учета демпфирующего момента в первом приближении будут

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} - \beta \cdot \left(\frac{mgl}{H}\right) = -\Omega_e \sin \varphi + \left(\frac{ml}{H}\right) \cdot \dot{V}_N + \frac{M_x^{ep}}{H}; \\ \dot{\beta} + \alpha \cdot \Omega_e \cos \varphi = V \cos \Psi/R + \frac{M_y^{ep}}{H}. \end{aligned} \quad (3.37)$$

Считая вредные моменты в осях подвеса гироскопа постоянными, после разделения переменных уравнения (3.37) примут вид:

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + \alpha \frac{mgl}{H} \Omega_e \cos \varphi = \frac{mlR}{H} \left(\frac{\ddot{V}_N}{R} + \frac{g}{R} \cdot \frac{V \cos \Psi}{R} \right) + \frac{mgl}{H} \cdot \frac{M_y^{ep}}{H}; \\ \ddot{\beta} + \beta \frac{mgl}{H} \Omega_e \cos \varphi = \left(1 - \frac{mlR}{H} \Omega_e \cos \varphi \right) \frac{\dot{V}_N}{R} + \Omega_e^2 \cos \varphi \sin \varphi - \frac{M_x^{ep}}{H} \Omega_e \cos \varphi. \end{aligned} \quad (3.38)$$

Из (3.38) видно, что однороторный гирокомпас представляет собой колебательное звено второго порядка без демпфирования. Частота его собственных незатухающих колебаний определяется выражением

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{mgl}{H}} \Omega_e \cos \varphi, \quad (3.39)$$

из которого видно, что она изменяется с изменением широты местоположения объекта и стремится к нулевому значению при приближении объекта к полюсу. Эта особенность, связанная с нулевой скоростью вращения плоскости горизонта на полюсе, объясняет невозможность реализации схемы гирокомпаса вблизи земных полюсов.

Из (3.38) следует, что гирокомпас подвержен действию линейного ускорения объекта, направленного по полуденной линии, которое заставляет маятник принимать направление кажущейся вертикали. Из второго уравнения системы (3.38) легко получить условие, при выполнении которого гирокомпас не будет возмущаться по углу β линейными ускорениями объекта, направленными по полуденной линии,

$$1 - \frac{mlR}{H} \Omega_e \cos \varphi = 0. \quad (3.40)$$

Условие (3.40) может быть преобразовано с учетом (3.39) к виду:

$$\frac{R}{g} \cdot \frac{mgl}{H} \Omega_e \cos \varphi = \frac{R}{g} \cdot \omega_0^2 = 1; \quad \omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R}}. \quad (3.41)$$

Величину $\nu = \sqrt{g/R}$ можно рассматривать как частоту собственных колебаний математического маятника, длина которого равняется радиусу Земли. Так как масса такого маятника расположена в центре Земли, то при любом движении его точки подвеса по поверхности Земли он будет направлен по радиусу Земли, принимаемой за шар, т.е. будет сохранять направление вертикали. Соответствующий этой частоте период колебаний

$$T_\nu = \frac{2\pi}{\nu} = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} = 5060(c) \quad (3.42)$$

называется периодом **М.Шулера**.

Таким образом, однороторный гирокомпас, который имеет период собственных незатухающих колебаний на данной широте равный периоду М.Шулера, не будет возмущаться постоянной по величине составляющей линейных ускорений объекта, направленной по полуденной линии ($\dot{V}_N = const$). Настройку гирокомпаса на период М.Шулера называют условием инвариантности к линейным ускорениям объекта.

Преобразуем (3.38) с учетом условия (3.40) и получим уравнения, описывающие движение гирокомпаса, не возмущаемого линейными ускорениями объекта, в рамках сделанных допущений:

$$\ddot{\alpha} + v^2 \cdot \alpha = \frac{v^2}{\Omega_e \cos \varphi} \cdot \frac{V \cos \Psi}{R} + \frac{M_y^{ep}}{H} \cdot \frac{v^2}{\Omega_e \cos \varphi}; \quad (3.43)$$

$$\ddot{\beta} + v^2 \cdot \beta = \Omega_e^2 \cos \varphi \cdot \sin \varphi - \frac{M_x^{ep}}{H} \Omega_e \cos \varphi.$$

В случае демпфирования колебаний гироскопа путем приложения дополнительного момента после окончания переходного процесса главная ось гироскопа займет положение равновесия:

$$\alpha_r = \frac{V \cos \Psi}{R \Omega_e \cos \varphi} + \frac{M_y^{ep}}{H} \cdot \frac{1}{\Omega_e \cos \varphi}; \quad (3.44)$$

$$\beta_r = \frac{\Omega_e^2}{v^2} \cos \varphi \cdot \sin \varphi - \frac{M_x^{ep}}{H} \cdot \frac{\Omega_e \cos \varphi}{v^2} = \frac{\Omega_e \sin \varphi}{\varepsilon} - \frac{M_x^{ep}}{mgl}, \quad (3.45)$$

где $\varepsilon = mgl/H$ - удельная скорость прецессии гироскопа под действием маятникового момента. При работе гироскопа на неподвижном относительно Земли основании и при отсутствии вредных моментов в осях подвеса положения равновесия будут:

$$\alpha_r = 0; \quad \beta_r = \frac{\Omega_e \sin \varphi}{\varepsilon}. \quad (3.46)$$

Из (3.46) видно, что на неподвижном основании ось гироскопа в положении равновесия располагается в плоскости меридиана и отклонена от плоскости горизонта на угол, который обеспечивает приложение к гироскопу маятникового момента, заставляющего прецессировать его относительно вертикальной оси со скоростью вращения плоскости меридиана в инерциальном пространстве. Наличие вредных моментов в осях подвеса изменяет положения равновесия. Момент M_x^{ep} компенсируется за счет дополнительной величины маятникового момента. Вредный момент в оси Oy компенсируется за счет гироскопического момента, обусловленного горизонтальной составляющей угловой скорости Земли:

$$M_y^{ep} = H \Omega_e \cos \varphi \cdot \delta \alpha. \quad (3.47)$$

Гироскопический момент, направленный по вертикальной оси,

$$M_{ГК} = H \Omega_e \cos \varphi, \quad (3.48)$$

называется **направляющим моментом** гироскопа и определяет точность моделирования им плоскости меридиана на неподвижном основании. Величина момента (3.48) уменьшается с увеличением широты места, Это является еще одним фактором, затрудняющим реализацию схемы гироскопа вблизи полюсов Земли. Из (3.47) следует вывод, что для повышения точности работы гироскопа необходимо снижать величину вредного момента в вертикальной оси подвеса. В реальных конструкциях это достигается применением торсионного подвеса или за счет гидростатической разгрузки опор чувствительного элемента гироскопа.

При работе гирокомпаса на объекте, перемещающемся по поверхности Земли, как следует из (3.44), появляется **скоростная погрешность**

$$\alpha_{СК} = \frac{V \cos \Psi}{R \cdot \Omega_e \cos \varphi}, \quad (3.49)$$

которая возникает из-за того, что в этом случае плоскость горизонта вращается не вокруг полуденной линии, а относительно равнодействующей двух скоростей, лежащей в плоскости горизонта и отклоненной от плоскости меридиана на угол (3.49). По своей природе эта погрешность является методической погрешностью гирокомпаса и может быть устранена из его показаний при наличии внешней информации о скорости объекта и широте его местоположения.

В однороторном гирокомпасе не обеспечивается стабилизация подвеса относительно главной оси гироскопа. Поэтому при действии ускорений в плоскости первого вертикала внутренняя ось подвеса гироскопа отклоняется от плоскости горизонта. При этом ускорения, действующие в плоскости меридиана, создадут маятниковый момент, который даст проекцию на вертикальную ось и вызовет появление погрешности в показаниях гирокомпаса. При действии ускорений под углом C_K к плоскости меридиана (румб качки объекта) постоянная составляющая погрешности гирокомпаса будет:

$$\alpha_K = \frac{mgl}{4H \cdot \Omega_e \cos \varphi} \cdot \frac{j_{\max}^2}{g^2} \sin 2C_K, \quad (3.50)$$

где j_{\max} - амплитуда линейного ускорения, действующего в точке подвеса гироскопа из-за отстояния ее от центра качаний объекта. Из (3.50) видно, что период этой погрешности в два раза меньше периода румба качки. Поэтому величина этой погрешности достигает максимальных значений на четвертных румбах качки, т.е. кратных 45° , и обращается в нуль на главных румбах. Такая погрешность называется **интеркардинальной**. Она может быть уменьшена за счет стабилизации подвеса гирокомпаса относительно оси, параллельной главной оси гироскопа. В частности, это обеспечивается в двухроторном чувствительном элементе гирокомпаса типа «Курс».

Глава 4. Бескарданые системы ориентации

4.1. Принципы построения бескарданной системы ориентации

Гироскопические системы ориентации предназначены для определения углового положения движущегося объекта относительно опорной системы координат. Эта СК может моделироваться трехосной стабилизированной платформой или вычисляться аналитически в бортовой ЦВМ на основе измерения отдельных параметров ориентации. В последнем случае система ориентации называется бескарданной (БСО), так как инерциальные датчики информации располагаются непосредственно на корпусе объекта. Обычно БСО входят в состав бескарданных инерциальных навигационных систем и обеспечивают решение задачи ориентации, заменяя гиростабилизированную платформу. Они могут быть использованы самостоятельно для определения угловой ориентации объекта относительно инерциальной СК. Для определения ориентации относительно какой-либо вращающейся опорной СК необходимо иметь информацию о вращении ее в инерциальном пространстве.

Основными достоинствами БСО по сравнению с платформенными системами являются меньшие габариты и масса, большая надежность, меньшее потребление энергии, простота ремонта и др. При создании БСО возникают проблемы, связанные с необходимостью иметь измерительные элементы, обеспечивающие требуемую точность в широком диапазоне изменения входных параметров и работающих в более тяжелых условиях эксплуатации; со значительно большим объемом вычислений в ЦВМ, которые надо выполнять с очень высокой скоростью.

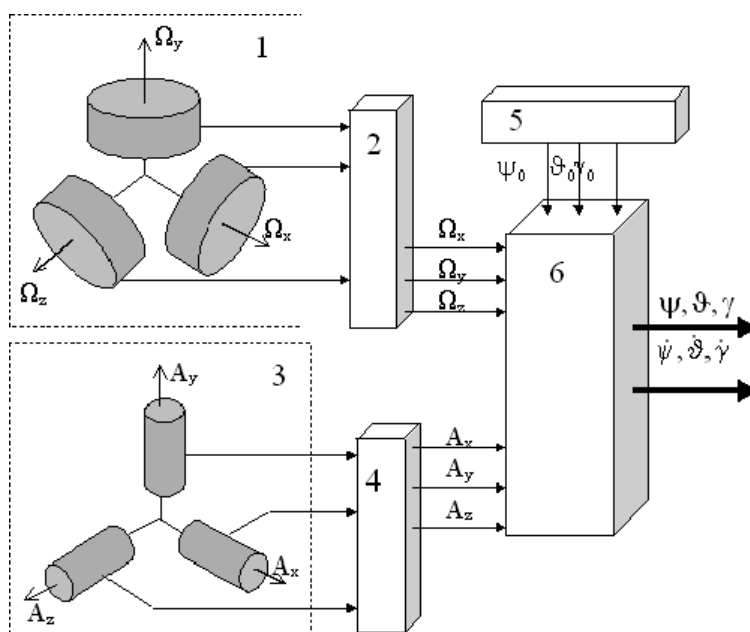


Рис. 4.1. Структурная схема бескарданной системы ориентации

В качестве измерителей угловых параметров движения основания в БСО используются: трехстепенные астатические гироскопы (например, ЭСГ), динамически настраиваемые гироскопы, датчики угловой скорости (в том числе, лазерные и волоконно-оптические), угловые и линейные акселерометры и некоторые другие.

Структурная схема одного из возможных вариантов БСО приведена на рис. 4.1, на котором обозначены: 1 – блок волоконно-оптических гироскопов (ВОГ); 2 – блок предварительной обработки информации ВОГ; 3 – блок линейных акселерометров; 4 – блок предварительной обработки информации акселерометров; 5 – блок внешней информации и начальных данных; 6 – вычислитель (БЦВМ). Измерительные оси гироскопов и акселерометров ориентированы по связанным осям объекта.

Если ориентация объекта определяется относительно инерциальной СК $O\xi\eta\zeta$, начало которой совмещено с центром масс ЛА, то положение связанной СК $Ox_cy_cz_c$ можно задать углами ψ, ϑ, γ , как показано на рис. 4.2. Тогда измеряемые ВОГ проекции вектора $\bar{\Omega}$ абсолютной угловой скорости объекта на связанную СК будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \Omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta; & \Omega_y &= \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma; \\ \Omega_z &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma. \end{aligned} \quad (4.1)$$

На основании этих измерений, не учитывая пока погрешности, можно определить угловые скорости объекта относительно инерциальной СК:

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta; & \dot{\gamma} &= \Omega_x - (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z) \cdot \operatorname{tg} \vartheta; \\ \dot{\vartheta} &= \Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma. \end{aligned} \quad (4.2)$$

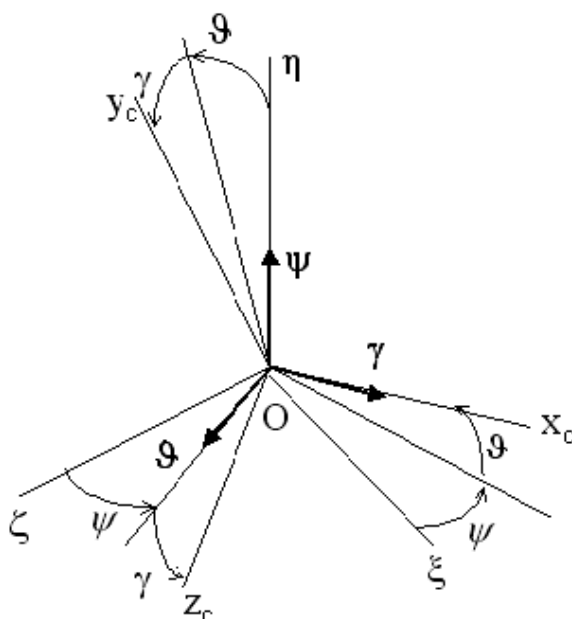


Рис. 4.2. Ориентация связанной системы координат относительно инерциальной

Интегрируя выражения (4.2), с учетом начальных условий $t=0$, $\psi=\psi_0$, $\vartheta=\vartheta_0$, $\gamma=\gamma_0$ получим углы конечных поворотов объекта

$$\begin{aligned}\psi &= \psi_0 + \int_0^t (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) \cos^{-1} \vartheta \cdot dt; \\ \gamma &= \gamma_0 + \int_0^t [\Omega_x - (\Omega_y \cos \gamma - \Omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta] \cdot dt; \\ \vartheta &= \vartheta_0 + \int (\Omega_y \sin \gamma + \Omega_z \cos \gamma) \cdot dt.\end{aligned}\tag{4.3}$$

При решении задачи ориентации надо учитывать наличие особых значений угла ϑ , при которых задача не имеет решения. Это связано с тем, что при $\vartheta=\pi/2$ $\cos \vartheta=0$, а $\operatorname{tg} \vartheta=\infty$. Поэтому область допустимых углов ϑ ограничена, например $|\vartheta| \leq 70^\circ$.

Вычислительные процедуры упрощаются, если в процессе движения объекта угол γ не превышает единиц градусов, а именно:

$$\begin{aligned}\psi &= \psi_0 + \int_0^t (\Omega_y - \Omega_z \cdot \gamma) \cos^{-1} \vartheta \cdot dt; \\ \gamma &= \gamma_0 + \int_0^t [\Omega_x - (\Omega_y - \Omega_z \cdot \gamma) \operatorname{tg} \vartheta] \cdot dt; \\ \vartheta &= \vartheta_0 + \int_0^t (\Omega_y \cdot \gamma + \Omega_z) \cdot dt.\end{aligned}\tag{4.4}$$

Для объектов, имеющих ограниченные по величине углы ϑ , функции $\cos \vartheta$ и $\operatorname{tg} \vartheta$ могут быть представлены в виде первых двух членов разложения в ряд:

$$\cos \vartheta = 1 - \frac{\vartheta^2}{2}; \operatorname{tg} \vartheta = \vartheta + \frac{\vartheta^3}{3}.\tag{4.5}$$

В настоящее время наиболее распространенными параметрами ориентации являются направляющие косинусы. Девять косинусов углов между осями координат $O\xi\eta\zeta$, и $Ox_c y_c z_c$ однозначно определяют их взаимную ориентацию. Поэтому направляющие косинусы используются в качестве самостоятельных параметров ориентации и могут быть вычислены аналитически, если известны их начальные значения c_{ij}^0 и угловые скорости Ω_x , Ω_y , Ω_z , с которыми система $Ox_c y_c z_c$ вращается относительно базовой СК. Матричное дифференциальное уравнение Пуассона связывает производную от матрицы направляющих косинусов с самой матрицей и с угловыми скоростями Ω_x , Ω_y , Ω_z

$$\dot{C} - C \cdot \mathfrak{G} = 0,\tag{4.6}$$

где матрица $C = A^T = A_\psi \cdot A_\vartheta \cdot A_\gamma$.

Измеряя составляющие вектора $\overline{\Omega}$ в осях связанной СК в виде Ω_x , Ω_y , Ω_z , направляющие косинусы могут быть рассчитаны путем интегрирования матричного уравнения Пуассона:

$$\begin{vmatrix} \dot{c}_{11} & \dot{c}_{12} & \dot{c}_{13} \\ \dot{c}_{21} & \dot{c}_{22} & \dot{c}_{23} \\ \dot{c}_{31} & \dot{c}_{32} & \dot{c}_{33} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} 0 & -\Omega_z & \Omega_y \\ \Omega_z & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{vmatrix} \quad (4.7)$$

Уравнение (4.7) эквивалентно девяти уравнениям первого порядка, составляющим три изолированные группы уравнений, определяющие направляющие косинусы какой-либо одной из строк матрицы C . Уравнения, входящие в каждую группу, могут быть решены в отдельности путем интегрирования при учете начальных значений направляющих косинусов. Например, для первой строки матрицы:

$$\begin{aligned} c_{11} &= c_{11}^0 + \int_0^t (c_{12}\Omega_z - c_{13}\Omega_y) \cdot dt; \\ c_{12} &= c_{12}^0 + \int_0^t (c_{13}\Omega_x - c_{11}\Omega_z) \cdot dt; \\ c_{13} &= c_{13}^0 + \int_0^t (c_{11}\Omega_y - c_{12}\Omega_z) \cdot dt. \end{aligned} \quad (4.8)$$

Для каждой системы уравнений процедура вычислений направляющих косинусов организуется как итерационный процесс с использованием принципа обратной связи. Однако, в отличие от предыдущего варианта построения БСО здесь не требуется выполнять громоздкие вычисления тригонометрических функций углов ориентации. Это сокращает объем вычислений. Кроме того, отсутствует ограничение на величину угла ϑ . Начальные значения направляющих косинусов c_{ij}^0 должны задаваться, исходя из априорной информации. В том случае, когда БСО входит в состав инерциальной навигационной системы, направляющие косинусы могут непосредственно использоваться в алгоритмах определения навигационной информации.

Если БСО применяется самостоятельно только для решения задачи ориентации, то после вычисления элементов матрицы C рассчитываются углы ориентации объекта:

$$\vartheta = \arcsin c_{21}; \quad \gamma = \arctg\left(-\frac{c_{23}}{c_{22}}\right); \quad \psi = \arctg\left(-\frac{c_{31}}{c_{11}}\right). \quad (4.9)$$

При этом недостатком является необходимость дополнительных процедур для вычисления угловых скоростей объекта.

4.2. Определение ориентации во вращающейся системе координат

При движении объекта вблизи или по поверхности Земли его ориентацию обычно определяют относительно СК, участвующей во вращении Земли. При использовании в качестве базовой географической системы координат (см. рис. 4.3) переносные угловые скорости определяются выражениями:

$$\begin{aligned} U_E &= -V \cos \Psi / R; U_N = \Omega_e \cdot \cos \varphi + V \sin \Psi / R; \\ U_Z &= \Omega_e \cdot \sin \varphi + V \cos \Psi \cdot \operatorname{tg} \varphi / R. \end{aligned} \quad (4.10)$$

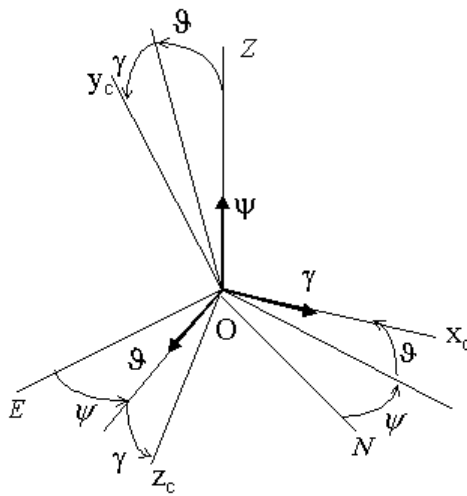


Рис. 4.3. Ориентация связанной системы координат относительно географической

Задача ориентации в этом случае сводится к определению взаимного углового положения осей двух вращающихся СК. Зная абсолютные угловые скорости $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_Z$, с которыми географическая СК вращается относительно инерциальных осей $O\xi\eta\zeta$, путем интегрирования соответствующего дифференциального уравнения Пуассона рассчитывается матрица

$$B = B^0 + \int_0^t B \cdot \mathfrak{G}_1 dt, \quad (4.11)$$

где \mathfrak{G}_1 - кососимметричная матрица из проекций $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_Z$

$$\mathfrak{G}_1 = \begin{vmatrix} 0 & -\Omega_Z & \Omega_N \\ \Omega_Z & 0 & -\Omega_E \\ -\Omega_N & \Omega_E & 0 \end{vmatrix}.$$

По измеренным угловым скоростям $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ вращения связанной СК $Ox_c y_c z_c$ в инерциальном пространстве, как и ранее, интегрированием уравнения Пуассона рассчитывается матрица C :

$$C = C^0 + \int_0^t C \cdot \mathfrak{G} \cdot dt. \quad (4.12)$$

Тогда матрица D , соответствующая переходу от связанной СК к $OENZ$, направляющие косинусы которой определяют ориентацию объекта в географической СК, вычисляется как произведение: $D = B^T \cdot C$. Ее начальное значение $D^0 = (B^0)^T \cdot C^0$. Производная по времени от произведения двух матриц будет

$$\dot{D} = \dot{B}^T \cdot C + B^T \cdot \dot{C}, \quad (4.13)$$

где $\dot{C} = C \cdot \mathfrak{G}$, $\dot{B} = B \cdot \mathfrak{G}_1$. Искомую матрицу получают интегрированием

$$D = D^0 + \int_0^t \dot{B}^T \cdot C \cdot dt + \int_0^t B^T \cdot \dot{C} \cdot dt. \quad (4.14)$$

Так как для вычисления матрицы B (см. 4.11) необходимо знание составляющих угловых скоростей (4.10), то ориентация объекта относительно вращающейся в инерциальном пространстве системы координат может быть определена БСО в случае, когда в ней используется внешняя информация о широте местоположения и параметрах движения объекта. Эта информация может быть получена от инерциальной навигационной системы, если БСО входит в состав БИНС, или от спутниковой навигационной системы.

4.3. Начальное ориентирование бескарданной системы ориентации

Под начальной выставкой БСО понимается согласование приборной системы координат, а следовательно, и системы $Ox_c y_c z_c$, связанной с объектом, с осями стартовой СК, определенным образом ориентированной относительно географической СК. Существует геометрический способ согласования координатных осей. Однако, в настоящее время наиболее перспективным методом выставки является аналитический, при котором определяются начальные значения параметров ориентации объекта в географической СК $OENZ$.

За начальное примем неподвижное положение объекта, когда он ориентирован в восточном направлении и находится, примерно, в горизонтальном положении. Это положение относительно географической СК зададим углами последовательных поворотов ψ_0 , ϑ_0 , γ_0 . Переход от системы $OENZ$ к приборной системе $Ox_c y_c z_c$ характеризуется матрицей направляющих косинусов

$$M^0 = M_{\gamma_0} \cdot M_{\vartheta_0} \cdot M_{\psi_0}.$$

$$M^0 = \begin{vmatrix} \cos \mathcal{G}_0 \cos \psi_0 & \cos \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 & \sin \mathcal{G}_0 \\ \sin \gamma_0 \sin \psi_0 - & -\cos \gamma_0 \sin \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 - & \cos \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0 \\ -\cos \gamma_0 \sin \mathcal{G}_0 \cos \psi_0 & -\sin \gamma_0 \cos \psi_0 & \\ \sin \gamma_0 \sin \mathcal{G}_0 \cos \psi_0 + & \sin \gamma_0 \sin \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 - & -\sin \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0 \\ +\cos \gamma_0 \sin \psi_0 & -\cos \gamma_0 \cos \psi_0 & \end{vmatrix}. \quad (4.15)$$

Используя матрицу (4.15), определяем проекции векторов \mathbf{g} и Ω_e на оси системы $Oxyz$ в виде

$$g_x = -g \sin \mathcal{G}_0; g_y = -g \cos \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0; g_z = g \sin \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0; \quad (4.16)$$

$$\Omega_x = \omega_\Gamma \cos \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 + \omega_B \sin \mathcal{G}_0;$$

$$\Omega_y = -\omega_\Gamma (\cos \gamma_0 \sin \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 + \sin \gamma_0 \cos \psi_0) + \omega_B \cos \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0; \quad (4.17)$$

$$\Omega_z = \omega_\Gamma (\sin \gamma_0 \sin \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 - \cos \gamma_0 \cos \psi_0) - \omega_B \sin \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0.$$

По результатам измерения составляющих векторов \mathbf{g} и Ω_e и вычисления $\omega_\Gamma = \Omega_e \cos \varphi_0$ и $\omega_B = \Omega_e \sin \varphi_0$ рассчитываются начальные значения углов ориентации

$$\mathcal{G}_0 = \arcsin\left(-\frac{g_x}{g}\right); \gamma_0 = \arcsin\left(\frac{g_z}{\sqrt{g^2 - g_x^2}}\right) = \operatorname{arctg}\left(-\frac{g_z}{g_y}\right); \quad (4.18)$$

$$\psi_0 = \arcsin \frac{\Omega_x - \omega_B \sin \mathcal{G}_0}{\omega_\Gamma \cos \mathcal{G}_0}.$$

Из выражения для угла ψ_0 в (4.18) следует вывод, что задача начальной выставки БСО на полюсе при $\varphi_0 = \pi/2$ не может быть решена из-за $\omega_\Gamma = 0$.

При использовании в качестве параметров ориентации объекта направляющих косинусов их начальные значения в матрице M^0 вычисляются по результатам измерения составляющих векторов \mathbf{g} и Ω_e в блоках акселерометров и гироскопов БСО последовательно по столбцам

$$m_{13}^0 = -\frac{g_x}{g}; m_{23}^0 = -\frac{g_y}{g}; m_{33}^0 = \frac{g_z}{g}; \quad (4.19)$$

$$m_{12}^0 = \frac{(\Omega_x - \omega_B m_{13}^0)}{\omega_\Gamma}; m_{22}^0 = \frac{(\Omega_y - \omega_B m_{23}^0)}{\omega_\Gamma}; \quad (4.20)$$

$$m_{23}^0 = \frac{(\Omega_z - \omega_B m_{33}^0)}{\omega_\Gamma};$$

$$m_{11}^0 = m_{23}^0 m_{32}^0 - m_{22}^0 m_{33}^0; m_{21}^0 = m_{12}^0 m_{33}^0 - m_{12}^0 m_{32}^0; \quad (4.21)$$

$$m_{31}^0 = m_{13}^0 m_{22}^0 - m_{12}^0 m_{23}^0.$$

Из (4.20) видно, что задача начальной выставки БСО на полюсе не может быть решена и в этом случае по причине $\omega_\Gamma = 0$.

Заключение

Можно считать, что к настоящему времени принципиальные вопросы построения гироскопических приборов и систем ориентации и навигации практически решены. Сейчас основное внимание разработчиков направлено на решение вопросов оптимизации структуры системы, оптимальной обработки первичной информации, комплексирования различных источников информации, на внедрение цифровых измерителей и преобразователей информации, а также на снижение массо-габаритных характеристик и энергопотребления систем в целом и их составных частей. Значительная роль в решении этих проблем принадлежит использованию вычислительной техники как в процессе разработки, так и при испытаниях гироскопической техники.

На этапе разработки изделий применение современного прикладного программного обеспечения позволяет оптимизировать его структуру и конструкцию, не допуская излишнего запаса в точностных характеристиках элементов, в прочности конструкции, одновременно удовлетворяя требованиям по тепловым режимам, виброустойчивости и надежности. При проведении испытаний широко применяется разработка математических моделей погрешностей элементов, блоков и изделий в целом, которые затем используются в алгоритмах обработки информации, что позволяет в конечном итоге повысить точность получения параметров ориентации и навигации подвижных объектов.

Большое значение при построении систем ориентации и навигации имеет выбор гироскопического чувствительного элемента. В настоящее время наибольшей точностью (случайный дрейф порядка 10^{-5} град./час) обладает гироскоп с электростатическим подвесом. Его недостатками являются высокая стоимость и сложность конструкции. Средний класс точности чувствительных элементов (дрейф $10^{-1} \dots 10^{-3}$ град./час) представлен динамически настраиваемыми гироскопами (ДНГ), лазерными гироскопами (ЛГ), волоконно-оптическими гироскопами (ВОГ), волновым твердотельным гироскопом (ВТГ). Представленный спектр точностных характеристик современных гироскопов достаточен для решения основных задач автономной ориентации и навигации. Каждый из этих типов гироскопов обладает определенными преимуществами и недостатками. Избыточность типов гироскопов позволяет проводить выбор чувствительного элемента на основании различных критериев, которые в конечном итоге могут быть сведены к экономическому.

Экономический критерий вызвал интерес проектировщиков к направлению по разработке принципиально новых инерциальных датчиков (гироскопов и акселерометров) из области низких точностей (класс точности ниже 1 град./час и 10^{-3} g соответственно). Особенностью этих датчиков , названных микромеханическими, является использование при их производстве материалов и технологий современной твердотельной

микроэлектроники. Микромеханические инерциальные датчики имеют встроенные средства управления и обработки информации, малые массу и габариты, низкое энергопотребление, высокую устойчивость к внешним воздействиям. Используемая технология обеспечивает массовое производство и, как следствие этого, очень низкую стоимость микромеханических датчиков.

Очевидный недостаток этих приборов – низкая точность, не отвечающая требованиям инерциальных систем навигации и ориентации. Выход заключается в интеграции микромеханических датчиков с приемниками глобальных спутниковых навигационных систем типа ГЛОНАСС и NAVSTAR. Разработка интегрированных систем ориентации и навигации (ИСОИ) – принципиально новое направление в области гироскопического приборостроения.

Литература

Основная

1. Лукомский Ю.А., Пешехонов В.Г., Скороходов Д.А. Навигация и управление движением судов. Учебник. – СПб.: Элмор, 2002. – 360 с.
2. Рахтеенко Е.Р. Гироскопические системы ориентации. – М.: Машиностроение, 1989. – 232 с.
3. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Теория гироскопов и гиросtabilизаторов. – Учеб. для вузов. – 2-е изд. – М.: Высш. шк., 1986. – 423 с.
4. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы. Учеб. для вузов./ Под ред. Д.С.Пельпора. – 2-е изд. – М.: Высш. Шк., 1988. – 424 с.
5. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А. Навигационные приборы и системы. Уч. пос. для вузов./ Под ред. И.И.Помыкаева. – М.: Машиностроение, 1983. – 456 с.
6. Серегин В.В. Приборы и системы ориентации и навигации. – СПб.: СПбГУ ИТМО, 2005. – 39 стр.

Дополнительная

7. Ривкин С.С. Статистический синтез гироскопических устройств. – Л.: Судостроение, 1970. – 424 с.
8. Селезнев В.П. Навигационные устройства. Уч. пос. для вузов. – 2-е изд. – М.: Машиностроение, 1974. – 600 с.



В 2007 году СПбГУ ИТМО стал победителем конкурса инновационных образовательных программ вузов России на 2007–2008 годы. Реализация инновационной образовательной программы «Инновационная система подготовки специалистов нового поколения в области информационных и оптических технологий» позволит выйти на качественно новый уровень подготовки выпускников и удовлетворить возрастающий спрос на специалистов в информационной, оптической и других высокотехнологичных отраслях экономики.

Историческая справка

Кафедра информационно-навигационных систем факультета Компьютерных Технологий и Управления является одной из старейших кафедр Университета. На кафедре осуществляется подготовка специалистов широкого профиля в области современных систем управления движением и навигации различных классов объектов.

В 30-е годы XX века отечественная промышленность приступила к созданию основных навигационных приборов: гироскопов, лагов, эхолотов. В связи с этим в 1934 году рядом предприятий и организаций было внесено предложение о подготовке необходимых кадров инженеров. Летом **1936** года ВСНХ СССР было принято решение об организации в ЛИТМО на факультете точной механики кафедры "Навигационные приборы". С 1936/37 учебного года на кафедре была начата подготовка специалистов.

В разработке профиля кафедры принимали участие видные ученые и специалисты промышленности и флота, в том числе академик А.Н. Крылов, профессора Б.И. Кудревич, К.С. Ухов, доцент Д.Н. Иконников, инженеры М.М. Блюк, М.А. Шиф и многие другие. В это время заведовал кафедрой по совместительству Л.П. Шишелов. В 1940 году состоялся первый выпуск инженеров по навигационным приборам.

На время эвакуации института в период блокады Ленинграда лабораторное оборудование кафедры оставалось в осажденном городе и было сохранено. Поэтому сразу по возвращении студентов на кафедре были возобновлены занятия. С 1945 по 1962 год кафедрой возглавлял доктор технических наук, профессор К.С. Ухов. При нем в 1956 году в связи с

изменением номенклатуры специальностей кафедры была переименована в кафедру "Гироскопических и навигационных приборов". Чтобы удовлетворить потребности промышленности, в эти годы на кафедре обучается 4-5 групп студентов.

В 1948-51 годах профессором К.С. Уховым при поддержке академика А.Н. Крылова и профессора Б.И. Кудревича была основана научно-педагогическая школа "Навигационные приборы". Совместно со Всесоюзным маркшейдерским институтом под руководством профессора П.А. Ильина был разработан и изготовлен (1948-1950 г.г.) первый в стране образец маркшейдерского гирокомпаса. Работа была удостоена Государственной премии СССР. В 1960 году коллектив кафедры под научным руководством профессора К.С. Ухова совместно с ЦНИИ Морского флота закончил разработку и изготовление гирокомпаса МГК-1 для торговых судов. В это же время выпущены учебники К.С. Ухов "Навигация" и М.М. Богданович, П.А. Ильин "Гироскопические приборы и устройства", широко использованные при подготовке студентов и специалистами промышленности.

С 1963 по 1970 годы кафедрой заведует по совместительству главный инженер ЛНПО "Азимут", профессор, лауреат Ленинской премии С.Ф. Фармаковский. Коллектив кафедры укрепляет и расширяет связи с промышленностью. К чтению лекций привлекаются к.т.н., старший научный сотрудник П.И. Малеев, к.т.н., старший научный сотрудник Ю.С. Луковатый, к.т.н., капитан 2-го ранга К.Г. Вахитов и другие. Под руководством профессора П.А. Ильина разворачиваются работы по исследованию и разработке лазерных гироскопов. Для проведения работ по договорам с Московским институтом электроавтоматики при кафедре создается отраслевая лаборатория Квантовой гиromетрии под научным руководством Г.М. Кузнецова. На приборы, разработанные для авиационно-ракетного применения и для морского оружия, сотрудниками лаборатории за 1972-1985 годы получено более 20 авторских свидетельств и 2 патента.

В середине 60-х годов профессором В.А. Каракашевым создается научно-педагогическая школа "Инерциальные навигационные системы". Научно-исследовательские работы ведутся совместно и по заказам института Гидрографии и навигации МО, ЦНИИ "Электроприбор", завода "Баррикады" г. Волгоград и другими.

В 1970 году заведующим кафедрой избирается по конкурсу д.т.н., профессор М.А. Сергеев, который руководил кафедрой до 1982 года. В промышленности ведутся работы по созданию космических летательных аппаратов, сверхзвуковых самолетов, атомных подводных лодок, межконтинентальных ракет. В этих условиях кафедра расширяет профиль подготовки специалистов и в 1973 году переименовывается в кафедру "Бортовые приборы управления". Наиболее значительными работами в этот период является создание совместно с ЛО ИЗМИР АН СССР под научным руководством профессора М.А. Сергеева комплекса бортовых приборов и

наземного оборудования для глобального магнитного картографирования территории СССР.

С 1982 по 1991 годы кафедру возглавляет профессор В.А. Каракашев. На кафедре разрабатываются новые учебные планы, совершенствуется преподавание дисциплин, большое внимание уделяется внедрению в учебный процесс вычислительной техники. Преподаватели кафедры проходят переподготовку и повышение квалификации в области вычислительной техники.

В 1993 году кафедра стала называться кафедрой "Приборов и процессов управления".

В настоящее время кафедрой руководит по совместительству директор ГНЦ РФ – ЦНИИ "Электроприбор", академик РАН, лауреат Ленинской премии и Государственной премии РФ, кавалер ордена "За заслуги перед Отечеством" IV степени, д.т.н., профессор В.Г. Пешехонов.

С 1995 года кафедра перешла на подготовку специалистов по направлению 652300 – "Системы управления движением и навигация" и выпускает инженеров по специальности 181200 – Приборы и системы ориентации, навигации и стабилизации. Объектами профессиональной деятельности инженера по этой специальности являются основанные на различных физических принципах приборы и системы, измеряющие перемещения, скорости и ускорения морских подвижных объектов и образующие интегрированные навигационно-управляющие комплексы судов и кораблей различного назначения, а также комплексы пространственной ориентации и стабилизации информационно-измерительной аппаратуры на их борту.

В.Г. Пешехоновым создана научно-педагогическая школа "Интегрированные системы навигации и управления". Основными направлениями исследований являются:

- Решение фундаментальных проблем повышения точности и надежности информационного обеспечения задач навигации и автоматического управления движением.

- Возможность оценки курса подвижного объекта в много антенной приемной аппаратуре спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и (или) GPS при использовании измерений доплеровских сдвигов частот.

В соответствии с произошедшими изменениями в научной и педагогической деятельности кафедры с 2003 года она именуется кафедрой "Информационно-навигационных систем".

С 2004/2005 учебного года студенты и преподаватели кафедры включены в межвузовскую программу интенсивной подготовки специалистов, которая реализуется на базе ЦНИИ "Электроприбор".

С 2004 года кафедра начала подготовку магистров по направлению "Автоматизация и управление" по программе 550215 - Навигационные информационно-управляющие комплексы. Основными областями

деятельности магистра являются: теория глобальных информационных навигационных технологий, концепции построения сетевых спутниковых навигационных систем; исследование и разработка средств взаимодействия наземных и космических систем навигации; комплексирование инерциальных измерителей с радиотехническими и астрономическими.

Валерий Васильевич Серегин

**ПРИКЛАДНАЯ ТЕОРИЯ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ
ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Учебное пособие

В авторской редакции

Компьютерный набор и верстка

Дизайн обложки

В.В. Серегин

В.В. Серегин

Зав. редакционно-издательским отделом

Н.Ф. Гусарова

Лицензия ИД №00408 от 15.11.99

Подписано к печати 06.07.07

Отпечатано на ризографе. Тираж 150 экз. Заказ № 1054

Редакционно-издательский отдел

Санкт-Петербургского государственного университета

информационных технологий, механики и оптики

197101, Санкт-Петербург, Кронверкский пр., 49