

Федеральная служба морского флота
Дальневосточная государственная морская академия

Саранчин А.И.

Гироазимуткомпас "Вега"

Владивосток
1997

УДК 629.5.058.44

Саранчин А.И. Гироазимуткомпас "Вега":
Учеб. пособ. – Владивосток: ДВГМА, 1997. – 80 с.

Описано устройство и работа гироазимуткомпаса в различных условиях эксплуатации.

Предназначено для курсантов судоводительской специальности, прослушавших курс прикладной теории гироскопа и изучивших теоретические принципы построения гирокомпасов с непосредственным управлением и гироазимутов.

Рекомендовано Дальневосточным региональным учебно-методическим центром (УМО) в качестве учебного пособия для курсантов судоводительских факультетов вузов.

Рецензенты: Жидков Э.М.
Сидорко С.П.

© Саранчин А.И.,
1997

Оглавление

Введение	7
1. Принцип работы	9
1.1. Следящая система	11
1.2. Незатухающие колебания гирокомпаса	12
1.3. Затухающие колебания гиросферы	16
1.4. Коррекция гирокомпаса. Режим ГА	18
2. Уравнения движения чувствительного элемента гирокомпаса без коррекции (неподвижное основание)	20
2.1. Индикатор горизонта	20
2.2. Уравнения движения чувствительного элемента	23
3. Гирокомпас на судне, движущемся стационарно. Коррекция гирокомпаса	28
3.1. Коррекция гирокомпаса	30
3.2. Период незатухающих колебаний	35
3.3. Устойчивость чувствительного элемента в меридиане	37
4. Режим гироазимута	40
5. Влияние вредных моментов на точность работы ГАК	43
5.1. Устранение постоянной поправки гирокомпаса	45
5.2. Влияние погрешностей входной информации	48

6. Гироазимуткомпас на маневрирующем судне. Инерционная девиация ГАК	52
6.1. Инерционная девиация ГАК	53
6.2. Характер движения ЧЭ	58
6.3. Способы снижения инерционной девиации	59
6.4. Влияние инерционной девиации на точность счисления	61
7. Девиация корректируемого гирокомпаса на качке	68
7.1. Качка судна от волн, идущих в направлении главных румбов	70
7.2. Интеркардинальная девиация	75
Список литературы	81

Введение

Бурное развитие навигационных приборов в настоящее время позволило значительно повысить безопасность плавания и точность судовождения морских судов. Особенно значительный вклад в решение этих проблем вносят спутниковые навигационные системы. Однако данные системы решают в основном задачи коррекции координат места судна. Задачу курсоуказания продолжает решать гирокомпас, поэтому он был и остается одним из важнейших электронавигационных приборов.

В течение многих лет на судах успешно использовались гирокомпасы с непосредственным управлением типа "Курс" и "Амур". С повышением интенсивности судоходства, при плавании в высоких широтах, с появлением высокоскоростных судов возникла потребность в гироскопических курсоуказателях, способных обеспечить решение задач в новых условиях. Были созданы гиросурсоуказатели нового типа. Они могут работать в режимах гирокомпаса и гироазимута, что значительно расширяет диапазон возможностей их использования. Это определило название данных приборов – гироазимуткомпас. В технической литературе их называют также двухрежимными гиросурсоуказателями (ГКУ). Благодаря наличию режима гироазимута данные приборы обеспечили первое и пока единственное плавание надводного судна к северному полюсу. Имеется в виду знаменитый рейс атомного ледокола "Арктика", выполненный им в 1977 году под командованием капитана Ю.С. Кучиева.

Важнейшей отличительной особенностью ГАК является то, что в нем применен астатический гироскоп, связь которого с Землей осуществляется с помощью индикатора горизонта. Данное обстоятельство и обусловило дополнительное название прибора – гирокомпас с косвенным управлением. Одной из главных задач, стоящих в настоящее время перед судовождением, является задача обеспечения безопасности мореплавания. Ее решение в большой степени зависит от точности работы навигационных

приборов. Гироазимуткомпас превосходит по этому показателю упоминавшиеся типы гирокомпасов, особенно при плавании в условиях качки или интенсивного маневрирования судна.

Даже краткое перечисление технических решений позволяет сделать вывод о сложности устройства и принципа действия данного прибора. В настоящем пособии сделана попытка упростить объяснение физических процессов, происходящих в гироазимуткомпасе во время работы в различных условиях плавания судна.

В главе 1 дано краткое описание устройства гироазимуткомпаса, достаточное для понимания основ его построения, а также описан принцип его работы.

Главы 2 – 5 посвящены работе гироазимуткомпаса при отсутствии сил инерции, а также теоретическому обоснованию возникновения погрешностей прибора в этих условиях.

В главах 6 и 7 дано описание причин возникновения девиаций гирокомпаса на маневрирующем судне и во время качки, то есть в условиях, когда действуют силы инерции.

Пособие предназначено для курсантов и слушателей судоводительской специальности высших морских училищ и морских академий. Оно рассчитано на то, что обучаемые прослушали курс прикладной теории гироскопа и изучили принципы построения и работы гирокомпасов с непосредственным управлением. Изложенный здесь учебный материал может использоваться не только для изучения гироазимуткомпаса, но и при написании курсовых проектов и дипломных работ.

Глава 1.

Принцип работы

Корректируемый гироазимуткомпас (ГАК) "Вега" с косвенным управлением предназначен для выработки курса судна и обеспечивает:

- в режиме гироскопа (ГК) – определение географического меридиана и выработку курса;
- в режиме гироазимута (ГА) – хранение заданного направления и определение положения диаметральной плоскости судна относительно этого направления.

На рис. 1.1 представлена упрощенная схема, иллюстрирующая принцип действия ГАК.

Чувствительным элементом (ЧЭ) гироазимуткомпаса является гиросфера с заключенным внутри нее гиросмотром. Центр тяжести и центр подвеса гиросферы совпадают. Таким образом, гиросфера является трехстепенным гироскопом, то есть ротор ее гиросмотратора имеет собственное вращение вокруг оси x и, кроме того, она может поворачиваться вокруг осей z (в азимуте) и y (по высоте). В дальнейшем данный гироскоп будет рассматриваться как свободный.

Гиросфера заключена в следящую сферу 2 и закреплена в установочном кольце 1 с помощью горизонтальных торсионов 3. Установочное кольцо вертикальными торсионами прикреплено к следящей сфере, которая заполнена поддерживающей жидкостью. Такой подвес чувствительного элемента называется жидкостно-торсионным. Роль торсионов выполняют отрезки специальной проволоки, работающие на скручивание.

Рассмотренное устройство называется трехстепенным поплавковым гироскопом (ТПГ). ТПГ установлен в кардановом подвесе (на рис. 1.1 не показан), закрепленном в корпусе основного прибора ВГ-1А.

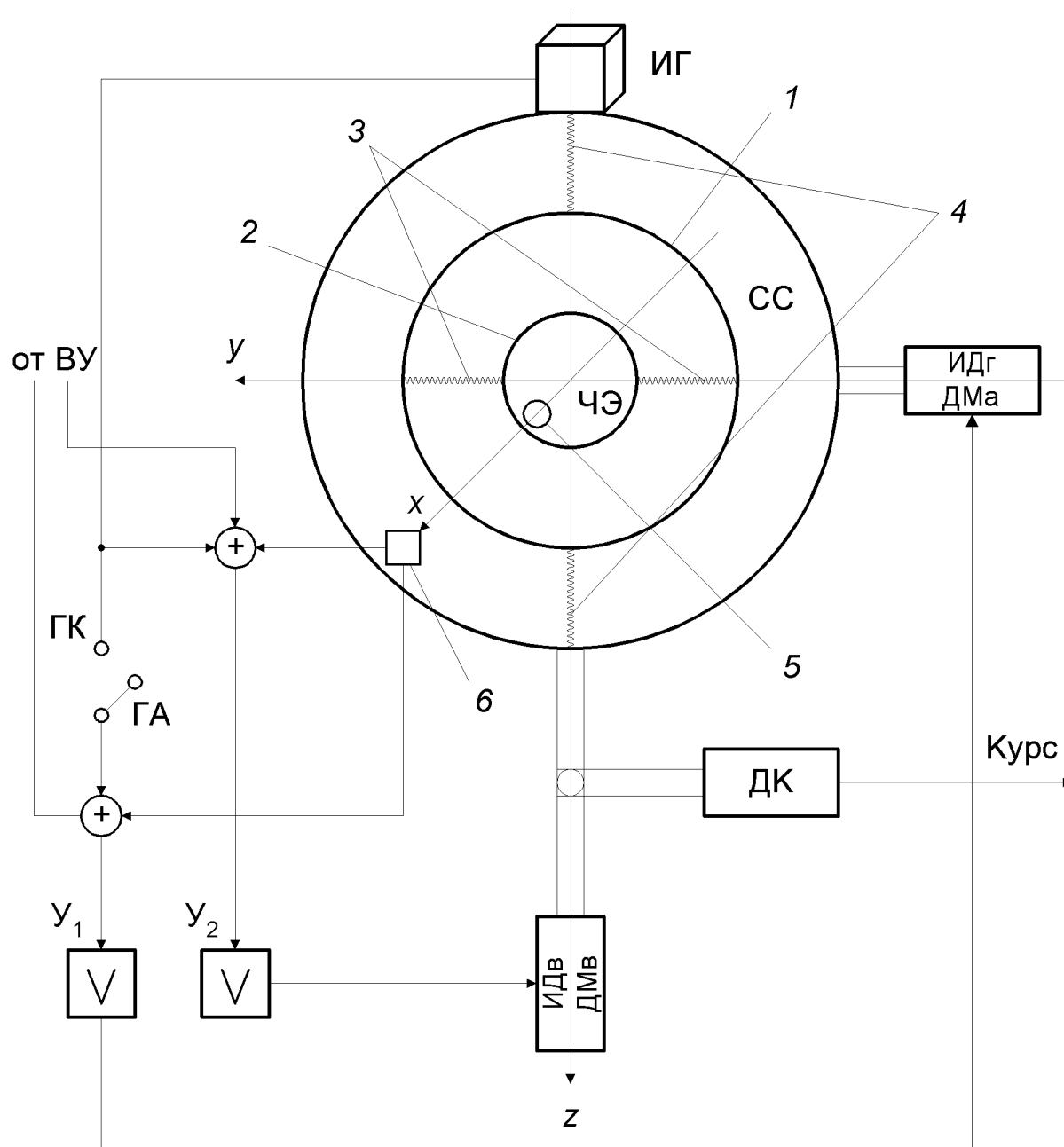


Рис. 1.1

Трехстепенной гироскоп, сохраняя неизменным свое направление в инерциальном пространстве, в горизонтальной системе координат движется вследствие вращения Земли с угловыми скоростями:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} - \omega_{\oplus} \cdot \sin \varphi = 0 \\ \dot{\beta} - \omega_{\oplus} \cdot \cos \varphi \alpha = 0, \end{cases} \quad (1.1)$$

где α – угол отклонения главной оси (оси x) гироскопа от плоскости меридиана в азимуте;

$\dot{\alpha}$ – угловая скорость движения гироскопа в азимуте (вокруг оси z);

β – угол отклонения главной оси гироскопа от плоскости горизонта по высоте;

$\dot{\beta}$ – угловая скорость движения гироскопа по высоте (вокруг оси y);

ω_{\oplus} – угловая скорость вращения Земли;

φ – широта места.

Возможность такого движения чувствительного элемента потребовала создания двухканальной следящей системы. Один канал – для слежения за положением ЧЭ в азимуте, второй – по высоте. Это является первой особенностью следящей системы. Вторая ее особенность состоит в том, что она участвует в формировании и приложении к гироскопу управляющих моментов, то есть моментов, превращающих свободный гироскоп в курсоуказатель.

1.1. Следящая система

В состав каждого канала следящей системы входят: следящий трансформатор, называемый двухкоординатным датчиком угла (ДДУ), так как он обеспечивает слежение за гироскопом по двум координатам – азимуту и высоте; усилитель и исполнительный двигатель.

Ротор ДДУ 5 (рис. 1.1) находится на поверхности гиросферы на линии, совпадающей с осью x , статор 6 – на следящей сфере. Устройство ДДУ позволяет разделить механические сигналы рассогласования по азимуту и высоте, преобразовать их в электрические, которые направляются в соответствующие каналы.

Допустим, что в начальный момент времени (основание неподвижное) гироскоп отклонен от меридиана к востоку на угол α и находится в плоскости горизонта, то есть $\beta = 0$. Следящая сфера согласована с гиросферой. Управляющие моменты к гироскопу не приложены, он является свободным и движется вследствие вращения Земли в горизонтной системе координат в азимуте и по высоте (1.1). Задача следящей системы, в соответствии с ее назначением – отследить положение чувствительного элемента. Рассмотрим работу следящей системы по каналам.

Как свободный гироскоп, гиросфера движется в азимуте к востоку. Следящая сфера, через карданный подвес связанная с судном, остается на месте. Происходит механическое рассогласование следящей сферы и гиросферы в азимуте, а значит, и рассогласование ротора и статора ДДУ. Механический сигнал рассогласования в ДДУ преобразуется в электри-

ческий и после усиления в усилителе У2 поступает на исполнительный двигатель ИДв, который разворачивает следящую сферу вслед за гиросферой до исчезновения сигнала рассогласования. Условимся называть данный канал следящей системы вертикальным. Он обеспечивает слежение за гиросферой в азимуте.

Во всех широтах, кроме полюса, при упомянутых начальных условиях свободный гироскоп движется не только в азимуте, но и поднимается по высоте. Следящая сфера остается на месте, в результате ротор и статор механически рассогласуются друг с другом. Электрический сигнал рассогласования со второй пары обмоток ДДУ усиливается усилителем У1 и поступает на исполнительный двигатель горизонтального канала ИДг. Двигатель, отработывая сигнал, разворачивает следящую сферу вокруг оси y до согласованного положения статора и ротора ДДУ.

На подвижном основании при изменении курса судна гиросфера практически остается на месте, а следящая сфера поворачивается вместе с судном. Ротор и статор ДДУ рассогласуются друг с другом, и сигнал рассогласования поступает на усилитель У2, исполнительный двигатель ИДв, который поворачивает следящую сферу в азимуте до согласованного положения с гиросферой.

На качке, при кренах и дифферентах следящая сфера увлекается судном, а гиросфера остается на месте. Возникшее рассогласование в вертикальной плоскости отработывается по данным ДДУ горизонтальной следящей системой. Ее исполнительный двигатель ИДг разворачивает следящую сферу до тех пор, пока не согласуются ротор и статор ДДУ.

Так обеспечивается режим свободного гироскопа и слежение за чувствительным элементом на судне.

Режим свободного гироскопа имеется у некоторых гирокурсоуказателей рассматриваемого типа, таких как ГКУ-1, ГКУ-2, и используется при выполнении отдельных проверок прибора. В ГАК "Вега" данный режим не предусмотрен, однако работа следящей системы происходит так, как здесь показано.

1.2. Незатухающие колебания гирокомпаса

Как известно, свободный гироскоп использовать в качестве курсоуказателя нельзя, так как для этого нужны настолько сложные технические решения, что реализация их в полной мере до сих пор невозможна.

Для превращения свободного гироскопа в гирокомпас необходима его связь с Землей. В гирокомпасах с непосредственным управлением типа "Курс" и "Амур" данная связь достигается снижением центра тяжести чувствительного элемента относительно центра подвеса (первое условие превращения свободного гироскопа в гирокомпас). Благодаря этому создается маятниковый момент и возникают незатухающие колебания гиросферы.

В ГАК "Вега" связь с Землей достигается введением в схему индикатора горизонта (ИГ). Управляющие моменты формируются по его сигналам в следящей системе. Таким образом, связь ЧЭ с Землей косвенная – через индикатор горизонта и следящую систему. По этой причине гирокомпас "Вега" называется гирокомпасом с косвенным управлением.

Индикатор горизонта представляет собой маятник с грузом, способным перемещаться только в одной вертикальной плоскости, параллельной оси x гиросферы. Маятник заключен в корпус, заполненный вязкой жидкостью. Индукционная система индикатора горизонта вырабатывает электрический сигнал, пропорциональный углу β отклонения главной оси гиросферы от плоскости горизонта. Этот сигнал подается в оба канала следящей системы.

Рассмотрим, как изменится работа схемы с введением в нее индикатора горизонта, то есть с установлением связи гироскопа с Землей.

Допустим, что начальные условия остаются прежними: главная ось гиросферы горизонтальна ($\beta = 0$) и отклонена от плоскости меридиана к востоку на угол α . Вследствие вращения Земли ось движется в азимуте и по высоте, а следящая система отрабатывает это движение.

Когда ось гироскопа поднимется на угол β , следящая система развернет вслед за нею следящую сферу вместе с жестко установленным на ней индикатором горизонта. Последний приобретает наклон также на угол β и вырабатывает сигнал, пропорциональный этому углу. Выработанный ИГ сигнал поступает в усилитель У1 и на исполнительный двигатель ИДг, который начинает его отрабатывать, разворачивая следящую сферу вокруг оси y . Гироскоп остается на месте. Таким образом, горизонтальные торсионы закручиваются и прикладывают к гироскопу крутящий момент L_y (рис. 1.2). Под действием данного момента гиросфера прецессирует в азимуте к западу.

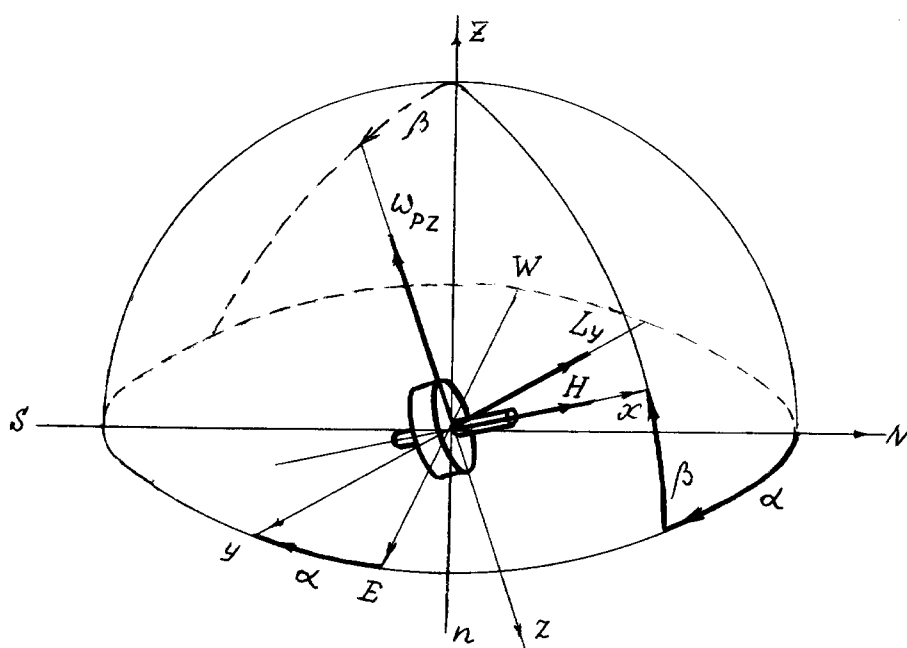


Рис. 1.2

Следует заметить, что двигатель ИДг создает момент по оси y , то есть управляет движением гироскопа в азимуте, поэтому теперь будем называть его азимутальным датчиком моментов ДМ_А (рис. 1.1). Горизонтальные торсионы при этом выполняют роль не только подвеса гиросферы, но и передают и прикладывают к ней крутящий момент. Кроме того, торсионы используются как провода для подачи питания на гиросферу. Таким образом, они выполняют три важнейшие функции, без которых работа ГАК невозможна.

Вернемся к рис. 1.2. Гиросфера прецессирует в азимуте к W под действием момента L_y . Восточная часть горизонта в инерциальном пространстве опускается, поэтому, пока ось x отклонена к востоку, она продолжает подниматься в горизонтной системе координат. Очевидно, что возрастание угла β приводит к нарастанию сигнала ИГ, а это, в свою очередь, к увеличению момента L_y , который вызывает пропорциональное увеличение скорости прецессии ω_{pz} гироскопа в азимуте к западу.

Вращение плоскости горизонта происходит вокруг линии меридиана. Когда гироскоп достигнет его плоскости под действием момента L_y , то окажется поднятым на максимальный угол β_{\max} . Соответственно максимальны: сигнал ИГ, момент L_y , ω_{pz} (рис. 1.3). Пройдя с наибольшей скоростью плоскость меридиана, ось x окажется в западной части горизонта, которая в инерциальном пространстве поднимается. Вследствие этого угол β уменьшается, вызывая уменьшение сигнала ИГ, а значит, и

момента L_y . Угловая скорость прецессии уменьшается. Продолжая снижаться, ось x проходит плоскость горизонта, и угол β изменяет свой знак. Соответственно изменяет знак сигнал ИГ, а вместе с ним и момент L_y . Под его воздействием происходит движение в азимуте к Е.

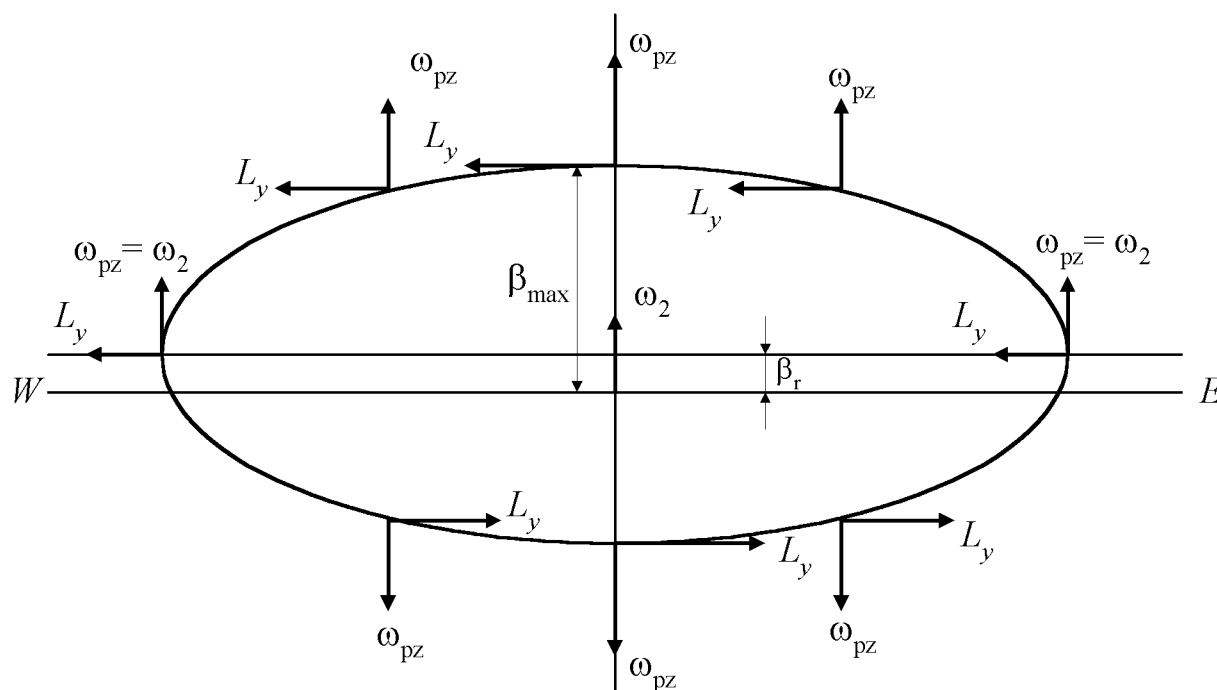


Рис. 1.3

Пока ось x находится в западной части горизонта, она продолжает опускаться, угол β увеличивается, вместе с ним растет величина L_y , а значит, и скорость прецессии в азимуте. Максимальных значений они достигнут в плоскости истинного меридиана.

Главная ось гироскопа, пройдя с максимальной угловой скоростью плоскость меридиана, окажется в восточной части горизонта, которая в инерциальном пространстве опускается. Следовательно, в горизонтной системе координат ось x поднимается, угол β уменьшается, что приводит к уменьшению прецессии гироскопа к востоку. Изменение направления прецессии произойдет, когда угол β изменит знак, то есть когда ось x поднимется над плоскостью горизонта. Далее процесс повторяется, гироскоп совершает незатухающие колебания, отклоняясь в азимуте к востоку и западу от истинного меридиана на угол α , а по высоте – вверх-вниз от плоскости горизонта на угол β_{\max} . Следует отметить, что колебания происходят, строго говоря, не у линии истинного меридиана, а у линии, вокруг которой вращается плоскость горизонта в инерциальном

пространстве (линии $\omega_1 = \omega_+ \cos \varphi$). Эта линия только в частном случае, а именно, при неподвижном основании, совпадает с линией истинного меридиана.

На рис. 1.3 отмечен угол β_r . Данный угол обеспечивает создание такого значения момента L_y , при котором прецессия гироскопа в азимуте равна угловой скорости движения меридиана к W, то есть достигается равенство $\omega_{pz} = \omega_+ \sin \varphi$.

Из рассмотренного видно, что индикатор горизонта воспринимает отклонение главной оси гироскопа от плоскости горизонта и вырабатывает сигнал, формирующий момент L_y . По аналогии с гироскопами непосредственного управления этот момент называется маятниковым.

Таким образом, с приложением к гиросфере маятникового момента она совершает колебания в азимуте у положения меридиана и по высоте у положения β_r . Такой гироскоп еще не курсоуказатель. Необходимо выполнить второе условие превращения свободного гироскопа в гироскопас – создать демпфирующий момент. Для этой цели в гироскопасах с непосредственным управлением также использовалась связь с Землей – перетекание масла из сосуда в сосуд под действием силы тяжести. Для ГАК, где связь с Землей обеспечивает индикатор горизонта, по его сигналам создается и демпфирующий момент L_d .

1.3. Затухающие колебания гиросферы

Для того, чтобы превратить незатухающие колебания гироскопаса в затухающие, необходимо создать демпфирующий момент, сдвинутый по фазе относительно маятникового момента приблизительно на 90° ($\pi/2$). В гироскопасах с непосредственным управлением оба момента действуют по оси y , при этом момент масляного успокоителя отстает по времени от маятникового момента на $\pi/2$.

Однако сдвиг на угол 90° можно создать не только во времени, но и в пространстве, что и реализовано в схеме управления гироскопаса "Вега".

Из рассуждений предыдущего параграфа следует, что маятниковый момент гироскопаса "Вега" пропорционален сигналу с индикатора горизонта, который, в свою очередь, пропорционален углу отклонения главной оси гиросферы от плоскости горизонта. Следовательно, $L_y \sim \beta$. Огра-

нение угла β приведет к ограничению маятникового момента и к затуханию колебаний. Рассмотрим, как при этом работает схема. Начальные условия прежние.

В первый момент времени при $\beta = 0$ следящая сфера согласована с гиросферой. С появлением угла β , как следует из рис. 1.1, сигнал с индикатора горизонта идет не только в азимутальный канал для создания маятникового момента, но и в вертикальный канал, то есть в усилитель У2 и на исполнительный двигатель ИДв. Исполнительный двигатель, отработывая сигнал, разворачивает следящую сферу, а гиросфера остается на месте. В результате вертикальные торсионы окажутся закрученными на угол разворота следящей сферы и создадут вертикальный крутящий момент L_{∂} . Теперь исполнительный двигатель не только выполняет функцию слежения, но и создает управляющий момент, поэтому его можно назвать датчиком вертикальных моментов ДМВ.

Скорость подъема или опускания главной оси ограничивает вертикально действующий момент L_{∂} . Момент L_y быстро уменьшается, а значит уменьшается скорость прецессии в азимуте. Так происходит затухание колебаний гирокомпас в положении, близком к направлению истинного меридиана (рис. 1.4).

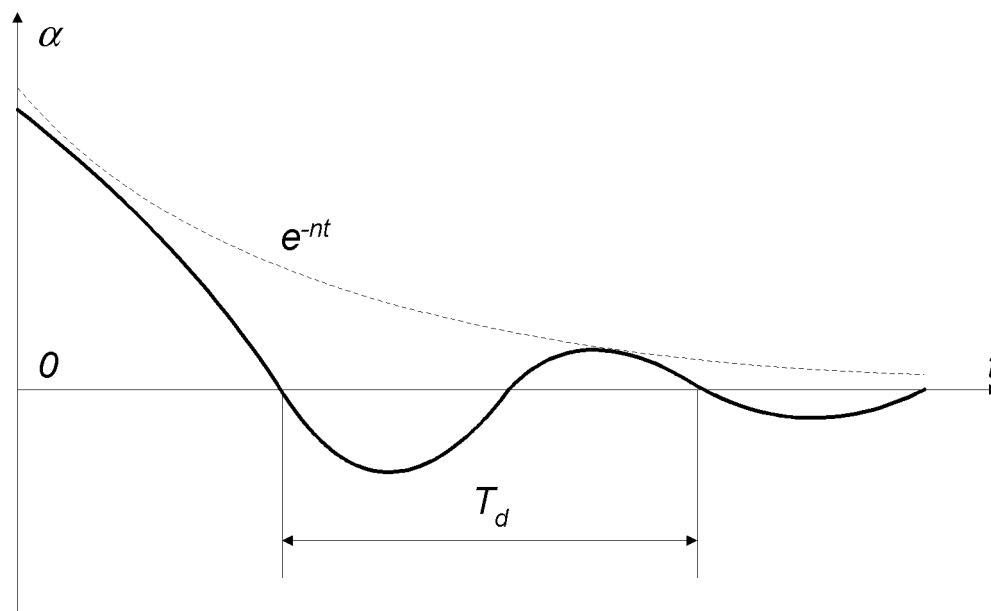


Рис. 1.4

Из приведенных рассуждений следует, что колебания гирокомпас стали затухающими благодаря введению вертикального момента L_{∂} , действующего по оси z . Следовательно, указанный момент является демпфирующим.

Здесь необходимо заметить ещё и следующее. С индикатора горизонта сравнительно длительное время идет сигнал одного знака. На первый взгляд кажется, что датчики моментов все это время вращаются и моменты достигают значительных величин. Однако это не так.

Рассмотрим работу, например, вертикального канала. При отсутствии сигнала ИГ следящая сфера согласована с гиросферой. С появлением сигнала индикатора горизонта датчик моментов ДМв обрабатывает его, разворачивая следящую сферу вокруг оси z , а значит, и рассогласовывая ее с гиросферой. На обмотках ДДУ возникает сигнал, противоположный по фазе сигналу ИГ. Датчик моментов будет работать до тех пор, пока сигнал рассогласования ДДУ полностью не компенсирует сигнал ИГ (рис. 1.1). Как только эта компенсация произойдет, ДМв остановится, следящая сфера окажется рассогласованной на угол, пропорциональный сигналу ИГ, а вертикальные торсионы будут закрученными на постоянный угол, прикладывая к гиросфере крутящий момент. Азимутальный канал управления работает аналогично.

1.4. Коррекция гирокомпаса. Режим ГА

Как известно у гирокомпасов с непосредственным управлением маятниковый и демпфирующий моменты создаются по оси y гиросферы, благодаря чему ее главная ось на неподвижном основании находится в положении истинного меридиана. Это означает, что такой гирокомпас не имеет девиации. Слежение за истинным меридианом здесь обеспечивается благодаря подъему оси x гиросферы над плоскостью горизонта на угол β_r . В гирокомпасе "Вега", где указанные моменты приложены по разным осям (маятниковый – по оси y , демпфирующий – по оси z), угол β_r может существовать только при наличии отклонения главной оси гиросферы в азимуте к востоку на угол α_r (подробнее это рассмотрено в следующей главе). При этом угол α_r пропорционален широте места и является широтной девиацией гирокомпаса.

Для уничтожения широтной девиации в ГАК "Вега" предусмотрено вычислительное устройство ВУ (рис. 1.1), которое создает сигналы коррекции, направляя их в азимутальный канал управления. Схема обрабатывает этот сигнал, и датчик моментов ДМ_А, создает дополнительный момент – момент коррекции в азимуте, который приводит чувствительный элемент в истинный меридиан, корректируя α_r , и обеспечивает слежение гиросферы за уходящей к западу плоскостью меридиана.

При движении судна с постоянной скоростью и курсом вектор угловой скорости вращения горизонта в общем случае уже не совпадает с направлением истинного меридиана и отличается от него на угол, равный скоростной девиации δ_V . Именно к этому новому вектору и перемещается главная ось чувствительного элемента любого гирокомпаса. У гирокомпасов с непосредственным управлением ЧЭ остается в этом новом положении, так называемом компасном меридиане, а шкалы гирокомпаса разворачиваются скоростным корректором на угол δ_V . Таким образом, хотя чувствительный элемент и не находится в истинном меридиане, шкалы показывают истинный курс.

В гирокомпасе "Вега" в вычислительном устройстве рассчитывается значение δ_V , формируется сигнал, пропорциональный её величине, и поступает в вертикальный канал управления. Датчик моментов ДМв создает корректирующий момент, который компенсирует скоростную девиацию. Кроме того, дополнительный корректирующий момент, учитывающий движение судна, создается и в азимутальном канале. Вследствие действия корректирующих моментов гиросфера ГАК находится в плоскостях истинного горизонта и истинного меридиана. Корректирующие моменты обеспечивают слежение ЧЭ за этими плоскостями. По этой причине гирокомпас "Вега" получил название корректируемого. С подачей корректирующих моментов разгружается цепь индикатора горизонта, появляются возможности снижения инерционных девиаций гирокомпаса и использования прибора в режиме "Гироазимут".

Для перехода в режим ГА достаточно отключить схему формирования маятникового момента, то есть отключить ИГ от азимутального канала. Демпфирующий момент и вертикальный момент коррекции удерживают гиросферу в плоскости истинного горизонта. Азимутальный корректирующий момент обеспечивает её движение в азимуте вслед за истинным меридианом. Кроме того, в режиме ГА чувствительному элементу может быть задано любое азимутальное направление.

Наличие в данном приборе режимов ГК и ГА дало ему наименование *гироазимуткомпас*.

Глава 2.

Уравнения движения чувствительного элемента гироскопа без коррекции (неподвижное основание)

В предыдущей главе отмечено, что для превращения свободного гироскопа в курсоуказатель используется его косвенная связь с Землей через ИГ. По сигналам последнего формируются маятниковый и демпфирующий управляющие моменты. Следовательно от характера движения рабочего тела индикатора горизонта зависит характер движения чувствительного элемента. Поэтому в состав системы уравнений движения гиросферы должно входить и уравнения движения ИГ.

Поскольку гиросфера обладает всеми свойствами трехстепенного гироскопа, то здесь применительно к ней используются термины и *гиросфера*, и *гироскоп*.

2.1. Индикатор горизонта

В индикаторе горизонта чувствительным элементом является физический маятник, способный раскачиваться только в одной вертикальной плоскости (рис. 2.1) – в направлении оси x гироскопа. Маятник заключен в корпус 1, заполненный вязкой жидкостью, демпфирующей колебания груза 2. Груз подвешен на пружинящих пластинах 6. Корпус жестко связан с направлением главной оси гироскопа. Для выработки электрических

сигналов, пропорциональных углу наклона корпуса ИГ, а значит, и оси x гиросферы, на грузе закреплен ротор 3 индукционного датчика угла, а на основании корпуса – статор 4. Угол отклонения маятника ограничен упорами 5 и составляет $\pm 1^\circ$. В таком небольшом секторе можно считать перемещение груза прямолинейным.

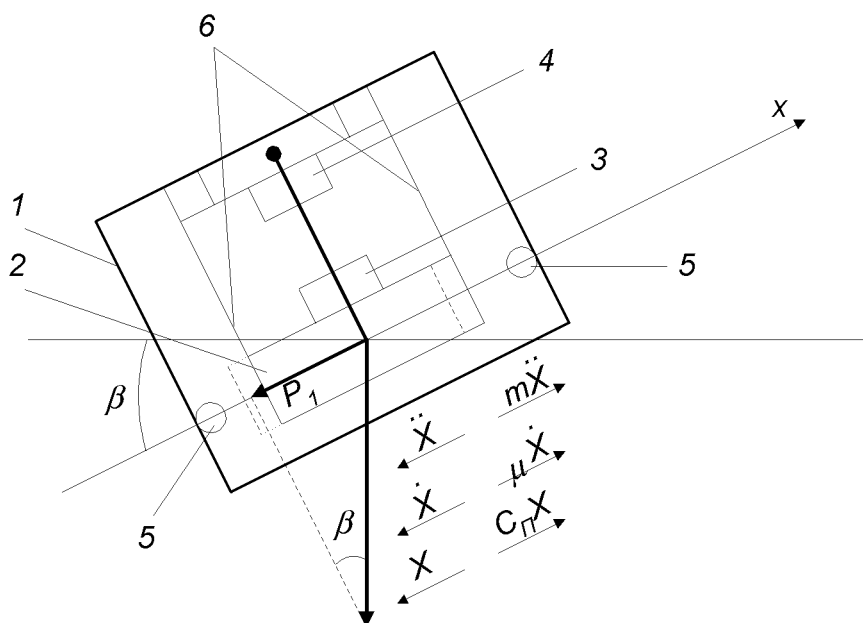


Рис. 2.1

Обозначим линейное перемещение груза X , тогда скорость перемещения – \dot{X} , ускорение – \ddot{X} . При отклонении главной оси гироскопа от плоскости горизонта на угол β наклоняется и жестко связанный с ней корпус индикатора горизонта. Физический маятник под действием своего веса P стремится занять вертикальное положение, поэтому он перемещается в корпусе ИГ, как показано на рис. 2.1. Данное перемещение происходит под действием составляющей силы тяжести

$$P_1 = mg \sin \beta,$$

где m – масса груза,

g – ускорение свободного падения.

При малом угле $\sin \beta \approx \beta$, тогда

$$P_1 = mg\beta.$$

Этому перемещению препятствует сумма сил.

Во-первых, произошел переход из состояния покоя груза к его движению относительно основания ИГ, следовательно, появилось ускорение \ddot{X} . В соответствии со вторым законом Ньютона

$$F_1 = m\ddot{X}.$$

Во-вторых, вязкая жидкость препятствует перемещению груза, благодаря значительному трению. Сила трения, пропорциональна скорости тела:

$$F_2 = \mu\dot{X},$$

где μ – коэффициент динамической вязкости.

В-третьих, пружины б препятствуют перемещению груза. Обозначив символом C_{II} коэффициент упругости пружин, получим

$$F_3 = C_{II}X.$$

В соответствии с третьим законом механики действующая сила P_1 равна сумме противодействующих сил F_1, F_2, F_3 :

$$m\ddot{X} + \mu\dot{X} + C_{II}X = mg\beta.$$

Полученное уравнение является дифференциальным уравнением второго порядка. Так как масса груза маятника мала, то первым членом уравнения можно пренебречь ($m\ddot{X} \approx 0$), тем более, что при установившемся движении и $\ddot{X} = 0$. Тогда

$$\mu\dot{X} + C_{II}X = mg\beta.$$

Для упрощения выражения разделим все члены уравнения на коэффициент C_{II} . Получим новые коэффициенты: $\mu/C_{II} = \tau$ – постоянная времени индикатора горизонта; $mg/C_{II} = K_u$ – передаточный коэффициент индикатора горизонта, согласующий линейные перемещения X с угловыми β . С учетом новых коэффициентов уравнение движения ИГ имеет вид

$$\tau\dot{X} + X = K_u\beta. \quad (2.1)$$

Из уравнения следует:

– сигнал индикатора горизонта пропорционален мгновенному отклонению груза физического маятника;

– установившееся (при $\dot{X} = 0$) значение сигнала пропорционально углу β отклонения главной оси гироскопа от плоскости горизонта.

Постоянная времени τ характеризует быстроту реакции ИГ на отклонение главной оси гироскопа от плоскости горизонта или на другие внешние возмущения. Чем больше τ , тем замедленнее реакция. В гирокомпасе "Вега" $\tau = 60$ с.

Ранее отмечалось, что маятниковый L_y и демпфирующий L_d моменты пропорциональны сигналам ИГ, следовательно,

$$L_y = K_y X; \quad L_d = K_z X, \quad (2.2)$$

где K_y – модуль маятникового момента;

K_z – модуль демпфирующего (вертикального) момента.

2.2. Уравнения движения чувствительного элемента

Для упрощения рассуждений в дальнейшем допущены некоторые отклонения от последовательности действий метода профессора Б.И. Кудревича (1884-1960). Это связано с тем, что в данном случае конечный результат уже известен. При научных исследованиях, конструкторских разработках такие отклонения недопустимы, так как можно получить ошибочный результат.

В качестве опорной выберем горизонтную систему координат ONE_n (рис. 2.2). Система координат связана с Землей и вращается в пространстве с угловой скоростью ω_{\circ} , которая раскладывается на горизонтальную ω_1 и вертикальную ω_2 составляющие

$$\begin{cases} \omega_1 = \omega_{\circ} \cos \varphi \\ \omega_2 = \omega_{\circ} \sin \varphi. \end{cases} \quad (2.3)$$

Систему координат чувствительного элемента гирокомпаса обозначим $Oxyz$. Начальные условия выбираем те же, что и в предыдущей главе: ось x гироскопа отклонена в азимуте на некоторый угол α . Вследствие вращения Земли она движется в азимуте с угловой скоростью $\dot{\alpha}$ (в начальный момент вокруг вертикали) и по высоте вокруг оси y с угловой скоростью $\dot{\beta}$.

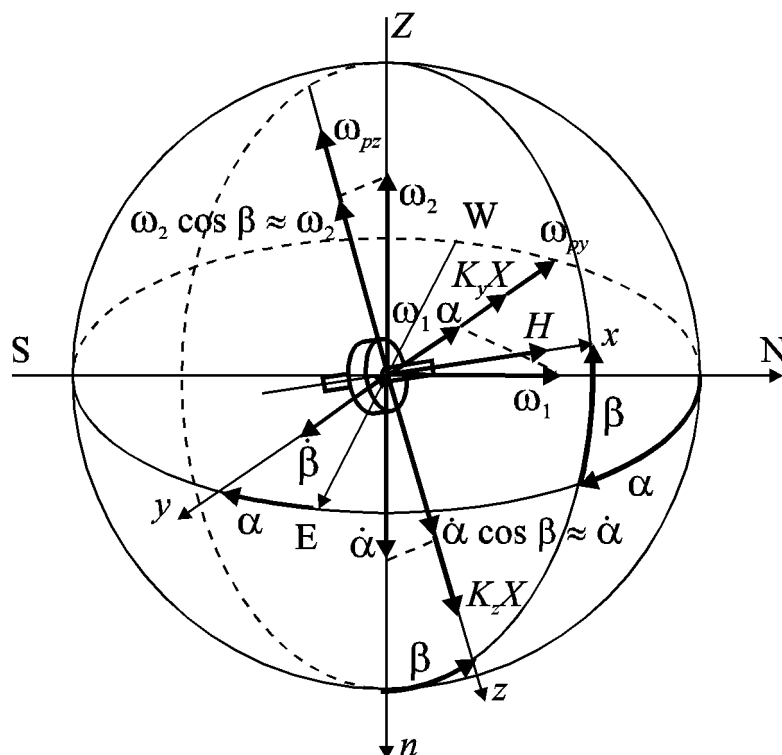


Рис. 2.2

Проекция ω_1 на ось y равна $\omega_1 \sin \alpha$, а ввиду малости угла $\alpha - \omega_1 \alpha$. Также ввиду малости угла β можно считать, что проекции на ось z угловых скоростей ω_2 и $\dot{\alpha}$ равны этим величинам.

С появлением угла β с индикатора горизонта снимается сигнал, поступающий как в азимутальный, так и в вертикальный каналы управления. В азимутальном канале сигнал усиливается и поступает на датчик моментов азимутальный ДМ_А, который обрабатывая сигнал, закручивает горизонтальные торсионы и создает маятниковый момент $K_y X$. Под действием маятникового момента ось x прецессирует вокруг оси z к западу с угловой скоростью

$$\omega_{pz} = -\frac{K_y X}{H} \tag{2.4}$$

Аналогичным путем через вертикальный канал управления сигнал ИГ поступает на вертикальный датчик моментов ДМ_В, который, закручивая вертикальные торсионы, создает момент $K_z X$, направленный вниз. Под его воздействием ось x прецессирует вокруг оси y , с угловой скоростью

$$\omega_{py} = -\frac{K_z X}{H} \tag{2.5}$$

Найдем сумму угловых скоростей по каждой из осей. При этом дви-

жение чувствительного элемента в азимуте – это его вращение вокруг оси z , а по высоте – вращение вокруг оси y :

$$\begin{cases} \dot{\alpha} - \omega_{\circ} \sin \varphi = -\frac{K_y X}{H} \\ \dot{\beta} - \omega_{\circ} \cos \varphi \alpha = -\frac{K_z X}{H} \end{cases}.$$

Приведя оба уравнения к общему знаменателю, получим выражения в виде суммы моментов. Для получения полной системы уравнений учтем движение маятника ИГ:

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} - H\omega_{\circ} \sin \varphi = -K_y X \\ H\dot{\beta} - H\omega_{\circ} \cos \varphi \alpha = -K_z X \\ \tau \dot{X} + X = K_u \beta \end{cases} \quad (2.6)$$

Данная система является системой уравнений движения чувствительного элемента гироскопа "Вега" на неподвижном основании без учета корректирующих моментов. Из ее анализа следует:

1. Гироскоп движется в азимуте и по высоте вследствие вращения Земли (левые части первых двух уравнений).

2. С появлением угла β отклонения главной оси гироскопа от плоскости горизонта появляется смещение груза ИГ на величину X и возникают маятниковый и демпфирующий моменты.

3. Демпфирующий момент $K_z X$ сдвинут в пространстве по отношению к маятниковому моменту $K_y X$ на угол $\pi/2$, что и обеспечивает затухание колебаний гироскопа.

Определим положение, в котором окажется главная ось гироскопа после затухания колебаний. Для этого необходимо найти частное решение системы уравнений (2.6). В положении равновесия движения нет, то есть $\dot{\alpha} = 0$, $\dot{\beta} = 0$, $\dot{X} = 0$. Тогда

$$\begin{cases} X_r = \frac{H\omega_{\circ} \sin \varphi}{K_y} \\ \alpha_r = \frac{K_z}{K_y} \operatorname{tg} \varphi \\ \beta_r = \frac{H\omega_{\circ} \sin \varphi}{K_y K_u} \end{cases} \quad (2.7)$$

Значение X_r получено из первого уравнения. Подставляя X_r во второе и третье уравнение, получили, соответственно α_r и β_r .

Анализ уравнений:

1. В положении равновесия главная ось гироскопа приподнята над плоскостью горизонта на угол β_r . Пропорционально β_r смещен груз маятника ИГ на величину X_r . Это обеспечивает постоянную выработку управляющих сигналов индикатора горизонта, а значит, приложения постоянных маятникового и демпфирующего моментов. Последние заставляют прецессировать гироскоп вслед за плоскостями меридиана и горизонта.

2. Главная ось гироскопа не находится в плоскости истинного меридиана и отклонена от него на угол α_r , равный широтной девиации δ_φ :

$$\delta_\varphi = \frac{K_z}{K_y} \operatorname{tg} \varphi. \quad (2.8)$$

Знак δ_φ определяется знаком широты: "плюс" в северных широтах, "минус" – в южных. Таким образом с обеспечением связи с Землей и подачей на ЧЭ управляющих моментов решена задача превращения свободного гироскопа в гирокомпас. Однако, в отличие от гирокомпаса с непосредственным управлением, гирокомпас "Вега" имеет широтную девиацию.

Рассмотрим подробнее причину возникновения широтной девиации. Допустим, что главная ось гироскопа находится в плоскости истинного меридиана, который в инерциальном пространстве не опускается и не поднимается. Если в этом положении $\beta \neq 0$, то вертикальный демпфирующий момент по сигналу ИГ будет действовать до тех пор, пока не приведет главную ось в горизонтальное положение. Последнее означает, что сигнал ИГ исчезнет ($\beta = 0$), управляющие моменты формироваться не будут и гироскоп перейдет в режим свободного гироскопа. Таким образом, слежение за меридианом происходить не будет.

Для выполнения гироскопом функции слежения за меридианом необходимо, чтобы его главная ось в северных широтах была приподнята над горизонтом на угол β_r (2.6). При рассмотренном способе приложения управляющих моментов такое положение возможно только тогда, когда она отклонена в восточную (опускающуюся) часть горизонта.

В связи с тем что широтная погрешность возникает из-за особенности действия демпфирующего момента, ее еще называют погрешностью

затухания. Исключается она из показаний гирокомпаса "Вега" созданием корректирующего момента L_{ky} . Его значение рассчитывается в вычислительном устройстве и в виде электрического сигнала подается на азимутальный датчик моментов. Последний, отрабатывая этот сигнал, закручивает на дополнительный угол горизонтальные торсионы.

Глава 3.

Гирокомпас на судне, движущемся стационарно. Коррекция гирокомпаса

При движении судна по шарообразной поверхности Земли возникает дополнительное вращение плоскости горизонта, которое складывается с угловыми скоростями вращения Земли. Рассмотрим это явление для судна, идущего постоянными курсом и скоростью.

Как известно, вектор \vec{V} скорости судна может быть разложен на северную \vec{V}_N и восточную \vec{V}_E составляющие (рис. 3.1).

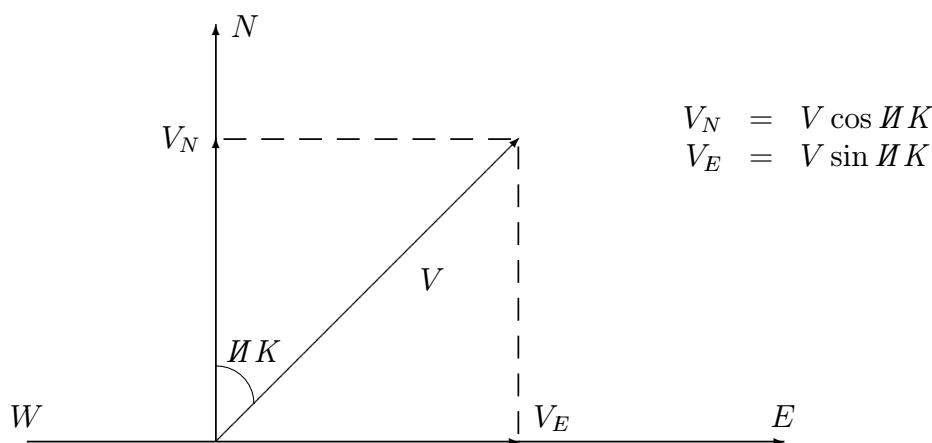


Рис. 3.1

Так как радиус параллели $r = R_{\oplus} \cos \varphi$, то угловая скорость движения судна по параллели будет

$$\omega_E = \frac{V_E}{R_{\oplus} \cos \varphi} .$$

При малом угле α проекция V_N/R_+ на ось y по величине практически равна длине самого вектора. Таким образом, в системе уравнений (2.6) к первому уравнению прибавится составляющая (3.1), а ко второму – составляющие (3.2) и (3.3)

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} - H \left(\omega_{\circ} \sin \varphi + \frac{V_E}{R_+} \operatorname{tg} \varphi \right) = -K_y X \\ H\dot{\beta} - H \left(\omega_{\circ} \cos \varphi + \frac{V_E}{R_+} \right) \alpha - \frac{V_N}{R_+} = -K_z X \\ \tau \dot{X} + X = K_u \beta. \end{cases} \quad (3.4)$$

Получены уравнения движения ЧЭ гирокомпаса для случая, когда к нему не приложены корректирующие моменты. В уравнениях отображено вращение горизонта в инерциальном пространстве как вследствие вращения Земли, так и вследствие движения судна. Последнее обстоятельство вносит в показания гирокомпаса дополнительные погрешности. Данные погрешности, а также широтная девиация исключаются из его показаний с помощью корректирующих моментов.

3.1. Коррекция гирокомпаса

Перепишем первое уравнение системы (3.4) в следующем виде

$$H\dot{\alpha} + K_y X = H \left(\omega_{\circ} \sin \varphi + \frac{V_E}{R_+} \operatorname{tg} \varphi \right).$$

Вычислительное устройство рассчитывает и подает сигнал, пропорциональный правой части уравнения, обрабатывая который, датчик моментов ДМ_А дополнительной закруткой горизонтальных торсионов формирует корректирующий азимутальный момент

$$L_{ky} = H \left(\omega_{\circ} \sin \varphi + \frac{V_E}{R_+} \operatorname{tg} \varphi \right). \quad (3.5)$$

Обратимся к уравнению (2.8) широтной девиации. Она пропорциональна функции $\operatorname{tg} \varphi = \sin \varphi / \cos \varphi$. Если числитель данной дроби обращается в ноль, то $\operatorname{tg} \varphi = 0$. Таким образом, с подачей азимутального

корректирующего момента L_{ky} компенсируется широтная девиация гирокомпаса "Вега".

В процессе эксплуатации или при смене гироблока изменяются динамические характеристики гироскопа, параметры схемы, формирующей момент L_{ky} , поэтому может возникнуть необходимость подрегулировки его величины. Для этой цели в схеме предусмотрен переменный резистор "sin φ ", с помощью которого регулируется сигнал вычислительной схемы, идущий на формирование названного момента. Данная регулировка позволяет полностью устранить широтную девиацию δ_φ и выполняется в порту, на неподвижном основании, когда $V_E = 0$.

Вторая составляющая момента $H(V_E/R_\ominus) \operatorname{tg} \varphi$ в низких и средних широтах значительного влияния на показания гирокомпаса не оказывает. Если ожидается плавание в широтах выше 70° , то после регулировки резистором sin φ по специальной методике регулируется и данная составляющая момента L_{ky} . Для этого в схеме предусмотрен резистор "tg φ ".

Теперь первое уравнение системы (3.4) имеет вид:

$$H\dot{\alpha} + K_y X = 0 \quad (3.6)$$

Найдем положение равновесия гиросферы в азимуте ($\dot{\alpha} = 0$; $\dot{\beta} = 0$; $\dot{X} = 0$). Из последнего уравнения $X = 0$. Тогда второе уравнение системы (3.4) дает следующий результат:

$$\alpha_r = \delta_V = -\frac{V_N}{R_\ominus \omega_\oplus \cos \varphi + V_E} . \quad (3.7)$$

Данное выражение является уравнением скоростной девиации гирокомпаса. Она зависит только от параметров движения судна и не зависит от параметров гирокомпаса. Это означает, что для любого типа гирокомпасов при одинаковых параметрах движения судна скоростная девиация одинакова.

Как видно из второго уравнения системы (3.4), скоростная девиация возникает из-за дополнительного вращения плоскости горизонта вокруг линии $E - W$, которая при малом угле α_r практически совпадает с осью y гироскопа. Как уже отмечалось, ЧЭ гирокомпаса приходит к линии, вокруг которой вращается плоскость горизонта. Рассмотрим, как действуют на гироскоп возникающие при этом моменты (рис. 3.3).

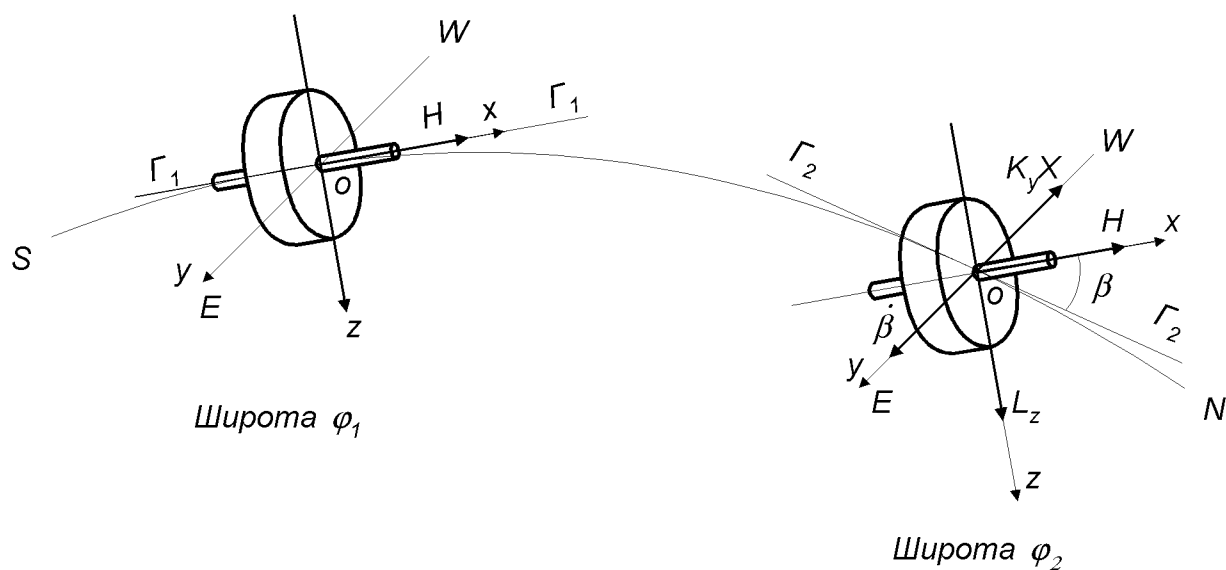


Рис. 3.3

Допустим, судно находилось в начальный момент времени в широте φ_1 . ЧЭ гирокомпаса находился в плоскостях меридиана $N - S$ и горизонта $\Gamma_1 - \Gamma_1$. Следуя курсом N , судно переместилось в широту φ_2 , для которой положение плоскости горизонта $\Gamma_2 - \Gamma_2$. Гироскоп вследствие первого свойства стремится сохранить прежнее положение. Следовательно, при движении судна на север главная ось гироскопа поднимается над плоскостью горизонта (при движении на юг – опускается под горизонт). С индикатора горизонта поступает сигнал в азимутальный канал, обрабатывая который датчик моментов $ДМ_A$ создает момент $K_y X$. Под его воздействием гироскоп прецессирует в азимуте, уходя из плоскости меридиана (в данном случае к W).

Сигнал с ИГ поступает и в вертикальный канал управления, где формируется демпфирующий момент $K_z X$, направленный вниз. В положении равновесия гироскоп окажется отклоненным в азимуте на угол $\alpha_r = \delta_V$.

Очевидно, что причиной возникновения скоростной девиации является отклонение главной оси гироскопа от плоскости горизонта, возникающее вследствие движения судна. Следовательно, создав вертикальный момент, компенсирующий указанное отклонение, можно и компенсировать скоростную девиацию.

В гирокомпасе "Вега" вычислительное устройство рассчитывает сигнал, пропорциональный V_N/R_+ , и подает его в вертикальный канал управления (рис. 1.1). Датчик моментов $ДМ_B$, обрабатывая сигнал, дополнительной закруткой вертикальных торсионов формирует вертикальный

корректирующий момент

$$L_{kz} = H \frac{V_N}{R_{\circ}^+}, \quad (3.8)$$

который компенсирует скоростную девиацию.

В процессе эксплуатации ГАК "Вега" может возникнуть необходимость подрегулировки момента L_{kz} при смене гироблока, при изменении инструментальной точности вычислительного устройства и т.д. Для этой цели предусмотрен резистор " V_N ", с помощью которого регулируется сигнал вычислительной схемы до достижения равенства (3.8).

С подачей на чувствительный элемент корректирующих моментов L_{ky} и L_{kz} уравнения (3.4) примут вид:

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y X = 0 \\ H\dot{\alpha} - H \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}^+} \right) \alpha + K_z X = 0 \\ \tau \dot{X} + X = K_u \beta. \end{cases} \quad (3.9)$$

Данная система представляет собой уравнения движения гирокомпа-са "Вега" на судне, идущем постоянными курсом и скоростью. Как уже отмечалось, гирокомпас "Вега" получил название корректируемого, так как на его ЧЭ подаются корректирующие моменты, компенсирующие широтную и скоростную девиацию.

В положении равновесия при $\dot{\alpha} = 0$, $\dot{\beta} = 0$, $\dot{X} = 0$

$$\begin{cases} \alpha_r = 0 \\ \beta_r = 0 \\ X_r = 0. \end{cases} \quad (3.10)$$

Анализ уравнений (3.9) и (3.10).

1. С подачей корректирующих моментов из показаний гирокомпа-са исключаются широтная и скоростная девиации. Чувствительный элемент находится в плоскостях истинного меридиана и горизонта.

2. Так как ЧЭ находится в плоскости горизонта, то с индикатора го-ризонта сигнал отсутствует, значит, отсутствуют маятниковый и демп-фирующий моменты. Прецессию гироскопа за меридианом и плоскостью горизонта обеспечивают корректирующие моменты.

3. Маятниковый и демпфирующий моменты существуют только тогда, когда главная ось гироскопа отклонена от плоскости истинного меридиана. В этом случае вследствие вращения Земли возникает угол β , и по сигналам с индикатора горизонта формируются названные моменты. Под их воздействием чувствительный элемент приходит к положению равновесия.

Следует отметить, что исключение скоростной девиации методом коррекции положения чувствительного элемента позволяет снизить инерционные девиации и повысить точность показаний гирокомпаса на маневрировании. В дальнейшем этот вопрос будет рассмотрен более подробно.

Итак, у гирокомпаса, установленного на судне, идущем постоянными курсом и скоростью, с помощью корректирующих моментов исключена широтная и скоростная девиация. Для неподвижного основания, когда $V_N = 0$, $\delta_V = 0$, $V_E = 0$, уравнения (3.9) примут вид:

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y X = 0 \\ H\dot{\beta} - H\omega_{\oplus} \cos \varphi \alpha + K_z X = 0 \\ \tau \dot{X} + X = K_u \beta. \end{cases} \quad (3.11)$$

Это означает, что широтная девиация исключена созданием момента L_{ky} . Скоростная девиация отсутствует, т.к. основание неподвижно, следовательно $L_{kz} = 0$.

Эту же систему получим, если в первое уравнение системы (2.5) для неподвижного основания введем момент L_{ky} .

В положении равновесия, когда $\dot{\alpha} = 0$, $\dot{\beta} = 0$, $\dot{X} = 0$, главная ось гироскопа находится в плоскостях истинного меридиана и горизонта, т.е. уравнения (3.10) справедливы и для гирокомпаса на неподвижном основании.

Из сказанного в данном параграфе следуют важные выводы:

1. Гирокомпасу со взаимоперпендикулярными управляющими моментами присуща широтная девиация как для неподвижного, так и подвижного основания.

2. На подвижном основании у гирокомпаса "Вега", как и у любого другого, возникает скоростная девиация.

3. Широтная девиация исключается из показаний гирокомпаса коррекцией его чувствительного элемента в азимуте созданием момента L_{ky} , а скоростная – коррекцией ЧЭ вертикальным моментом L_{kz} .

4. Корректирующие моменты обеспечивают слежение за плоскостями меридиана и горизонта. При этом как на подвижном, так и на неподвижном основании чувствительный элемент находится в указанных плоскостях.

3.2. Период незатухающих колебаний

В параграфе 1.2 рассмотрены незатухающие колебания гирокомаса, их физический смысл и характер движения чувствительного элемента. Проведем их анализ с точки зрения основ автоматики и определим период T_0 для реальной схемы, когда поданы корректирующие моменты.

Обратимся к уравнениям (3.9). Колебания ЧЭ являются незатухающими, когда отсутствует демпфирующий момент, то есть во втором уравнении этой системы $K_z X = 0$. Поскольку период незатухающих колебаний значительно больше, чем постоянная времени индикатора горизонта ($T_0 \gg \tau$), то угол β меняется медленно и можно считать, что груз индикатора горизонта займет определенное положение и длительное время будет в нем находиться. Тогда $\dot{X} = 0$, следовательно $X = K_u \beta$. С учетом сказанного получим следующие уравнения

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y K_u \beta = 0 \\ \dot{\beta} - \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}^+} \right) \alpha = 0. \end{cases} \quad (3.12)$$

Для решения уравнений разделим переменные. Продифференцируем первое уравнение системы и вместо $\dot{\beta}$ подставим ее значение из второго уравнения:

$$\ddot{\alpha} + K_y K_u \frac{\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E / R_{\circ}^+}{H} \alpha = 0, \quad (3.13)$$

где

$$K_y K_u \frac{\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E / R_{\circ}^+}{H} = \omega_0^2; \quad (3.14)$$

ω_0 – круговая частота незатухающих колебаний.

Характеристическое уравнение, соответствующее уравнению (3.13), является алгебраическим квадратным (при $\dot{\alpha} = \lambda$):

$$\lambda^2 + \omega_0^2 = 0 \quad (3.15)$$

и имеет мнимые корни $\lambda_{1,2} = \pm i\omega_0$, где $i = \sqrt{-1}$. Это говорит о том, что переходный процесс незатухающий гармонический.

Общее решение уравнения (3.13):

$$\alpha = C_1 \cos \omega_0 t + C_2 \sin \omega_0 t, \quad (3.16)$$

где C_1 и C_2 – постоянные интегрирования, зависящие от начальных условий.

В первый период времени ($t_0 = 0$), $\alpha(0) = \alpha_0$, $\dot{\alpha}(0) = 0$, следовательно, для этих условий (в дальнейшем значением C_2 можно пренебречь ввиду его малости)

$$\alpha = \alpha_0 \cos \omega_0 t. \quad (3.17)$$

Итак, без демпфирующего момента гиросфера совершает периодические, незатухающие колебания с частотой ω_0 . Фактически благодаря моментам трения затухание все-таки будет происходить, однако очень медленно и, в зависимости от начального угла отклонения α_0 , может длиться несколько суток.

Известно, что $T_0 = 2\pi/\omega_0$, тогда из формулы (3.13)

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{H}{K_y K_u (\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E/R_{\circ}^+)}}. \quad (3.18)$$

Получено уравнение периода незатухающих колебаний гирокомпаса "Вега" на судне, идущем постоянными курсом и скоростью. Как видно, оно аналогично уравнению для гирокомпаса с непосредственным управлением. Эта аналогия требует рассмотрения вопроса о критической широте. При движении судна на запад может возникнуть эффект "остановки Земли", когда знаменатель дроби равен нулю ($\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E/R_{\circ}^+ = 0$). Тогда период стремится к бесконечности, то есть гирокомпас теряет компасные свойства. Однако благодаря приложению корректирующих моментов, в частности L_{ky} (3.5), этого явления не возникает.

Для неподвижного основания ($V_E = 0$)

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{H}{K_y K_u \omega_{\circ}^+ \cos \varphi}}. \quad (3.19)$$

Из двух последних уравнений видно, что период незатухающих колебаний гирокомпаса "Вега" зависит от его параметров H и K_y , широты

места и скорости движения судна. Вопрос о величине периода незатухающих колебаний будет рассмотрен в главе 6.

3.3. Устойчивость чувствительного элемента в меридиане

Автоматическая система является устойчивой, если ее параметры удовлетворяют критериям устойчивости Рауса-Гурвица. Такие параметры найдены для гирокомпасов с непосредственным управлением. Однако применить их для гирокомпаса "Вега" нельзя, ввиду его значительных отличий в конструкции от упомянутых гирокомпасов. Основные отличия, которые влияют на устойчивость гирокомпаса (демпфирующие моменты) приложены по разным осям; у гирокомпасов с непосредственным управлением на ЧЭ поступают только управляющие моменты, а у гирокомпаса "Вега" – управляющие и корректирующие моменты.

Для определения устойчивости ЧЭ гирокомпаса "Вега" в азимуте решим уравнения (3.9) относительно переменной α .

Из первого уравнения системы находим

$$X = -\frac{H}{K_y}\dot{\alpha}, \quad \text{отсюда} \quad \dot{X} = -\frac{H}{K_y}\ddot{\alpha}.$$

Подставим полученные выражения в третье уравнение

$$-\left(\tau\frac{H}{K_y}\ddot{\alpha} + \frac{H}{K_y}\dot{\alpha}\right) = K_u\beta,$$

продифференцируем его и выразим $\dot{\beta}$

$$\dot{\beta} = -\frac{H}{K_u K_y}(\tau\ddot{\alpha} + \dot{\alpha}).$$

Данное значение подставим во второе уравнение вместо $\dot{\beta}$. Все члены уравнения отрицательны, поэтому знак "минус" заменяем на "плюс" и произведем сокращение на величину H . Кроме того, для того чтобы избавиться от дробных коэффициентов, домножим все члены на $K_u K_y$. Проведя перечисленные преобразования, получим уравнение движения в

азимуте чувствительного элемента гирокомпаса "Вега":

$$H\tau\ddot{\alpha} + H\ddot{\alpha} + K_u K_z \dot{\alpha} + K_u K_y \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}^+} \right) \alpha = 0. \quad (3.20)$$

Как видно полученное выражение есть дифференциальное уравнение третьего порядка. Ему соответствует характеристическое уравнение третьей степени (при $\dot{\alpha} = \lambda$)

$$H\tau\lambda^3 + H\lambda^2 + K_u K_z \lambda + K_u K_y \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}^+} \right) = 0. \quad (3.21)$$

Данное уравнение позволяет определить, при каких параметрах гирокомпас "Вега" удовлетворяет критериям Рауса-Гурвица.

1. Подбор параметров должен быть таким, чтобы первый коэффициент был положительным и не равным нулю ($H\tau > 0$).

2. Произведение или сумма коэффициентов внешних членов уравнения должна быть больше произведения или суммы коэффициентов внутренних членов:

$$H\tau K_u K_y \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}^+} \right) > H K_u K_z$$

или

$$\tau > \frac{K_z}{K_y (\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E/R_{\circ}^+)}.$$

3. Параметры гирокомпаса должны быть подобраны так, чтобы корни характеристического уравнения были:

$$\begin{cases} \lambda_1 = -m \\ \lambda_2 = -n + i\omega_d \\ \lambda_3 = -n - i\omega_d, \end{cases} \quad (3.22)$$

где ω_d – круговая частота затухающих колебаний.

Как видно, первый корень отрицательный, два других – комплексные сопряженные с отрицательной вещественной частью. Параметры m и n по сути также являются круговой частотой и несут ее размерность.

При указанном подборе корней уравнение (3.20) имеет следующее решение:

$$\alpha = Ae^{-mt} + e^{-nt}(C_1 \cos \omega_d t + C_2 \sin \omega_d t).$$

Первый член данного уравнения представляет собой аperiodическую часть траектории движения гиросферы. В этой части затухание происходит по экспоненте. У гиросфер с непосредственным управлением данный член уравнения значителен. Это связано с тем, что в начальный период после запуска гиросферы движение масла в успокоителе не установилось и демпфирующий момент находится в противофазе с маятниковым. Только через 60-80 мин сдвиг по фазе между моментами станет близким к $\pi/2$, и названный член исчезнет.

У гиросферы "Вега" по сигналам с ИГ маятниковый и демпфирующий моменты начинают действовать одновременно, а сдвиг в пространстве между ними всегда $\pi/2$. Поэтому первый член уравнения очень мал ($Ae^{-mt} \approx 0$), и им пренебрегают.

Таким образом, с высокой степенью точности затухающие колебания гиросферы "Вега" описываются следующим уравнением:

$$\alpha = e^{-nt}(C_1 \cos \omega_d t + C_2 \sin \omega_d t), \quad (3.23)$$

где C_1 и C_2 – постоянные интегрирования, определяемые из начальных условий.

Из данных рассуждений можно сделать вывод, что главная ось гиросферы совершает гармонические затухающие колебания, причем амплитуды этих колебаний уменьшаются по экспоненциальному закону (рис. 1.4). Период затухающих колебаний $T_d = 2\pi/\omega_d$ в средних широтах составляет 120 ÷ 180 мин. [4].

К аналогичному результату можно прийти решая уравнения (3.9) по переменной β . Подводя итог сказанному в данном параграфе, можно заключить: чувствительный элемент гиросферы "Вега", имея первоначальное отклонение в азимуте, приходит в плоскости меридиана и горизонта, совершая гармонические затухающие колебания. Это говорит об его устойчивости в названном положении.

Глава 4.

Режим гироазимута

Как уже отмечалось, благодаря приложению к гиросфере корректирующих моментов довольно легко перевести ГАК "Вега" из режима ГК в режим ГА. Для этого достаточно отключить индикатор горизонта от азимутального канала управления, и маятниковый момент формироваться не будет (рис. 1.1). Таким образом, в азимуте гиросфера должна вести себя как свободный гироскоп:

$$\dot{\alpha} - \left(\omega_{\circ} \sin \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}} \operatorname{tg} \varphi \right) = 0.$$

Однако пропорционально этой угловой скорости к гиросфере приложен корректирующий момент L_{ky} (3.5), который компенсирует вторую и третью составляющие ее движения:

$$H\dot{\alpha} - \left(\omega_{\circ} \sin \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}} \operatorname{tg} \varphi \right) + L_{ky} = 0.$$

Так как второй и третий члены уравнения взаимокompенсируются, то $\dot{\alpha} = 0$, то есть гиросфера сохраняет направление в азимуте.

В плоскости горизонта ЧЭ удерживает сумма моментов – демпфирующий и вертикальный корректирующий ($K_{zX} + L_{kz}$). Основную роль при этом играет демпфирующий момент, так как он формируется по данным ИГ, связанного с Землей. Следовательно, ЧЭ в идеальном случае находится в плоскости горизонта и удерживает направление в азимуте неизменным.

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = 0 \\ \beta = 0. \end{cases} \quad (4.1)$$

Второе из этих условий выполняется просто и точно благодаря данным индикатора горизонта. Однако в азимуте всегда существует остаточный дрейф, так как практически невозможно подобрать моменты коррекции L_{ky} с абсолютной точностью. Гироазимут является системой неустойчивой в азимуте и всегда имеет остаточный дрейф

$$\dot{\alpha}_{dp} \neq 0. \quad (4.2)$$

Его допустимая величина для гироазимута "Вега" составляет $\pm 1^\circ/\text{час}$.

То, что гироазимут не вырабатывает, а только хранит заданное ему направление, является его недостатком. Однако он имеет и преимущества перед гирокомпасом. Так как связь с Землей по азимутальному каналу отсутствует (ИГ отключен от этого канала), то силы инерции, действующие на маятник ИГ не действуют на гиросферу в азимуте. И, хотя остаточный дрейф существует, но он остается длительное время неизменным. Это качество является особенно ценным в условиях интенсивного маневрирования судна.

Второе преимущество гироазимута – он может работать в высоких широтах, в том числе и на полюсе, в отличие от гирокомпаса. При этом для работы в квазигеографической системе координат, в нем должен быть предусмотрен дополнительный узел для перевода географического курса в квазикурс. Такой узел имеется у ГАК "Вега-М". ГАК "Вега" данного узла не имеет, и по этой причине его рабочий диапазон широт ограничен 80° .

Точность хранения гироазимутом заданного направления оценивается остаточным дрейфом его чувствительного элемента. Для неподвижного основания остаточный дрейф можно определить пеленгованием отдаленного предмета. Измеряется пеленг по гироазимуту Π_{GA_1} , а через 3-4 часа снова берется пеленг Π_{GA_2} на тот же ориентир. Дрейф рассчитывается по формуле

$$\dot{\alpha}_{dp} = \frac{\Pi_{GA_2} - \Pi_{GA_1}}{t_2 - t_1}, \quad (4.3)$$

где t_1 и t_2 – время замера первого и второго пеленгов соответственно.

При использовании астрономического способа удобнее на каждое время t_1 и t_2 определить поправку гироазимута:

$$\Delta GA_1 = A_{сч1} - \Pi_{GA_1}; \quad \Delta GA_2 = A_{сч2} - \Pi_{GA_2},$$

где $A_{сч_{1,2}}$ – счислимый (истинный) азимут светила на моменты первого и второго пеленгования. Тогда

$$\dot{\alpha}_{dp} = \frac{\Delta\Gamma A_2 - \Delta\Gamma A_1}{t_2 - t_1} . \quad (4.4)$$

По известному дрейфу вычисляется поправка гироазимута, которая учитывается при ведении счисления.

Глава 5.

Влияние вредных моментов на точность работы ГАК

В идеальном случае, когда чувствительный элемент ГАК работает совершенно точно, а корректирующие моменты подобраны абсолютно правильно, то прибор не имеет погрешностей. Однако невозможно с абсолютной точностью изготовить ЧЭ, установить его так, чтобы точно совпадали центр тяжести и центр подвеса, добиться полной симметрии гиросмотора. Кроме того, с течением времени в процессе работы могут измениться параметры гиросферы и ее подвеса. Все это многообразие причин вызывает появление вредных моментов, которые приводят к азимутальному и вертикальному дрейфу ЧЭ. Особенно значительный азимутальный дрейф получает гироскоп, если его центр тяжести смещен от центра подвеса по оси x (рис. 5.1).

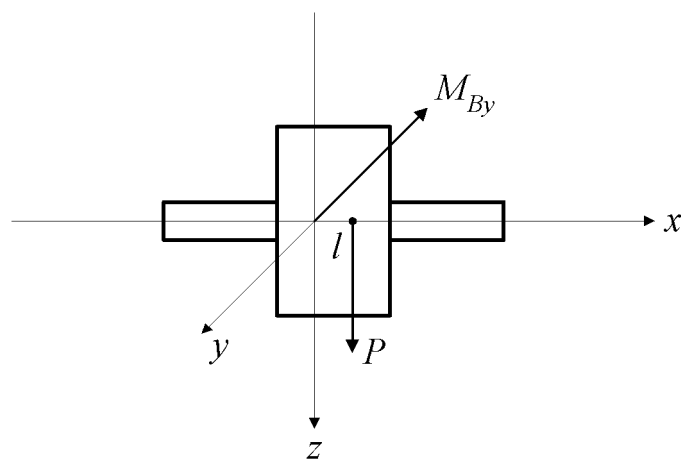


Рис. 5.1

Возникающий при этом момент M_{By} силы тяжести наиболее значителен и превосходит все остальные вредные моменты по своему воздействию на ЧЭ. По этой причине азимутальный дрейф $\dot{\alpha}_{\partial p}$ намного превосходит вертикальный дрейф $\dot{\beta}_{\partial p}$.

Дрейф гироскопа в азимуте вызывает также неточно подобранный корректирующий момент L_{ky} . Таким образом, дрейф в азимуте вызывает сумма постоянных во времени моментов различного происхождения. Их постоянство позволяет всю сумму представить как один вредный момент M_{By} , приложенный по оси y .

Сумму всех вредных моментов, действующих вертикально, в том числе и неучтенную часть корректирующего момента L_{kz} , можно представить как M_{Bz} . Теперь уравнения (3.11) примут вид

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y X = M_{By} \\ H\dot{\beta} - H\omega_{\circ} \cos \varphi \alpha + K_z X = -M_{Bz} \\ \tau \dot{X} + X = K_u \beta. \end{cases} \quad (5.1)$$

В положении равновесия ($\dot{X} = 0$; $\dot{\alpha} = 0$; $\dot{\beta} = 0$) из первого уравнения следует

$$X = \frac{M_{By}}{K_y}.$$

Тогда из второго уравнения получим

$$\alpha_r = \frac{K_z}{K_y} \cdot \frac{M_{By}}{H\omega_{\circ} \cos \varphi} + \frac{M_{Bz}}{H\omega_{\circ} \cos \varphi}. \quad (5.2)$$

Из-за воздействия вредных моментов чувствительный элемент отклоняется в азимуте и приобретает суммарную девиацию. Одна из ее составляющих вызвана действием вредных моментов в азимуте:

$$\delta_{By} = \frac{K_z}{K_y} \cdot \frac{M_{By}}{H\omega_{\circ} \cos \varphi}, \quad (5.3)$$

другая – по высоте:

$$\delta_{Bz} = \frac{M_{Bz}}{H\omega_{\circ} \cos \varphi}. \quad (5.4)$$

Знаки вредных моментов могут быть любыми, поэтому правая часть (5.2) представляет собой алгебраическую сумму. В режиме ГК влияние

вредных моментов проявляется как постоянная поправка гирокомпаса $\Delta ГК$, а в режиме ГА как нескомпенсированный дрейф чувствительного элемента $\dot{\alpha}_{op}$. Данные обстоятельства снижают точность работы прибора в обоих режимах. Однако конструкция ГАК позволяет устранить эти явления и тем самым повысить точность его работы. Рассмотрим принципиальный подход, на котором основана методика выполнения этих работ на судне.

5.1. Устранение постоянной поправки гирокомпаса

Постоянная поправка гирокомпаса $\Delta ГК$ является следствием трех причин:

- непараллельности установки курсовой черты основного прибора диаметральной плоскости судна;
- азимутального дрейфа ЧЭ;
- вертикального дрейфа ЧЭ.

Поправка, вызванная второй и третьей причинами, зависит от широты, поэтому устранять общую $\Delta ГК$ разворотом основного прибора нельзя, т. к. в рейсе с изменением широты она появится снова и ее величина может быть значительной. Судоводителю самостоятельно отделить первую причину от двух других невозможно. При установке ГАК "Вега" на судне необходимо силами заводских специалистов по определенной методике выставить основной прибор параллельно ДП, тогда в дальнейшем $\Delta ГК$ будет появляться вследствие только второй и третьей причин.

Кроме того, и азимутальный, и вертикальный дрейф по-разному влияют на величину поправки, поэтому эти виды дрейфа необходимо разделить и устранить отдельно.

Азимутальный дрейф определяется в режиме ГА. После его устранения не только скомпенсируется часть постоянной поправки гирокомпаса, но и обеспечится необходимая точность работы гироазимута. Таким образом, определение и устранение азимутального дрейфа является отдельной регламентной работой для режима ГА и входит составной частью в работы по устранению $\Delta ГК$.

Начинается выполнение этих работ в режиме ГА. Поскольку азиму-

тальный дрейф является суммой, в которую входят дрейф, вызванный вредными моментами ЧЭ, и дрейф, вызванный неточным прибором корректирующего момента L_{ky} , то их нужно компенсировать отдельно в следующем порядке.

1. Ввести в вычислительное устройство широту, равную нулю ($\varphi = 0$). В этом случае к гиросфере не прикладываются в азимуте никакие моменты. Маятниковый момент в режиме гироазимута отключен; $L_{ky} = H\omega_{\oplus} \sin 0 = 0$. Гироскоп, если он работает точно, становится свободным в азимуте и должен двигаться с угловой скоростью

$$\dot{\alpha} = \omega_{\oplus} \sin \varphi = 15^{\circ} \sin \varphi. \quad (5.5)$$

Для Владивостока ($\varphi = 43^{\circ}$), например, угловая скорость движения в азимуте должна быть $10,4^{\circ}/\text{час}$. Допустимые отклонения для гироазимута "Вега" составляют $\pm 1^{\circ}/\text{час}$. Если отклонения превышают эту величину, то производится компенсация дрейфа резистором "Дрейф", который выдает дополнительный сигнал в канал азимутального управления. По данному сигналу формируется дополнительный момент M_{ky} , компенсирующий вредный момент ЧЭ.

2. Установить широту места. Если L_{ky} подобран правильно, то остаточный дрейф не должен превышать $\pm 1^{\circ}/\text{час}$. В противном случае регулировкой резистора "sin φ " добиваются, чтобы значение $\dot{\alpha}_{др}$ соответствовало указанному допуску.

3. На подвижном основании в состав момента L_{ky} входит составляющая $H(V_E/R_{\oplus}) \text{tg } \varphi$. Этот дополнительный момент в широтах ниже 70° практически не оказывает влияния на показания ГАК. Однако в высоких широтах его значение существенно. Для проверки его влияния на ЧЭ необходимо установить в вычислительном устройстве $\varphi = 70^{\circ}$, $V = 30 \text{ узл.}$, отключить следящую систему и, вращая шкалу курса от 90° до 0° , а затем от 0° до 270° , проверить величину и характер изменения сигнала, формирующего этот момент. Так как введены постоянные величины широты и скорости, то $\text{tg } 70^{\circ} = \text{const}$, $V = \text{const}$. Следовательно, величина и знак сигнала должны меняться пропорционально $\sin IK$ ($V_E = V \sin IK$). Если эта закономерность не выдерживается, то производится регулировка дрейфа ГА резистором "tg φ ".

Азимутальный дрейф исключен, прибор готов к работе в режиме ГА. Кроме того, скомпенсирована часть постоянной поправки гирокомпасов, вызванная азимутальным дрейфом.

Вертикальный дрейф гироскопа прямым наблюдением определить невозможно ни в одном из режимов работы прибора. Его определяют косвенным путем. После компенсации азимутального дрейфа $\delta_{By} = 0$, следовательно, $\delta_{Bz} = \Delta\text{ГК}$. Значение вертикального дрейфа может быть найдено по формуле (5.4). При этом необходимо исключить влияние на гироскоп всех инструментальных погрешностей. К таким погрешностям относятся: неточная выставка основного прибора и пеленгаторных репитеров относительно диаметральной плоскости; погрешности передачи курса; эксцентриситет пеленгаторов и шкал пеленгаторных репитеров и т.п. После этого определяется $\Delta\text{ГК}$, и считается, что она вызвана вертикальным дрейфом гиросферы. Если величина $\Delta\text{ГК}$ превышает $\pm 1^\circ$, то ее компенсируют резистором *Поправка*. Данный резистор установлен в схеме вертикального канала управления, и по его сигналам формируется момент M_{kz} , компенсирующий вредный момент M_{Bz} .

Постоянная поправка гироскопа устранена созданием компенсирующих моментов M_{ky} и M_{kz} .

Для проверки точности компенсации скоростной девиации необходимо проверить и при необходимости отрегулировать величину корректирующего момента L_{kz} . Вычислительному устройству задаются следующие данные: следящая система курса отключается и вручную устанавливается $IK = 0^\circ$; по шкале *Скорость* устанавливается $V = 20$ узлов. Следовательно, $V_N = 20$ узл. Поскольку движения судна нет и ЧЭ находился в меридиане, то сформированный по установленным данным момент L_{kz} должен отклонить гиросферу на угол

$$\alpha_r = -\frac{V_N}{R_{\circ} \cos \varphi} = \frac{20 \cdot 57,3}{900 \cos \varphi} = \frac{1,28}{\cos \varphi}. \quad (5.6)$$

В случае, если фактическое отклонение отличается от расчетного более, чем на $\pm 0,3^\circ$, производится подрегулировка корректирующего момента L_{kz} резистором "V_N".

После выполнения указанных регулировок ГАК "Вега" в режиме корректируемого гироскопа при плавании судна постоянным курсом и скоростью обеспечивает заданную точность курсоуказания: в широтах до 70° погрешность не превышает $\pm 0,8^\circ$; в широтах $70 - 80^\circ - \pm 1,5^\circ$. Однако при этом должно выполняться дополнительное условие – своевременный и правильный ввод информации, используемой для формирования корректирующих моментов.

5.2. Влияние погрешностей входной информации

Входной информацией для расчета корректирующих моментов является скорость и широта. Очевидно, что неточный ввод этих параметров приведет к формированию ошибочных корректирующих моментов, а следовательно, и к отклонению ЧЭ в азимуте, то есть к снижению точности работы ГАК.

Рассмотрим влияние погрешностей в информации о скорости судна при его движении постоянными курсом и скоростью. Информация о скорости участвует в формировании как момента L_{ky} (3.5), так и момента L_{kz} (3.8). Если она введена с погрешностью ΔV , то фактические моменты будут отличаться от требующихся соответственно на величины

$$\begin{cases} \Delta L_{kyV} = H \cdot \frac{\Delta V_E}{R_{\circ}^+} \cdot \operatorname{tg} \varphi \\ \Delta L_{kzV} = H \cdot \frac{\Delta V_N}{R_{\circ}^+} \end{cases} \quad (5.7)$$

Тогда уравнения (3.9) примут вид

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y X = H \cdot \frac{\Delta V_E}{R_{\circ}^+} \cdot \operatorname{tg} \varphi \\ H\dot{\beta} - H \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{\Delta V_E}{R_{\circ}^+} \right) \alpha + K_z X = H \cdot \frac{\Delta V_N}{R_{\circ}^+} \end{cases} \quad (5.8)$$

В положении равновесия ($\dot{\alpha} = 0; \dot{\beta} = 0$)

$$X_r = H \cdot \frac{\Delta V_E}{K_y R_{\circ}^+} \cdot \operatorname{tg} \varphi.$$

Подставим это значение во второе уравнение и найдем

$$\alpha_r = \delta_{\Delta V} = -\frac{K_z \Delta V_E \operatorname{tg} \varphi}{K_y (R_{\circ}^+ \omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E)} + \frac{\Delta V_N}{R_{\circ}^+ \omega_{\circ}^+ \cos \varphi + V_E} \quad (5.9)$$

Величина $\delta_{\Delta V}$ называется девиацией от погрешности информации о скорости. Влияние погрешности восточной составляющей ΔV_E незначительное, так как оно снижается благодаря отношению $K_z/K_y = 0,045$.

В широтах до 70° даже отсутствие ввода скорости судна при $V = 15$ узлов приведет к погрешности в показаниях компаса менее $0,5^\circ$.

Вторая составляющая происходит от неточной компенсации скоростной девиации. При грубых ошибках судоводителя или обрыве связи с лагом, когда скорость не вводится, фактически не происходит компенсация скоростной девиации. Поэтому погрешность в показаниях курса при скорости судна 15 узлов достигает в той же широте величин более 3° .

В режиме ГА изменится остаточный дрейф на величину

$$\dot{\alpha}_{\partial p \Delta V} = \frac{\Delta V_E}{R_{\circ}^+} \operatorname{tg} \varphi. \quad (5.10)$$

Рассмотрим влияние на ГАК погрешности $\Delta\varphi$ в информации о широте места судна. Это означает, что к ЧЭ приложен момент L_{ky_φ} вместо необходимого L_{ky} (3.5). Разность этих моментов будет определяться выражением

$$\Delta L_{ky_\varphi} = L_{ky} - L_{ky_\varphi}. \quad (5.11)$$

Для ее определения подставим в формулу значения моментов, сгруппировав члены с одинаковыми тригонометрическими функциями:

$$\Delta L_{ky_\varphi} = H\omega_{\circ}^+ [\sin \varphi - \sin(\varphi + \Delta\varphi)] + H \frac{V_E}{R_{\circ}^+} [\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg}(\varphi + \Delta\varphi)]. \quad (5.12)$$

Произведем отдельно упрощения выражений в квадратных скобках, воспользовавшись известными тригонометрическими формулами,

$$\sin x - \sin y = 2 \sin \frac{x-y}{2} \cos \frac{x+y}{2}; \quad \operatorname{tg} x - \operatorname{tg} y = \frac{\sin(x-y)}{\cos x \cos y},$$

а также полагая, что величина $\Delta\varphi$ мала, следовательно, $\sin \Delta\varphi \approx \Delta\varphi$; $\operatorname{tg} \Delta\varphi \approx \Delta\varphi$; $\cos \Delta\varphi \approx 1$.

$$\sin \varphi - \sin(\varphi + \Delta\varphi) = -2 \sin \frac{\Delta\varphi}{2} \cos \left(\frac{\Delta\varphi}{2} + \varphi \right) \approx -\cos \varphi \Delta\varphi.$$

Второе выражение:

$$\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg}(\varphi + \Delta\varphi) = \frac{-\sin(\Delta\varphi)}{\cos \varphi \cos(\Delta\varphi + \varphi)} \approx -\frac{\Delta\varphi}{\cos^2 \varphi} = -\sec^2 \varphi \Delta\varphi.$$

Преобразованные выражения подставим в уравнение (5.12)

$$\Delta L_{ky\varphi} = -H \left(\omega_{\circ} \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}} \sec^2 \varphi \right) \Delta \varphi. \quad (5.13)$$

Вертикальный корректирующий момент L_{kz} (5.8) от широты не зависит, поэтому своего значения в данном случае не изменит.

Теперь уравнения (3.9) выглядят так:

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y X = -H \left(\omega_{\circ} \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}} \sec^2 \varphi \right) \Delta \varphi \\ H\dot{\beta} - H \left(\omega_{\circ} \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}} \right) \alpha + K_y X = 0. \end{cases} \quad (5.14)$$

Для отыскания положения равновесия ЧЭ в азимуте найдем частное решение уравнений (5.14), считая, что $\dot{\alpha} = 0$; $\dot{\beta} = 0$. Выразим из первого уравнения значение X и, подставив его во второе уравнение, получим

$$\alpha_r = \delta_{\Delta\varphi} = -\frac{K_z}{K_y} \cdot \frac{R_{\circ} \cos \varphi + V_E \sec^2 \varphi}{R_{\circ} \omega_{\circ} \cos \varphi + V_E} \Delta \varphi. \quad (5.15)$$

Величина $\delta_{\Delta\varphi}$ называется девиацией от погрешностей входной информации по широте. При небольших погрешностях данная девиация незначительна. Например, при $\Delta\varphi = \pm 1^\circ$ в широтах до 70° она не превышает $\pm 0,05^\circ$, а в широте 80° – приблизительно $\pm 0,2^\circ$.

В случае, когда происходит обрыв в линии ввода широты, то есть когда сигнал о ней не поступает, то для вычислительного устройства это означает, что введенная широта всегда равна нулю. Следовательно, погрешность широты, равна фактической широте места судна ($\Delta\varphi = \varphi$). В этом случае $\delta_{\Delta\varphi} = \delta_{\varphi}$. Тогда уже в широте 20° $\delta_{\Delta\varphi}$ достигает величины $\pm 1^\circ$, а в широте 80° – около 15° [3].

Еще больше могут ухудшить положение грубые ошибки судоводителя. Например, ввод широты противоположного наименования удваивает величину $\delta_{\Delta\varphi}$.

В режиме ГА, когда индикатор горизонта отключен от азимутального канала управления ($K_y X = 0$), остаточный дрейф от погрешностей ввода

широты из первого уравнения системы (5.14) будет

$$\dot{\alpha}_{\partial p \Delta \varphi} = - \left(\omega_{\circ} \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}} \sec^2 \varphi \right) \Delta \varphi. \quad (5.16)$$

В качестве вывода по данной главе можно сказать, что существуют два основных условия реализации высокоточного гироазимуткомпаса:

- создание прецизионного свободного гироскопа;
- коррекция гироскопа в точном соответствии с угловыми скоростями вращения плоскостей горизонта и меридиана в инерциальном пространстве.

Названные угловые скорости складываются из угловых скоростей вращения Земли и движения судна по шарообразной ее поверхности. Поэтому для выполнения последнего условия необходимо обеспечить ГАК точной информацией о широте места и скорости судна.

Глава 6.

Гироазимуткомпас на маневрирующем судне. Инерционная девиация ГАК

В соответствии с законами механики любое изменение вектора скорости движения тела, то есть направления и (или) величины сопровождается ускорениями. Это означает, что возникают силы инерции, которые всегда направлены так, чтобы сохранить прежний вектор скорости. Например, если ускорение какого-либо транспортного средства направлено вперед, то пассажир ощущает действие силы назад. При повороте того же средства пассажир ощущает действие силы инерции по касательной к траектории поворота. Сила инерции действует на любое тело, следовательно, на маневрирующем судне, когда изменяется либо курс, либо скорость, либо то и другое одновременно, инерция действует как на само судно, так и на все тела, находящиеся на нем, в том числе и на гироазимуткомпас.

Любой гирокомпас имеет связь с Землей посредством силы тяжести, что является первым условием создания гирокомпаса из свободного гироскопа. В соответствии с утверждением А.Эйнштейна для локального пространства (на данном утверждении базируется Общая теория относительности), сила тяжести неотличима от силы инерции. Это означает, что никакой прибор, никакое физическое явление в принципе не в состоянии разделить их. Однако влияние этого воздействия можно измерить, уменьшить или исключить.

6.1. Инерционная девиация ГАК

В ГАК "Вега" применен трехстепенной гироскоп, который в наших рассуждениях считается свободным. Его центр тяжести и центр подвеса совмещены. При маневрировании судна силы инерции, действующие на гироскоп, компенсируются силами реакции опор, так как они приложены в одной точке: центр тяжести – центр подвеса. Таким образом инерция не влияет непосредственно на ЧЭ гироазимуткомпаса.

Связь гироскопа ГАК с Землей осуществляется косвенно, через индикатор горизонта, воспринимающий воздействие силы тяжести. Следовательно, при маневрировании судна ИГ воспринимает и воздействие сил инерции. Под их влиянием его груз отклоняется от вертикали (рис. 6.1).

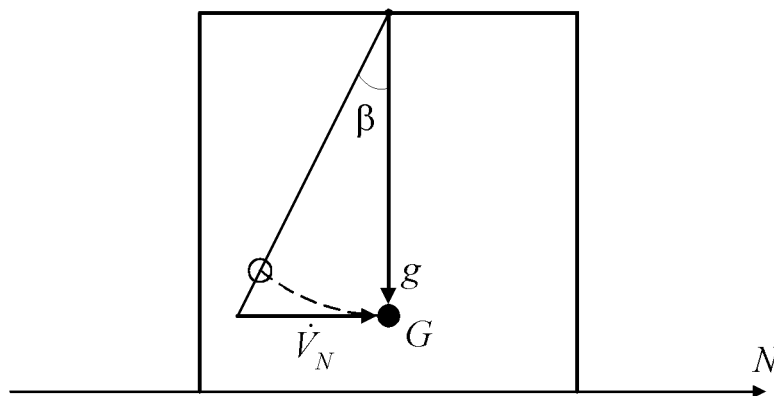


Рис. 6.1

Необходимо напомнить, что рабочая плоскость ИГ параллельна главной оси гироскопа, которая находится в плоскости меридиана. По этой причине груз ИГ отклоняется под воздействием только меридианальной составляющей ускорения \dot{V}_N . Из треугольника GOG' найдем величину угла β отклонения маятника от вертикали (считая β малым):

$$\operatorname{tg} \beta \approx \beta = \frac{\dot{V}_N}{g} . \quad (6.1)$$

Тогда уравнение движения индикатора горизонта примет вид

$$\tau \dot{X} + X = K_u \cdot \frac{\dot{V}_N}{g} . \quad (6.2)$$

Однако такое движение ИГ возможно, только когда τ очень мала и демпфирование колебаний маятника незначительно. В реальной кон-

струкции ГАК эта величина достаточно велика, поэтому изменение скорости \dot{X} происходит по экспоненциальному закону

$$\tau \dot{X} = \frac{\dot{V}_N}{g} \cdot e^{-t/\tau}. \quad (6.3)$$

Тогда уравнение (6.2) принимает вид

$$X = K_u \frac{\dot{V}_N}{g} (1 - e^{-t/\tau}). \quad (6.4)$$

Маятник отклонится от вертикали на величину X , в результате с ИГ снимется сигнал, поступающий в оба канала управления гирокомпаса. В соответствии с сигналом формируются маятниковый момент $K_y X$, вызывающий прецессию в азимуте, и демпфирующий момент $K_z X$, вызывающий прецессию по высоте. По аналогии с гирокомпасом непосредственного управления прецессию под действием $K_y X$ можно назвать инерционной прецессией I рода, а прецессию под действием $K_z X$ – инерционной прецессией II рода.

Обратимся к системе уравнений (3.9) и подставим в первые два уравнения значение X (6.4):

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y K_u \frac{\dot{V}_N}{g} (1 - e^{-t/\tau}) = 0 \\ H\dot{\beta} - H \left(\omega_{\circ}^+ \cos \varphi + \frac{V_E}{R_{\circ}^+} \right) \alpha + K_z K_u \frac{\dot{V}_N}{g} (1 - e^{-t/\tau}) = 0. \end{cases} \quad (6.5)$$

Получены уравнения движения ЧЭ под действием сил инерции. Из их анализа следует:

1. Силы инерции не действуют непосредственно на гироскоп; широтная и скоростная девиация компенсируются моментами L_{ky} и L_{kz} ; вторая составляющая второго уравнения не изменилась.

2. Силы инерции действуют на индикатор горизонта, изменяя положение X физического маятника, следовательно, и значение маятникового и демпфирующего моментов.

3. До маневра судна главная ось гиросферы находилась в плоскостях истинного меридиана и горизонта. Возникшие моменты от сил инерции отклоняют ее из этого положения.

Из последнего вывода следует, что инерционное перемещение I рода b_u^I равно инерционной девиации δ_u . Ее значение за время маневра t_m найдем интегрированием первого уравнения системы (6.5). При этом учтем, что характер изменения δ_u зависит только от технических характеристик индикатора горизонта. Поэтому значение \dot{V}_N может рассматриваться как постоянный коэффициент:

$$\Delta\alpha = b_u^I = \delta_u = -K_u K_y \frac{\dot{V}_N}{gH} \int_0^{t_m} (1 - e^{-t/\tau}) dt.$$

К последнему интегралу применим формулу интегрирования по частям:

$$\begin{aligned} \int_0^{t_m} (1 - e^{-t/\tau}) dt &= t \Big|_0^{t_m} - \tau e^{-t/\tau} \Big|_0^{t_m} = \\ &= t_m - \tau e^{-t_m/\tau} + \tau = t_m \left[1 - \frac{\tau}{t_m} (e^{-t_m/\tau} - 1) \right] = t_m \Phi_1, \end{aligned}$$

где $\Phi_1 = \left[1 - \frac{\tau}{t_m} (e^{-t_m/\tau} - 1) \right]$.

Поскольку $\dot{V}_N \cdot t_m = \Delta V_N$, то окончательно получим

$$\delta_u = -\frac{K_u K_y}{gH} \Delta V_N \Phi_1. \quad (6.6)$$

Данное уравнение выражает значение инерционной девиации гирокомпаса с косвенным управлением. Из его анализа следует:

1. В конце маневра δ_u всегда максимальна.
2. Величина девиации пропорциональна меридиальной составляющей приращения скорости судна.
3. δ_u не зависит от широты.
4. Инерционная девиация зависит от параметров гирокомпаса H и K_y , следовательно их изменением можно ее уменьшить.

5. Коэффициент Φ_1 зависит от τ – постоянной времени ИГ, а также от времени t_m маневра. С увеличением t_m Φ_1 стремится к 1. Например, при $t_m = 1$ мин $\Phi_1 = 0,37$; а при $t_m = 5$ мин $\Phi_1 = 0,8$. [4] Следовательно, при достаточно продолжительном маневре (более 10 мин) $\Phi_1 \approx 1$, тогда

$$\delta_u = -\frac{K_u K_y}{gH} \Delta V_N. \quad (6.7)$$

Данное уравнение справедливо для водоизмещающих судов, маневры которых продолжительны по времени. Оно полностью характеризует инерционную девиацию корректируемого гирокомпаса.

Равенство инерционных девиации и перемещения дает возможность решить проблему их уменьшения на новых принципах по отношению к гирокомпасам с непосредственным управлением.

Ранее уже рассматривалось, что любой гирокомпас под действием управляющих (маятникового и демпфирующего) моментов приходит к горизонтальной линии, вокруг которой вращается плоскость истинного горизонта (линия вектора $\omega_1 = \omega_{\circ} \cos \varphi$). Эта линия только в некоторых частных случаях совпадает с полуденной линией, находящейся в плоскости истинного меридиана: на неподвижном основании; при движении судна по параллели. В случаях, когда есть меридианальная составляющая движения судна, то есть когда его курс не равен 90° или 270° , горизонтальный вектор угловой скорости вращения плоскости горизонта для судна уже не совпадает с полуденной линией и не лежит в плоскости истинного меридиана. Направление этого вектора определяет сумма горизонтальной составляющей угловой скорости вращения Земли и горизонтальной составляющей угловой скорости движения судна по шарообразной поверхности Земли. Отличается это новое направление от истинного меридиана на величину скоростной девиации.

Чувствительный элемент гирокомпаса с непосредственным управлением занимает указанное направление, называемое компасным меридианом, а скоростная девиация исключается из его показаний разворотом шкал. Задачу разворота шкал решает скоростной корректор.

Очевидно, что после маневра судна, когда изменится его курс или скорость, или то и другое одновременно, изменится и скоростная девиация, а значит, и направление компасного меридиана. На рис. 6.2 а (для гирокомпаса с непосредственным управлением) $N_{\Gamma K_1}$ – направление компасного меридиана до маневра; $N_{\Gamma K_2}$ – после маневра; t_m – время маневра. Здесь сила инерции играет положительную роль, она вызывает инерционное перемещение b_u^I в сторону нового компасного меридиана $N_{\Gamma K_2}$, куда и должна прийти главная ось ЧЭ после маневра. То есть

$$b_u^I = \delta_{V_2} - \delta_{V_1}.$$

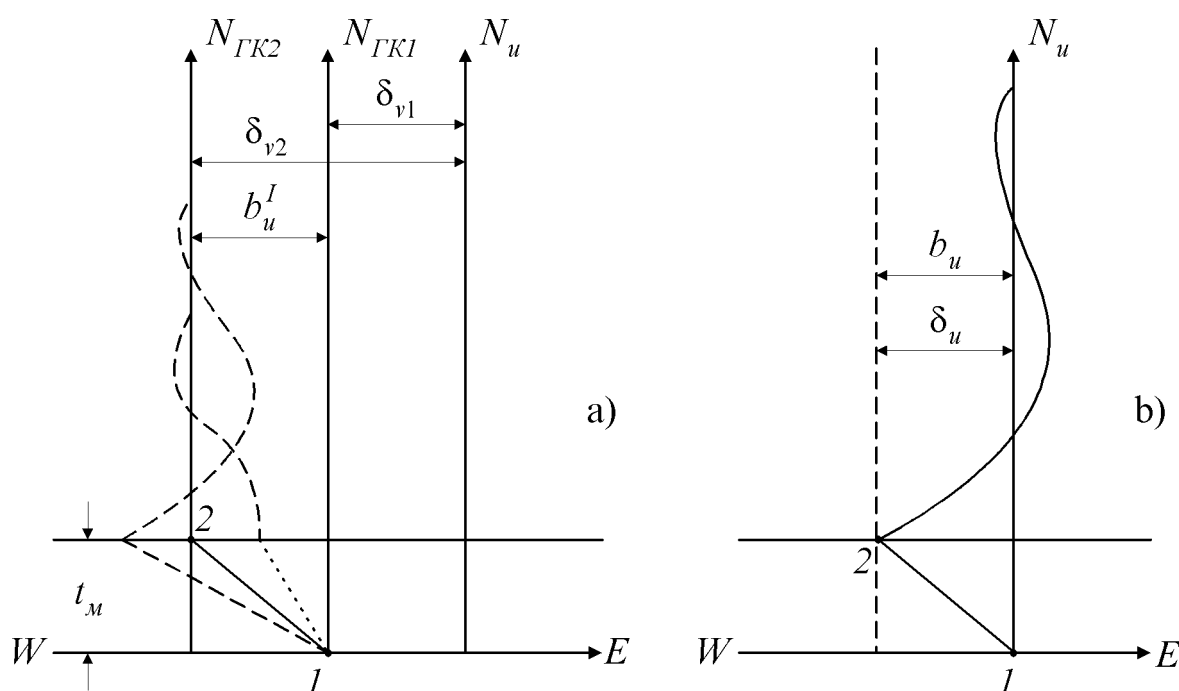


Рис. 6.2

Однако последнее равенство выполняется только при одном условии: когда гирокомпас настроен на "период Шуллера". Если этой настройки нет, то это означает, что главная ось ЧЭ или не дойдет за время t_m до нового компасного меридиана, или перейдет его (в зависимости от φ) и далее с затуханием займет положение $N_{ГК2}$. Таким образом к концу маневра ЧЭ не находится в положении нового компасного меридиана, а корректор установит шкалы в соответствии с $N_{ГК2}$. В показаниях гирокомпаса возникает инерционная девиация I рода.

У корректируемого гирокомпаса, благодаря приложению момента L_{kz} , скоростная девиация отсутствует (рис. 6.2 б). Его ЧЭ находится в положении истинного меридиана и должен туда вернуться после маневра. То есть, в отличие от предыдущего случая, ЧЭ не должен перемещаться в новое положение равновесия, а это значит, что нет необходимости в его настройке на "период Шуллера". Его период выбирается исходя из других соображений, а именно с целью уменьшения величины инерционной девиации. Как достигается эта цель, будет рассказано ниже.

Рассмотрим влияние на ЧЭ вертикального канала управления. В него с началом маневра судна также поступает сигнал с ИГ, создающий демпфирующий момент. Будет ли создавать данный момент инерционную де-

виацию второго рода по аналогии с гирокомпасами непосредственного управления?

Для решения этого вопроса обратимся ко второму уравнению системы (6.5), которое описывает движение гироскопа по высоте. Проинтегрируем его, считая, что второй член уравнения постоянен.

$$\beta_r = - \int_0^{t_u} K_u K_z \frac{\dot{V}_N}{Hg} dt = - \frac{K_u K_z}{Hg} \Delta V_N. \quad (6.8)$$

Уравнение показывает положение чувствительного элемента по высоте при длительном маневре судна ($\Phi_1 \approx 1$). Промежуточные действия при интегрировании здесь не показаны.

Анализ уравнения 6.8.

1. Вследствие действия сил инерции на маятник ИГ по его сигналам сформирован демпфирующий момент, вызвавший отклонение гироскопа по высоте от плоскости истинного горизонта.

2. Маятник индикатора горизонта в положении равновесия занял результирующее направление, определяемое суммой векторов сил тяжести и инерции. Главная ось гироскопа под действием демпфирующего момента займет положение, перпендикулярное суммарному вектору, отклонившись от плоскости горизонта на угол β_u . Данный угол является инерционным перемещением II рода.

3. Инерционное перемещение II рода не вызывает девиации гирокомпаса, так как не приводит к отклонению ЧЭ в азимуте.

Из последнего вывода следует, что при маневрировании возникает только инерционная девиация I рода. Поскольку других для гирокомпаса "Вега" инерционных девиаций нет, величину δ_u называют "инерционной девиацией" без названия рода.

6.2. Характер движения ЧЭ

Рассмотрим данный вопрос на примере. Курс судна 0° ; широтная и скоростная девиации скомпенсированы корректирующими моментами L_{ky} и L_{kz} , следовательно, ЧЭ находится в плоскостях меридиана и горизонта (3.12). Судно увеличивает ход, ускорение \dot{V}_N направлено к северу.

При данном маневре сила инерции направлена к югу, куда и откло-

нится маятник ИГ. Таким образом происходит имитация подъема главной оси гироскопа. Схема гироскопа реагирует, как на ее подъем. Как известно, ось x поднимается, когда она находится в восточной части горизонта, поэтому по сигналу ИГ создается маятниковый момент $K_y X$, направленный к западу, и демпфирующий момент $K_z X$, направленный вниз.

Под действием момента $K_y X$ главная ось гироскопа оказывается в западной части горизонта (рис. 6.2 б), где она опускается вниз под действием момента $K_z X$ и вследствие вращения Земли. По окончании маневра, когда исчезнет отклоняющая сила инерции, маятник ИГ достаточно быстро возвращается обратно благодаря суммарному наклону оси x . По сигналам ИГ формируются моменты $K_y X$, $K_z X$ противоположного направления и ЧЭ с затуханиями возвращается в плоскость меридиана, то есть в положение до маневра. Таким образом наклон оси x под действием демпфирующего момента $K_z X$, возникающего при маневре, играет положительную роль, ускоряя приход ЧЭ в меридиан.

6.3. Способы снижения инерционной девиации

Известно несколько способов снижения инерционной девиации, которые или предусмотрены в конструкции ГАК, или выполняются по усмотрению судоводителя, принимающего решение в зависимости от условий плавания. Рассмотрим эти способы.

1. Увеличение постоянной времени τ индикатора горизонта. Снижение девиации тем больше, чем больше τ . Как уже отмечалось, τ характеризует быстроту реакции ИГ на действие приложенных к маятнику сил. Этот способ эффективен на быстроходных судах, где маневры по времени короткие. За время короткого маневра маятник просто не успевает отклониться на большой угол, следовательно, маятниковый момент $K_y X$ не достигает большой величины, и отклонение ЧЭ под его воздействием не будет значительным. Указанный физический смысл описывает уравнение (6.6). Анализ его коэффициента Φ_1 полностью соответствует названному движению маятника ИГ.

Для больших судов способ малоэффективен, так как при продолжительном, хотя и малоинтенсивном маневре маятник ИГ занимает поло-

жение результирующего вектора сил тяжести и инерции, то есть отклонится на максимально возможный при данном маневре угол. Величина инерционной девиации достигнет предельного значения для данного ускорения и останется таковой до конца маневра. Это подтверждается формулой (6.7).

2. Ограничение угла отклонения маятника индикатора горизонта. В индикаторе горизонта ГАК "Вега" этот угол составляет $\pm 1^\circ$ и ограничен механическими упорами. При маневре высокой интенсивности маятник доходит до упора, после чего его сигнал не возрастает, следовательно, не возрастает и маятниковый момент, вызывающий инерционную девиацию. Этот способ эффективен для судов на воздушной подушке и на подводных крыльях, маневренность которых очень высока.

3. Увеличение периода незатухающих колебаний ЧЭ. Сравним формулы (6.6) и (6.7) инерционной девиации с формулами (3.18) и (3.19). Обе пары формул содержат в себе соотношения между кинетическим моментом H и модулем маятникового момента K_y . Для того чтобы уменьшить δ_u , необходимо уменьшить отношение K_y/H или, что все равно, увеличить отношение H/K_y , увеличив период незатухающих колебаний T_0 .

С физической точки зрения увеличение T_0 приводит к снижению угловой скорости прецессии в азимуте. Это означает, что δ_u за время маневра меньше у того гирокомпаса, период незатухающих колебаний которого больше.

Гирокомпас "Вега" может иметь T_0 сколь угодно большим. Однако в этом случае он приобретает два существенных недостатка: длительное время прихода в меридиан и низкую устойчивость в меридиане и плоскости горизонта, так как управляющие моменты становятся соизмеримыми с вредными моментами. Выбрано оптимальное значение T_0 , которое в средних широтах составляет 110 – 150 мин.

Данный способ эффективен для ГАК, установленных на любых судах.

4. Перевод прибора в режим ГА. В этом режиме ИГ отключен от управления азимутальным каналом; маятниковый момент $K_y X$ отсутствует; $\dot{\alpha} = 0$, $\alpha = const$.

Фактически у гироазимута всегда имеется остаточный дрейф, то есть $\dot{\alpha} \neq 0$, однако за время маневра отклонение ЧЭ в азимуте будет значительно меньше величины δ_u .

5. Компенсация сигнала, вырабатываемого индикатором горизонта под действием сил инерции. Для этой цели может использоваться, например, второй ИГ. Оба индикатора горизонта работают синфазно в условиях, когда значительные ускорения отсутствуют. Во время маневра резкое нарастание сигналов с обоих ИГ заставляет срабатывать автомат, переключающий их выходы встречно. Теперь сигналы взаимокompенсируются и не поступают в схему управления гирокомпаса, что не приводит к появлению инерционной девиации.

Второй путь компенсации сигнала ИГ следующий. Приращение скорости измеряется лагом, и специальное вычислительное устройство рассчитывает составляющую ускорения \dot{V}_N , формирует пропорциональный ей сигнал в соответствующем масштабе, который вычитается из сигнала индикатора горизонта. При точном измерении всех параметров компенсации сигнала ИГ будет полной. Вычислительное устройство должно рассчитывать \dot{V}_N не только при маневре скоростью, но и курсом.

Благодаря компенсации сигнала индикатора горизонта он фактически исключается из схемы управления, что почти равнозначно переводу прибора в режим ГА. Маятниковый момент не возникает и не вызывает инерционной девиации. Демпфирующий момент также не возникает, следовательно, не создается наклон оси x гироскопа. Продолжают действовать оба корректирующих момента L_{ky} и L_{kz} , удерживая ЧЭ в положении, которое было до маневра. У ГАК "Вега" компенсация сигналов ИГ не предусмотрена.

6.4. Влияние инерционной девиации на точность счисления

Для того чтобы судно точно находилось на заданной линии пути необходимо учесть множество факторов, однако в первую очередь нужно иметь точный курс. Инерционная девиация снижает эту точность. Судоводитель в связи с этим должен оценить снижение точности, а также представлять последствия этого при ведении счисления в море, особенно при плавании в узкостях, при выходе на ведущие створы и т.д. Очевидно, что неучтенная поправка курса вызывает поперечное смещение судна от заданной линии пути. Рассмотрим, в какой степени и как инерционная девиация вызывает поперечное смещение. Для этого необходимо знать ее величину и знак.

Будем считать, что до маневра ЧЭ находился в положении равновесия, определяемом уравнениями (3.10), то есть в плоскостях меридиана и горизонта. Это означает, что вредные моменты скомпенсированы, корректирующие моменты рассчитаны точно, влияние составляющей V_E незначительно. Поэтому для данного случая справедливы уравнения (3.11). С началом маневра, когда силы инерции действуют на индикатор горизонта, третьим уравнением в системе будет уравнение (6.2):

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} + K_y X = 0 \\ H\dot{\beta} - H\omega_{\oplus} \cos \varphi \alpha + K_z X = 0 \\ \tau \dot{X} + X = K_u \frac{\dot{V}_N}{g} \end{cases} \quad (6.9)$$

Произведем разделение переменных двойным дифференцированием, как уже сделано в параграфе 3.3. Получим дифференциальное уравнение 3-го порядка, которое отличается от уравнения (3.20) дополнительным членом, появившимся вследствие действия инерции. Итак, после операций дифференцирования имеем:

$$H\tau \ddot{\alpha} + H\ddot{\alpha} + K_u K_z \dot{\alpha} + K_u K_y \omega_{\oplus} \cos \varphi \alpha = K_u K_y \frac{\ddot{V}_N}{g} \quad (6.10)$$

Решением уравнения (6.10) найдем положение гиросферы в азимуте, которое в данном случае определяется инерционной девиацией:

$$\delta_u = \dot{V}_N (B_1 e^{-mt} + B_2 e^{-nt} \cos \omega_d t + B_3 e^{-nt} \sin \omega_d t) \quad (6.11)$$

Коэффициенты B_1 , B_2 и B_3 зависят от параметров гирокомпаса, имеющих в формуле, а также от величины модуля маятникового момента K_y и постоянной времени индикатора горизонта τ .

Все приведенные рассуждения касались маневра судна скоростью: ускорение или торможение. При маневре курсом также возникает меридианальное ускорение. Если до маневра судно имело курс KK_0 , то текущее значение курса можно получить из следующего выражения:

$$KK = KK_0 + \omega_u t,$$

где ω_u – угловая скорость циркуляции.

Так как $V_N = V \cos KK$, то для циркуляции

$$V_N = V \cos(KK_0 + \omega_u t).$$

Отсюда при неизменной скорости судна ($V = const$) меридиальное ускорение при маневре курсом будет

$$\dot{V}_N = -V\omega_u \sin(KK_0 + \omega_u t).$$

Используя новое значение ускорения, решим уравнение (6.10). Очевидно, что в результате получим формулу, подобную (6.11), с учетом циркуляции:

$$\delta_u = -V\omega_u(E_1 e^{-mt} + E_2 e^{-nt} \cos \omega_d t + E_3 e^{-nt} \sin \omega_d t). \quad (6.12)$$

Новые коэффициенты E_1, E_2, E_3 учитывают начальный курс, угловую скорость циркуляции и параметры, названные для уравнения (6.11).

Следует иметь в виду, что уравнения (6.11) и (6.12) имеют жестко ограниченную область применения. Они справедливы для длительного маневра, при котором ускорения не меняются, а сигнал индикатора горизонта равномерно возрастает. При этом груз ИГ должен находиться в пределах рабочей зоны $\pm 1^\circ$, не доходя до упоров. Вывод более общих выражений приведен в специальном приложении. Характер же изменения δ_u после маневра, что судоводителя интересует в первую очередь, данные выражения показывают достаточно полно.

Анализ уравнений (6.11) и (6.12).

1. Аперiodические члены $B_1 e^{-mt}$ и $E_1 e^{-mt}$ значительны, и пренебрегать ими, в отличие от уравнения (3.13), нельзя. Причиной увеличения их значения является инерционное перемещение II рода. Вследствие этого перемещения ось x гиросферы имеет дополнительный наклон, благодаря которому после окончания маневра сигнал ИГ быстро нарастает, нарастает и момент $K_y X$, возвращающий ЧЭ к истинному меридиану.

2. Своего максимального значения δ_u может достичь, когда маневр еще не закончится, оставаясь постоянной до его окончания. То есть в конце маневра δ_u в любом случае максимальна.

3. Инерционная девиация не зависит от широты, а зависит от интенсивности маневра. Однако характер кривой затухающих колебаний от широты зависит. Причина этого – от широты зависит частота затухающих колебаний ω_d , а значит, и период T_d . Значение частоты и периода затухающих колебаний определяет четвертый член уравнения (6.10). В средних и низких широтах колебания ЧЭ гармонические затухающие, в высоких широтах – аперiodические. Ниже на рис. 6.4 будут приведены

кривые для широт 40° и 75° . Для высоких широт после маневра кривая превращается практически в экспоненту. Это объясняется тем, что затухание до приемлемых величин происходит приблизительно за 2 часа, а T_d в широтах, близких к 80° , составляет 5 – 6 часов. Следовательно, затухание произойдет раньше, чем совершатся гармонические колебания.

Для приближенных расчетов значения инерционной девиации существует эмпирическая формула для водоизмещающих судов (маневр скоростью)

$$\delta_u = 0,05(V_{N_2} - V_{N_1}) (1 - e^{-t_m/\tau}), \quad (6.13)$$

где V_{N_1} и V_{N_2} – меридианальные составляющие скорости судна в узлах до маневра и в конце маневра соответственно.

Для определения точности счисления в условиях действия инерционной девиации необходимо найти поперечное смещение судна d от линии курса, проложенной на карте.

Когда у гирокомпаса имеется погрешность Δ , то поперечное смещение можно определить на любой момент времени, воспользовавшись способом, показанным на рис. 6.3.

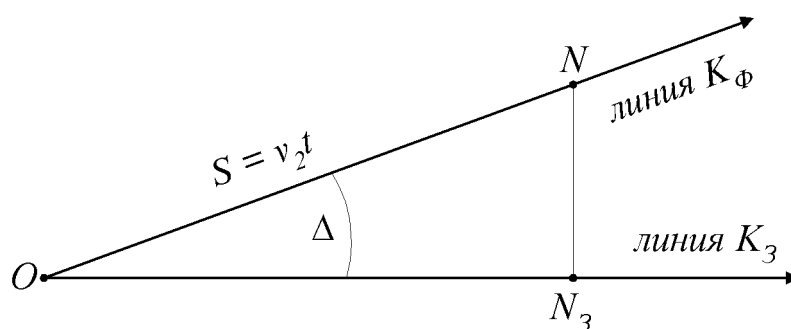


Рис. 6.3.

После маневра судно идет скоростью V_2 и за время t проходит расстояние S . Считая Δ малым углом, из треугольника NON_1 найдем

$$d = S \sin \Delta \approx V_2 t \Delta. \quad (6.14)$$

Инерционная девиация изменяется, поэтому для расчета d на заданное время t необходимо найти среднюю величину δ_u , то есть просуммировать ее мгновенные значения и разделить на время:

$$\delta_{u \text{ ср}} = \frac{\int_0^t \delta_u(t) dt}{t}.$$

Подставим $\delta_{u\text{ ср}}$ в формулу (6.14) и получим поперечное смещение судна в условиях действия инерционной девиации

$$d = V_2 \int_0^t \delta_u(t) dt. \quad (6.15)$$

Для окончательного решения этой задачи необходимо проинтегрировать δ_u , взяв ее значение из формул (6.11) или (6.12).

Рис. 6.4.

Рассмотрим график изменения инерционной девиации после маневра и то, как в связи с этим меняется поперечное смещение судна. Как видно из рис. 6.4, после окончания маневра девиация очень быстро уменьшается до нуля и затем меняет свой знак, достигая второго максимального значения. На этом участке изменение δ_u происходит в основном по экспоненте, как это представлено в уравнениях (6.11) и (6.12) в скобках первым членом. Далее совершаются затухающие колебания в соответствии со вторым и третьим членами тех же уравнений.

Очевидно, что наибольшее поперечное смещение вызывают первый и второй максимумы девиации. Далее колебания незначительны, и ими пренебрегают. На участке $t_0 - t_1$ действует наибольшая величина δ_u . Однако этот отрезок времени короткий, и накопившийся поперечный снос полностью компенсируется на более продолжительном участке $t_1 - t_2$. Это говорит о том, что конечное поперечное смещение близко к нулю $d_k \approx 0$

Ранее был проведен анализ изменения кривых затухающих колебаний в зависимости от широты. Используя его, а также данные рис. 6.4, можно сделать следующие выводы:

1. Значение первого максимального смещения судна растет с увеличением широты и длительности маневра.
2. Второе максимальное смещение уменьшается с увеличением широты и длительности маневра.
3. Величина конечного бокового смещения судна близка к нулю и имеет значение при плавании по створам, фарватерам, в узкостях.

Следует отметить, что конструктивные решения, реализованные в гирокомпасе "Вега", позволили повысить его точность по сравнению с гирокомпасом типа "Курс" в низких и средних широтах в 1,5 раза, в высоких широтах – в 4 раза.

В качестве практических рекомендаций по снижению влияния инерционной девиации гирокомпаса "Вега" на точность и безопасность судождения можно предложить следующее.

1. Остаточный дрейф в режиме ГА и постоянную поправку гирокомпаса определять не реже одного раза в 3 месяца при стоянке судна в порту. При необходимости производить регулировку этих параметров. Не реже одного раза в 6 месяцев выполнять проверку и регулировку точности выработки скоростной поправки.

2. Систематически проверять в рейсе стабильность поправки гирокомпаса. При этом определение поправки необходимо производить, когда судно не менее 2 часов идет неизменными курсом и скоростью в низких и средних широтах и не менее 3 – 4 часов – в высоких широтах.

3. Для проверки гирокомпаса непосредственно после маневра курсом сличать его показания с показаниями магнитного компаса. В случае выхода из строя гирокомпаса поправка магнитного компаса будет известна благодаря такому сличению хотя бы с точностью до значения δ_u . Через 2–4 часа в зависимости от широты сличение повторить с целью проверки гирокомпаса и уточнения поправки магнитного компаса.

4. Избегать определения места по пеленгу и дистанции и пеленгам двух ориентиров в течение 2 – 4 часов после маневра в зависимости от широты.

5. Последний маневр перед входом в узкость, если позволяет обстановка, желательно делать заблаговременно, чтобы избежать влияния хотя бы первого (наибольшего) поперечного смещения судна из-за инерционной девиации. В любом случае при этом необходимо контролировать место судна и корректировать курс с частотой, соответствующей безопасности плавания в данных условиях.

Глава 7.

Девияция корректируемого гироскопа на качке

В предыдущей главе рассмотрено влияние сил инерции на гироазимуткомпас. При этом выяснено, что это влияние зависит от направления вектора силы инерции относительно чувствительного элемента. Инерционную девиацию вызывает меридианальная составляющая вектора.

Во время качки судна также возникают силы инерции. Их влияние зависит не только от величины, но и от того, как располагается их вектор относительно чувствительного элемента гироскопа. В свою очередь ЧЭ ориентирован на Земле по меридиану, следовательно, девиация на качке зависит от того, как ориентированы силы инерции относительно Земли. Последние зависят от направления движения волны.

На рис. 7.1 символом C обозначено направление движения волны. Качка происходит вокруг линии $A - A$, параллельной фронту волны и перпендикулярной направлению ее движения. Причем на рис. 7.1 б – качка килевая, 7.1 а – бортовая, 7.1 в – смешанная. Во всех случаях силы инерции располагаются по линии $NO - SW$. Это говорит о том, что при равных модулях их действие на ЧЭ одинаково. Отсюда следует важный вывод, что девиация на качке зависит от направления волны C и не зависит от курса судна.

Считаем, что качка имеет регулярный характер с амплитудой Θ_0 . Угол качки изменяется по гармоническому закону

$$\Theta = \Theta_0 \sin \omega_{\kappa} t, \quad (7.1)$$

где ω_{κ} – круговая частота качки.

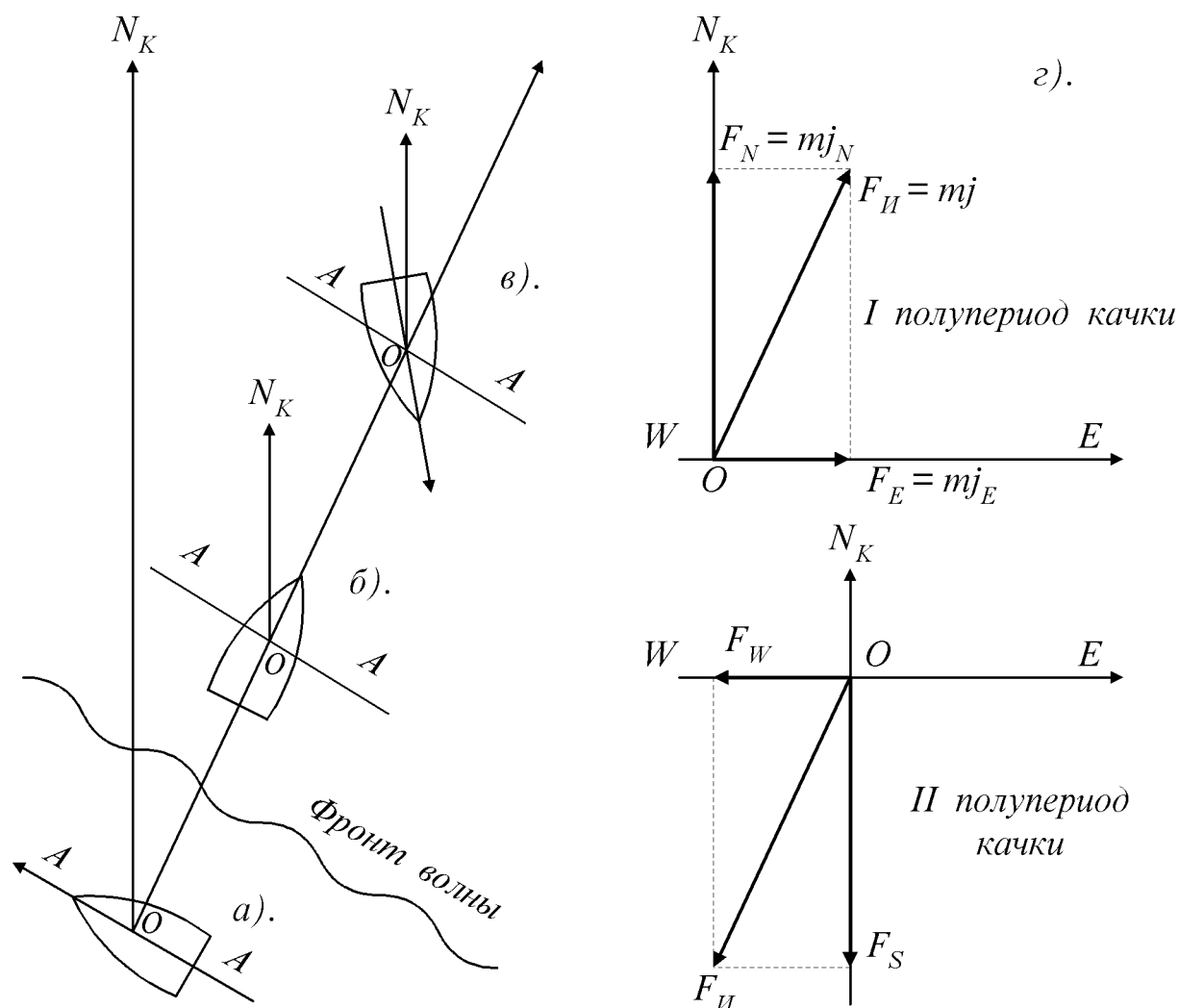


Рис. 7.1

Период качки у водоизмещающих судов составляет 10 – 15 с и может быть рассчитан по формуле

$$T_{\kappa} = \frac{2\pi}{\omega_{\kappa}}. \tag{7.2}$$

Каждая точка на судне во время качки испытывает угловое ускорение $\ddot{\Theta}$. Компас установлен от линии качания судна на расстоянии l , тогда центр подвеса его чувствительного элемента испытывает линейное ускорение

$$j = \ddot{\Theta}l,$$

или с учетом формулы (7.1)

$$j = -\Theta_0 \omega_{\kappa}^2 l \sin \omega_{\kappa} t. \tag{7.3}$$

В горизонтной системе координат данный вектор можно разложить на составляющие, направленные по меридиану j_N и по параллели j_E :

$$j_N = j \cos C, \quad j_E = j \sin C. \quad (7.4)$$

В соответствии с законами механики любое движение с ускорением приводит к возникновению сил инерции. Рассмотрим их влияние на гироскопас при различных направлениях движения волны.

7.1. Качка судна от волн, идущих в направлении главных румбов

Первый случай: волны идут в направлении N или S . Это означает, что возникающие при этом ускорения направлены по меридиану. Ось чувствительности индикатора горизонта находится в плоскости меридиана, следовательно, на груз маятника действует сила инерции

$$F_{NS} = m\Theta_0\omega_\kappa^2\ell \sin \omega_\kappa t. \quad (7.5)$$

Аналогично формулам (6.1) и (6.2), справедливым при воздействии сил инерции на ИГ, получим уравнение его движения на качке

$$\tau\dot{X} + X = K_u \frac{\ell}{g} \Theta_0 \omega_\kappa^2 \ell \sin \omega_\kappa t. \quad (7.6)$$

Допустим, что в первый полупериод качки сила инерции направлена к S . Под ее воздействием маятник ИГ начинает отклоняться к югу, что имитирует подъем главной оси гиросферы. С индикатора горизонта снимается сигнал, поступает в азимутальный канал управления и азимутальный датчик моментов, обрабатывая сигнал, формирует момент $K_y X$, направленный к W . Под воздействием этого момента ЧЭ прецессирует к западу.

В следующий полупериод качки сила инерции меняет направление на противоположное. Маятник ИГ отклоняется в обратном направлении, то есть к N . Момент $K_y X$, сформированный по его сигналу, направлен к E . При гармонических колебаниях силы инерции в каждый полупериод противоположно направлены и равны друг другу по модулю ($|F_N| = |F_S|$).

Следовательно, за полный период их влияние на ЧЭ взаимокompенсирется и девиация на качке от волн, идущих с направления $N - S$, не возникает. Подобные рассуждения полностью применимы и к демпфирующему моменту $K_z X$.

Знак момента $K_y X$ зависит от направления силы инерции. При отклонении маятника ИГ к S имитируется подъем главной оси гиросферы, то есть ее отклонение к востоку. Вследствие этого формируется момент $K_y X$, направленный к западу. Если маятник под действием силы инерции отклоняется к N , это имитирует опускание оси x гиросферы, которое происходит в западной части горизонта. По этой причине момент $K_y X$ направлен к востоку.

Для получения величины момента необходимо знать значение X , которое найдем из уравнения (7.6). Его решением является выражение

$$X = D_1 \sin \omega_\kappa t + D_2 \cos \omega_\kappa t.$$

Далее порядок действий следующий. Продифференцируем данное уравнение и значения X и \dot{X} подставим в формулу (7.6). Сгруппировав члены с одноименными функциями синусов и косинусов найдем неизвестные коэффициенты D_1 и D_2 . После исключения величин высших порядков малости получим следующее выражение для искомого момента:

$$K_y X = -\frac{K_u j_N}{g \tau \omega_\kappa} \sin \omega_\kappa t = \frac{K_u \Theta_0 \omega_\kappa^2 \ell}{g \tau \omega_\kappa} \sin \omega_\kappa t \cos C. \quad (7.7)$$

Для приведенного примера $\cos C = 1$.

Второй случай – качка от волн, идущих в направлении $E - W$. Гироблок с находящимся внутри него чувствительным элементом установлен в кардановом подвесе. Для того, чтобы он сохранял горизонтальное положение, его центр тяжести смещен вниз относительно центра подвеса на величину h . Таким образом, гироблок может свободно раскачиваться вокруг оси x гироскопа. Для гашения этих колебаний предусмотрен маятниковый демпфер. Здесь необходимо подчеркнуть: нельзя путать упомянутые конструктивные решения, примененные в гироблоке, со смещением центра тяжести и демпфированием ЧЭ гироскопов типа "Курс" или "Амур".

При качке от волн, идущих в направлении $E - W$, силы инерции возникают, в зависимости от ее полупериода, в положительном или от-

рицательном направлении оси y . Действуя на пониженный центр тяжести гироблока, силы инерции F_{EW} раскачивают его вокруг главной оси гироскопа. Моменты от этих сил направлены по оси x и прецессию чувствительного элемента не вызывают. Следовательно, и во втором случае девиация гирокомпаса на качке не возникает.

Из сказанного можно сделать общий вывод: при качке от волн, идущих в направлении главных румбов, девиация гирокомпаса практически не возникает.

Рассмотрим подробнее работу демпфера гироблока (рис. 7.2). Его наличие в данной конструкции гирокомпаса необходимо, иначе гироблок будет совершать не только вынужденные колебания с частотой качки ω_k , но и, как обычный физический маятник, иметь собственные колебания ω_h , частота которых намного выше частоты качки. При этом собственные колебания гироблока благодаря силам инерции F_{EW} будут постоянно возбуждаться. Силы вязкого трения в демпфере гасят колебания гироблока.

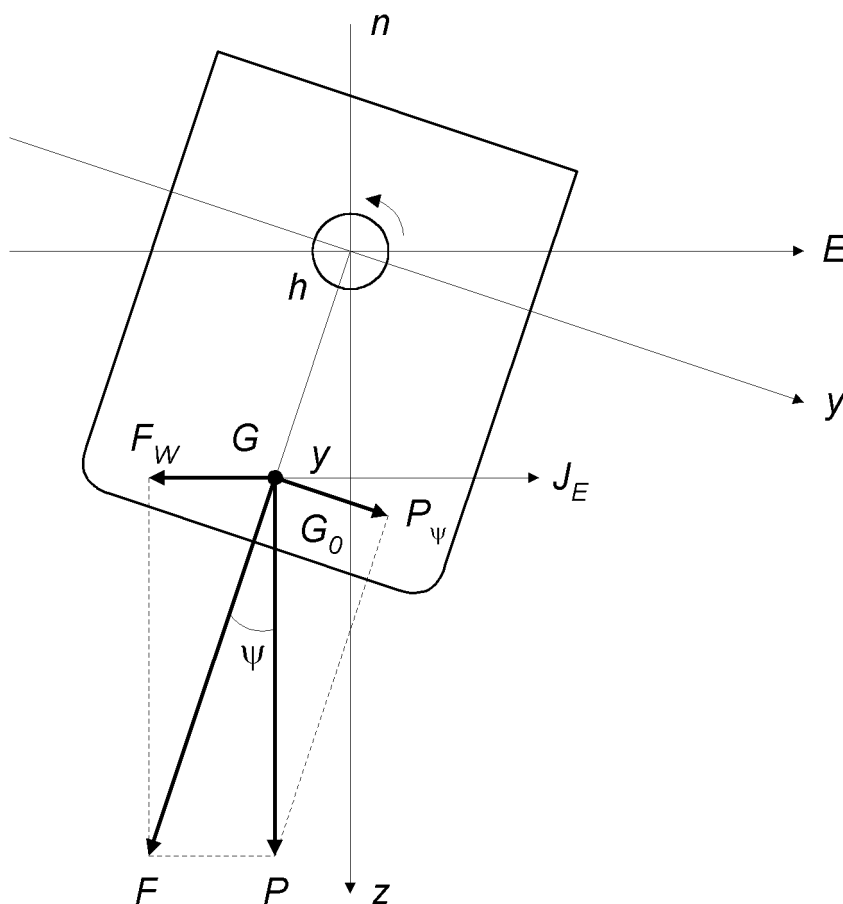


Рис. 7.2.

На рис. 7.2 показан один из полупериодов качки: ускорение направлено к E (j_E), сила инерции F_W отклонила гироблок на угол ψ . Значение этого угла, считая его малым, получим из треугольника FGP

$$\operatorname{tg} \psi \approx \psi = \frac{F_W}{P} = \frac{mj_E}{mg} = \frac{j_E}{g},$$

а с учетом того, что процесс колебательный,

$$\psi = \frac{j_E}{g} \sin \omega_\kappa t. \quad (7.8)$$

Демпфер, благодаря вязкой жидкости в нем, увлекается в том же направлении с силой

$$F_0 = \mu \dot{\Theta}_E \sin \omega_\kappa t = K_\partial m \dot{\Theta}_E \sin \omega_\kappa t,$$

где K_∂ – коэффициент демпфирования гироблока;

m – его масса;

$\dot{\Theta}_E$ – скорость нарастания угла наклона судна в плоскости $E - W$:

$$\dot{\Theta}_E = \Theta_0 \omega_\kappa \cos \omega_\kappa t \sin C. \quad (7.9)$$

При волнении $E - W$ $\sin C = \pm 1$.

Противодействовать данному отклонению будут несколько сил.

Во-первых, в соответствии со вторым законом Ньютона

$$F_1 = m\ddot{Y},$$

где \ddot{Y} – линейное ускорение центра масс гироблока в направлении оси y .

Во-вторых, сила вязкого трения в демпфере

$$F_2 = \mu \dot{Y} = K_\partial m \dot{Y},$$

где \dot{Y} – мгновенная линейная скорость центра масс гироблока.

Третья сила – вес гироблока

$$F_3 = P \sin \psi \approx P\psi.$$

Обозначив линейное смещение центра масс гироблока величиной Y , из треугольника GDG_0 получим

$$\sin \psi \approx \psi = \frac{Y}{h}.$$

Тогда

$$F_3 = mY \frac{g}{h},$$

где $g/h = \omega_h^2$ – частота собственных колебаний гироблока.

Период этих колебаний

$$T_1 = \frac{2\pi}{\omega_h} = 2\pi \sqrt{\frac{h}{g}} \approx 1 \text{ [с]}.$$

Таким образом на гироблок действует сумма сил

$$m\ddot{Y} + K_\partial m\dot{Y} + mY\omega_h^2 = K_{u1}m \left(\frac{j_E}{g} + K_\partial \dot{\Theta}_E \right) \sin \omega_\kappa t,$$

где K_{u1} – коэффициент пропорциональности, согласующий линейные перемещения центра масс с угловыми перемещениями.

Для дальнейших рассуждений уравнение удобнее представить в угловых величинах, для чего разделим все его члены на K_{u1} . После сокращения на m получим

$$\ddot{\psi} + K_\partial \dot{\psi} + \omega_h^2 \psi = \left(\frac{j_E}{g} + K_\partial \dot{\Theta}_E \right) \sin \omega_\kappa t. \quad (7.10)$$

Выражение (7.10) является уравнением движения гироблока вокруг оси x гироскопа. Из него следует, что вынужденные колебания гироблока отстают по фазе от ускорений j_E , а их амплитуда несколько снижается благодаря коэффициенту K_∂ .

Данное дифференциальное уравнение второго порядка имеет частное решение в виде

$$\psi_r = M_1 \sin \omega_\kappa t + M_2 \cos \omega_\kappa t.$$

Для поиска M_1 и M_2 дифференцированием последнего уравнения определим значения $\dot{\psi}$ и $\ddot{\psi}$ и подставим их в формулу (7.10). Величины j_E и $\dot{\Theta}_E$ возьмем соответственно из выражений (7.3) и (7.9).

Напомним, что для данного случая $C = 90^\circ$ или 270° , следовательно, $\sin C = \pm 1$. Приравнявая коэффициенты перед функциями синусов и косинусов в левой и правой частях, получим два уравнения с двумя неизвестными относительно M_1 и M_2 . Их совместное решение даст искомый результат.

Фазовый сдвиг между ускорениями судна и колебаниями гироблока, вызванный демпфером, зависит от отношений коэффициентов M_1 и M_2 . Его величина определяется в моменты времени, когда ускорения отсутствуют (то есть в моменты $0, \pi, 2\pi$ и т.д.).

Освободившись от малых членов, получим

$$\psi = K_d \frac{\Theta_0 \omega_\kappa^2 \ell}{g \omega_h^2} \left(\omega_\kappa - \frac{g}{\omega_\kappa \ell} \right) \sin \omega_\kappa t \cos C. \quad (7.11)$$

Как уже отмечалось, данные колебания не сказываются на показаниях гирокомпаса при качке от волн, идущих с $E - W$. Однако они являются одной из основных причин возникновения девиации на качке от волн, идущих в направлении четвертных румбов.

7.2. Интеркардинальная девиация

Девиация гирокомпаса на качке появляется от волн, идущих с направлений, не совпадающих с главными румбами. Причем девиация максимальна, когда она вызвана волнами с четвертных румбов. Это обстоятельство позволило назвать девиацию на качке интеркардинальной или четвертной девиацией.

В качестве примера рассмотрим случай, когда волны идут с направлений $NE - SW$. Силы инерции и вызванные ими ускорения распределяются, как показано на рис. 7.1 г. Каждая из сил имеет меридианальную составляющую и составляющую по параллели.

Составляющие F_{NS} раскачивают маятник ИГ в плоскости меридиана. Одновременно составляющие F_{EW} раскачивают гироблок вокруг оси x . На рис. 7.3 показано положение гироблока, которое он занял в первый полупериод качки под действием силы F_E . Одновременно на маятник ИГ действует составляющая F_N , отклоняя его груз к N , то есть имитируя опускание главной оси гироскопа. По сигналу ИГ создается маятниковый момент $K_y X_1$, направленный к E по оси y , занимающей положение y_1 . В следующий полупериод гироблок под действием составляющей F_W отклонится к W , ось y займет положение y_2 . Одновременно составляющая F_S отклонит маятник ИГ к S , имитируя подъем главной оси гироскопа. По сигналу ИГ формируется маятниковый момент $K_y X_2$, направленный к W , в отрицательную сторону оси y_2 .

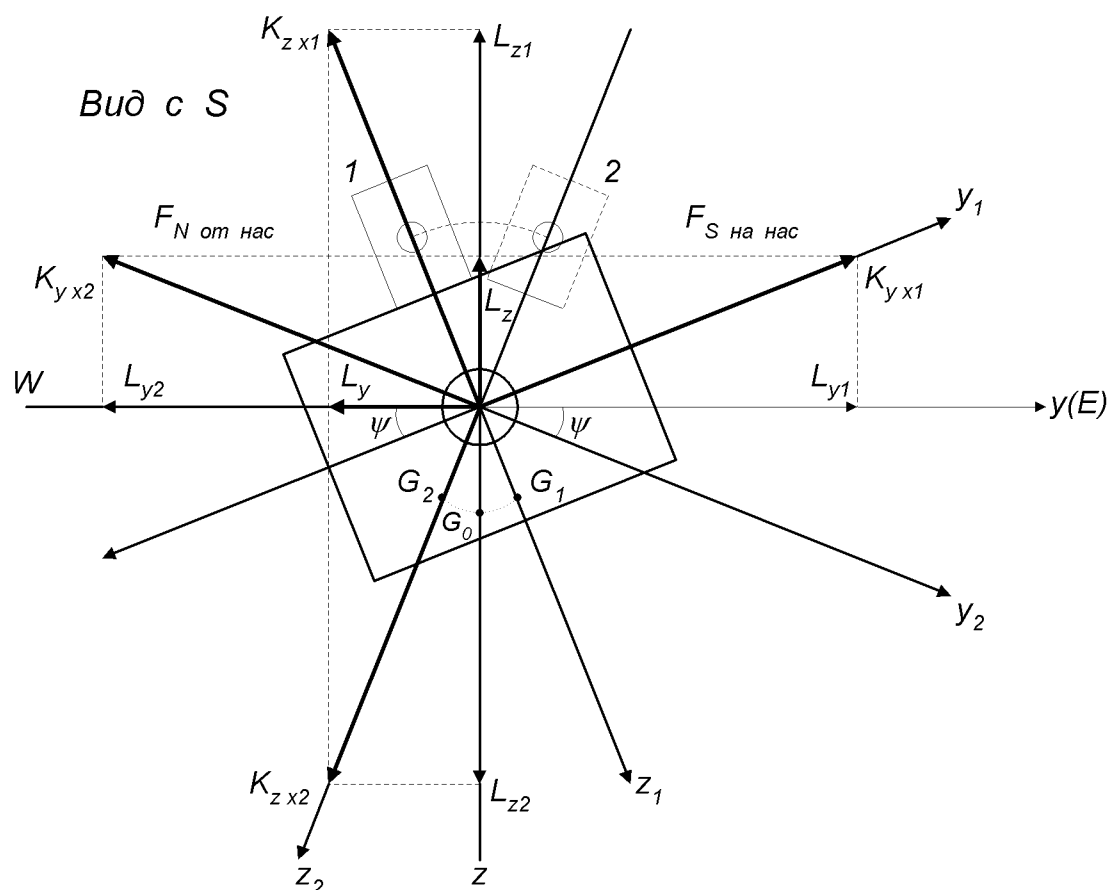


Рис. 7.3.

При гармонической качке отклонение гироблока в обе стороны происходит на равные углы ψ ; отклонения маятника ИГ к N и S равны друг другу. Это означает, что $K_y X_1 = K_y X_2$. Горизонтальные проекции этих моментов равны друг другу ($L_{y1} = L_{y2}$) и за полный период качки взаимокompенсуются.

Однако вертикальная проекция L_z маятниковых моментов имеет постоянное направление (в данном случае – вверх). Произошло детектирование (выделение) вертикального момента, который пульсирует в такт качке, но направления не меняет. Под действием момента L_z главная ось гироскопа поднимается, и теперь, кроме переменного сигнала, с индикатора горизонта снимается сигнал, по которому формируется постоянный маятниковый момент $K_y X$. Он и вызывает прецессию гироскопа в азимуте (на рисунке к W). В положении равновесия гиросфера окажется отклоненной от истинного меридиана на угол δ_k , называемый девиацией гироскопа на качке.

Необходимо отметить, что в данной конструкции гироскопа на кач-

ке происходит детектирование не только вертикального момента L_z , но также и горизонтального момента L_y . Причем момент L_z появился в результате действия горизонтальных торсионов, а момент L_y возникает от вертикальных торсионов. В этом можно убедиться применив приведенные выше рассуждения к вертикальному каналу управления (рис. 7.3). Однако модуль демпфирующего момента K_z приблизительно в 22 раза меньше модуля маятникового момента K_y , следовательно, $L_y \ll L_z$. Это обстоятельство позволяет пренебречь влиянием горизонтального момента L_y ввиду его незначительности.

Из всего сказанного можно заключить, что при качке судна от волн, идущих с четвертных румбов, у гирокомпаса "Вега" появляется девиация на качке δ_k .

Из рис. 7.3 найдем (при малом угле ψ)

$$L_z = K_y X \sin \psi \approx K_y X \psi. \quad (7.12)$$

Поскольку девиация гирокомпаса на качке не зависит от движения судна, то воспользуемся системой уравнений (3.11) для неподвижного основания. Очевидно, что значение L_z войдет во второе уравнение системы

$$H\dot{\beta} - H\omega_{\oplus} \cos \varphi \alpha + K_z X = K_y X \psi. \quad (7.13)$$

Данное выражение представляет собой уравнение движения по высоте гирокомпаса "Вега" на качке.

В главе 3 было показано, что в положении равновесия главная ось гиросферы находится в плоскостях меридиана и горизонта. Такое явление наблюдается при отсутствии качки. Очевидно, что в условиях качки изменение положения равновесия гиросферы в азимуте вызвано только появлением вертикального момента $K_y X$, поэтому

$$H\omega_{\oplus} \cos \varphi \alpha_r = K_y X \psi.$$

Названное отклонение в азимуте и является девиацией на качке корректируемого гирокомпаса с косвенным управлением, то есть $\alpha_r = \delta_k$. Произведем соответствующую замену и выразим величину δ_k из приведенной формулы. Затем выполним некоторые преобразования. Значения момента $K_y X$ и угла ψ возьмем из формул (7.7) и (7.11) соответственно. Произведение $\sin C \cos C$ по формулам преобразования тригонометрических функций равно $(1/2) \sin 2C$. Момент $K_y X$ пульсирует, изменяясь по

величине с каждым полупериодом качки от 0 до максимума в соответствии с изменением функции $\sin^2 \omega_\kappa t$. Последняя функция появилась от операции умножения. Ее график – синусоида, амплитуда которой меняется дважды от 0 до 1 за полный период качки. Следовательно,

$$(\sin^2 \omega_\kappa t)_{cp} = \frac{1}{2\pi/\omega_\kappa} \cdot \int_0^{2\pi/\omega_\kappa} \sin^2 \omega_\kappa t dt = \frac{1}{2}.$$

После всех преобразований получим:

$$\delta_\kappa = -\frac{K_u K_y \Theta_0^2 \omega_\kappa K_\partial}{4H g^2 \omega_\pm \cos \varphi \tau \omega_\kappa \omega_h^2} (\ell^2 \omega_\kappa^4 - \ell g \omega_\kappa^2) \sin 2C. \quad (7.14)$$

Выражение (7.14) является уравнением девиации гирокомпаса "Вега" на качке. Оно несколько отличается от уравнений, приведенных в наиболее известных по данному вопросу работах [3] и [4]. В первой из них использован коэффициент относительного демпфирования $2d$, вместо коэффициента демпфирования. Зависимость между ними $2d = K_\partial/\omega_h$. Наиболее строгий вывод уравнения представлен в работе [4]. Однако расчеты по формуле этого учебника и по уравнению (7.14) показывают, что значения δ_κ начинают не совпадать только во втором порядке, что говорит о достаточной степени точности приведенных рассуждений.

Анализ уравнения (7.14).

1. Девиация носит четвертной характер, о чем говорит функция $\sin 2C$. Она максимальна при движении волн с четвертных румбов и равна нулю при волнении с направлений главных румбов. Это и определило ее название: интеркардинальная, или четвертная девиация.

2. Девиация на качке содержит две составляющие, имеющие противоположные знаки и по разному зависящие от значений ℓ и ω_κ . Первая из них возникает от раскачки гироблока силами инерции, вторая – от увлечения гироблока демпфером.

3. Первая составляющая увеличивается с возрастанием ускорений, то есть с повышением частоты качки и расстояния ℓ , что и вызвало необходимость демпфирования колебаний гироблока. Введение демпфера обусловило появление второй составляющей, которая также увеличивается при названных условиях и, вычитаясь из первой, уменьшает величину δ_κ . При уменьшении ω_κ и ℓ интеркардинальная девиация снижается, причем влияние на нее второй составляющей становится наиболее значительным.

4. Однако основное влияние на величину девиации на качке оказывает коэффициент снижения девиации

$$N = \frac{K_{\delta}}{\tau\omega_{\kappa}}. \quad (7.15)$$

Формула показывает, что снижение девиации в основном достигается влиянием индикатора горизонта, а именно, его постоянной времени τ . Увеличение τ приводит к уменьшению значения δ_{κ} , кроме того коэффициент N также уменьшает свое значение, а значит, и уменьшает девиацию с увеличением частоты качки. Это вытекает из принципа действия индикатора горизонта: благодаря демпфированию колебаний его маятник при высокой частоте качки просто не успевает отклониться на большой угол. Как раз для упрощения объяснения данного физического смысла в уравнении (7.14) не произведено очевидное сокращение ω_{κ} .

5. Четвертная девиация возрастает с увеличением амплитуды качки, а также с повышением широты плавания.

Следует отметить, что в упоминавшейся выше литературе [3, 4] авторы пренебрегают влиянием килевой качки, так как она, как правило, всегда значительно меньше бортовой. В этом случае силы инерции, имеют направление на Земле, перпендикулярное компасному курсу KK судна. Таким образом, удалось связать девиацию на качке с курсом, что безусловно оправдано, так как последний всегда известен на судне достаточно точно. В настоящем пособии данный вопрос изложен в общем виде, поскольку, на взгляд автора, такой подход нагляднее раскрывает физический смысл возникновения четвертной девиации. Хотя, вероятно, этот подход затруднит конкретные расчеты, поскольку румб волны сложно определить с достаточной точностью. Рассуждения же о качке с позиций компасного курса KK аналогичны здесь приведенным. Девиация также носит четвертной характер, так как в уравнении присутствует величина $\sin 2KK$, но в данном частном случае зависит от курса судна.

Рассмотренная погрешность гирокомпаса с косвенным управлением является методической. Уравнение (7.14) не учитывает инструментальных погрешностей прибора в условиях качки. Из таких погрешностей особенно значительна та, которая возникает из-за неточности балансировки чувствительного элемента. В случаях, когда существует смещение центра тяжести гироскопа вверх или вниз относительно его центра подвеса возникает дополнительная девиация на качке, подобная девиации

на качке гирокомпасов с непосредственным управлением. Величина девиации инструментального происхождения у гирокомпаса "Вега" может достигать значений до $\pm 0,5^\circ$ [4]. Однако, как известно из опыта, в равных условиях интеркардинальная девиация гирокомпасов с косвенным управлением меньше, чем у гирокомпасов с непосредственным управлением.

Выпускаемый отечественной промышленностью с начала 80-х годов гироазимуткомпас получил широкое распространение в морском флоте. С его появлением значительно расширились возможности в обеспечении курсом судов различного назначения. К примеру, одна из его модификаций, ГАК "Вега-М", вырабатывает не только курс, но и квазикурс, то есть позволяет совершать плавание в высоких широтах и на полюсе.

Незаменимы эти приборы и на быстроходных судах. Способы снижения инерционной девиации, использующиеся в гироазимуткомпасах, значительно повышают точность курсоуказания при любом маневрировании судна.

Принцип работы ГАК оказался настолько плодотворным, что все его возможности до сих пор в полной мере не реализованы. Многие технические решения, примененные в гироазимуткомпасах, использованы при создании некоторых видов инерциальных навигационных систем, что явилось еще одним крупным шагом в области развития навигационных приборов.

В настоящее время проектируются и разрабатываются приборы данного типа, в которых в качестве чувствительного элемента используются динамически настраиваемые гироскопы. Это еще больше расширит возможности таких систем и улучшит их характеристики за счет повышения точности гироскопа.

Продолжают совершенствоваться системы управления гироскопами, их подвесы, вычислительные устройства схем коррекции и т.д. Это ведет к снижению как инструментальных, так и методических погрешностей вырабатываемых навигационных параметров. Таким образом, рассмотренный в настоящем пособии прибор является перспективным и будет использоваться на морских судах длительное время.

Список литературы

1. Ишлинский А.Ю. и др. Лекции по теории гироскопов. – М.: МГУ, 1983. – 245 с.
2. Каргу Л.И. Гироскопические приборы и системы. – Л.: Судостроение, 1988. – 235 с.
3. Коган В.М., Чичинадзе М.В. Судовой гироазимуткомпас "Вега". – М.: Транспорт, 1983. – 200 с.
4. Смирнов Е.Л. и др. Технические средства судовождения. Теория. – М.: Транспорт, 1988. – 375 с.