

Министерство транспорта Российской Федерации  
Дальневосточная государственная морская академия  
имени адмирала Г.И.Невельского

## **ДЕВИАЦИИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ КОМПАСОВ**

Методические указания  
для индивидуальных занятий  
по курсу “Технические средства судовождения”  
Специальность 24.02.01

Владивосток  
2002

УДК 629. 5. 058. 44

Б.Г.Абрамович. Девиации гироскопических компасов. – Владивосток : ДВГМА, 2002 – 43 с.

Содержит теоретические основы построения гирокомпаса, причины возникновения различных девиаций в зависимости от условий плавания судна.

Предназначено для курсантов судоводительских факультетов и студентов заочного обучения высших морских учебных заведений. Кроме того, может также применяться в качестве практического пособия на морских судах.

Рецензент Д.И.Рубинштейн,  
кандидат военно–морских наук, профессор

© Б.Г.Абрамович, 2002 г.

© ДВГМА, 2002 г.



## Содержание

<b>ВВЕДЕНИЕ</b>	стр. 4
<b>1. ШИРОТНАЯ ДЕВИАЦИЯ</b>	5
1.1. Широтная девиация ГАК “Вега”	5
1.2. Методы компенсации	8
<b>2. СКОРОСТНАЯ ДЕВИАЦИЯ</b>	9
2.1. Скоростная девиация гирокомпаса “Курс” и “Вега”	9
2.2. Методы компенсации	13
<b>3. ИНЕРЦИОННАЯ ДЕВИАЦИЯ</b>	15
3.1. Инерционная девиация первого рода гирокомпаса типа “Курс”	15
3.2. Инерционная девиация второго рода гирокомпаса типа “Курс”	18
3.3. Суммарная инерционная девиация	21
3.4. Инерционная девиация ГАК “Вега”	22
3.5. Методы компенсации	26
<b>4. ДЕВИАЦИЯ НА КАЧКЕ</b>	28
4.1. Гирокомпас типа “Курс”	28
4.2. Гирокомпас типа “Вега”	37
<b>СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ</b>	43

## **ВВЕДЕНИЕ**

Одним из условий успешной эксплуатации морского флота является обеспечение безопасности судовождения. Для этой цели на судах устанавливаются разнообразные технические средства судовождения, среди которых существенное место занимают системы, предназначенные для определения условий ориентации судна, то есть гирокомпасов.

При изучении теории указанных систем особое внимание уделено анализу точности их функционирования в различных условиях плавания. Кроме того, значительное место отводится рассмотрению тех принципиальных ограничений, которые определяют сферу использования изучаемых систем, средствам и способам коррекции их показаний.

Многочисленные примеры позволяют завершить изучение каждого теоретического раздела в такой форме, которая более всего отвечает потребностям будущего инженера-судоводителя.

В течении многих лет на судах успешно использовались гирокомпасы с непосредственным управлением типа “Курс”. С повышением интенсивности судоходства, при плавании в высоких широтах, с появлением высокоскоростных судов возникла потребность в гироскопических курсоуказателях нового типа. Они могут работать в режимах гирокомпаса и гироазимута, что значительно расширяет диапазон возможностей их использования. Благодаря наличию режима гироазимута, такие приборы обеспечили первое и пока единственное плавание надводного судна к северному полюсу (ледокол “Арктика” в 1977 году). Сейчас это динамически настраиваемые гироскопы, на базе которых создаются гирокомпасы “Яхта”, “Гюйс” и “Меридиан”.

# 1. ШИРОТНАЯ ДЕВИАЦИЯ

## 1.1. Широтная девиация ГАК “Вега”

Для упрощения рассуждений в дальнейшем допущены некоторые отклонения от последовательности действий метода профессора Б.И.Кудревича (1884-1960).

В качестве опорной выберем горизонтальную систему координат  $ONEn$  (рис.1.1). Система координат связана с Землей и вращается в пространстве с угловой скоростью  $\omega_0$ .

Систему координат чувствительного элемента гирокомпаса обозначим  $O_{xyz}$ .

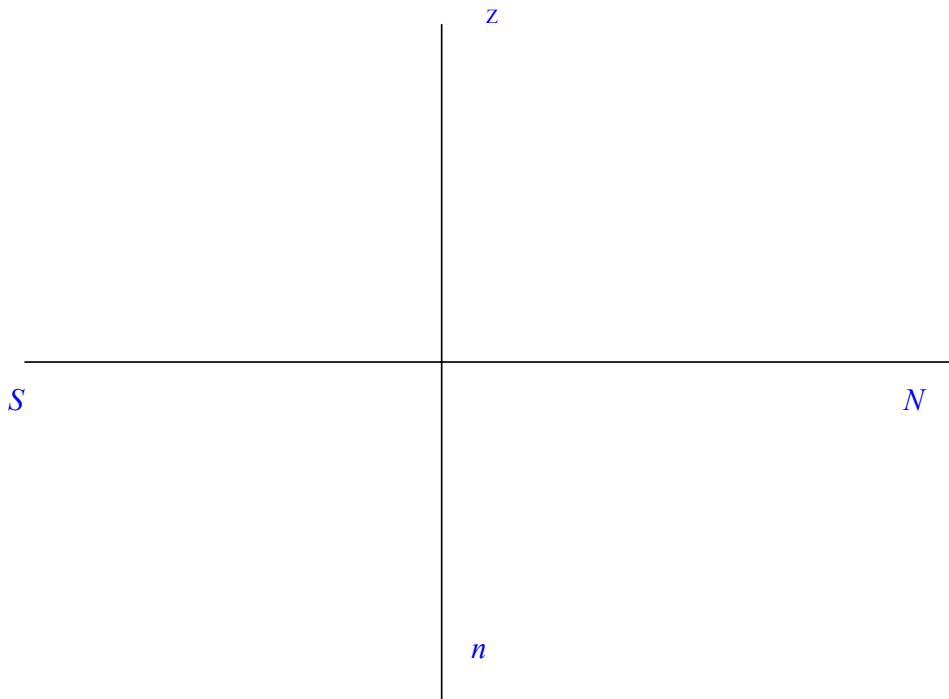


Рис. 1.1.

К составлению дифференциальных уравнений движения гироскопа

С появлением угла  $\beta$  с индикатора горизонта (ИГ) снимается сигнал, поступающий как в азимутальный, так и в вертикальный каналы управления. В азимутальном канале сигнал усиливается и поступает на датчик моментов азимутальный ДМ<sub>А</sub>, 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

$$\omega_{PZ} = -\frac{K_Y X}{H} .$$

Аналогичным путем через вертикальный канал управления сигнал (ИГ) поступает на вертикальный датчик моментов ДМ<sub>В</sub>, который, закручивая вертикальные торсионы, создает момент  $K_Z X$ , направленный вниз. Под его воздействием ось X прецессирует вокруг оси Y с угловой скоростью

$$\omega_{PY} = -\frac{K_Z X}{H} .$$

Найдем сумму угловых скоростей по каждой из осей. При этом движение чувствительного элемента в азимуте – это его вращение вокруг оси Z, а по высоте – вращение вокруг оси Y:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} - \omega_o \sin \varphi &= -\frac{K_Y X}{H} ; \\ \dot{\beta} - \omega_o \cos \varphi \alpha &= -\frac{K_Z X}{H} . \end{aligned}$$

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

$$\begin{aligned} H\dot{\alpha} + K_Y X &= H\omega_o \sin \varphi ; \\ H\dot{\beta} - H\omega_o \cos \varphi \alpha + K_Z X &= 0 ; \quad (1.1) \\ \tau\dot{X} + X - K_{II}\beta &= 0 . \end{aligned}$$

Данная система является системой уравнений движения чувствительного элемента ГАК “Вега” на неподвижном основании без учета корректирующих моментов.

Определим положение, в котором окажется главная ось гироскопа после затухания колебаний. В положении равновесия движения нет, то есть  $\dot{\alpha} = 0$ ,  $\dot{\beta} = 0$ ,  $\dot{X} = 0$ . Тогда :

$$\begin{aligned} X_{\text{ч}} &= \frac{H\omega_o \sin \varphi}{K_Y} ; \\ \alpha_{\text{ч}} &= \frac{K_Z}{K_Y} \text{tg} \varphi ; \\ \beta_{\text{ч}} &= \frac{H\omega_o \sin \varphi}{K_Y K_N} . \end{aligned}$$

### Анализ уравнений

1. В положении равновесия главная ось гироскопа приподнята над плоскостью горизонта на угол  $\beta_{\text{ч}}$ . Пропорционально  $\beta_z$  смещен груз маятника ИГ на величину  $x_z$ . Это обеспечивает постоянную выработку управляющих сигналов ИГ, а значит, приложения постоянных маятникового и демпфирующего моментов.

2. Главная ось гироскопа не находится в плоскости истинного меридиана и отклонена от него на угол  $\alpha_{\text{ч}}$ , равный широтной девиации  $\delta_{\varphi}$ :

$$\alpha_{\text{ч}} = \delta_{\varphi} = \frac{K_z}{K_y} \operatorname{tg} \varphi .$$

Знак  $\delta_{\varphi}$  определяется знаком широты: знак (+) – в северных широтах, знак (–) – в южных.

В отличие от гирокомпасов с непосредственным управлением (ГК “Курс”), ГАК “Вега” имеет широтную девиацию.

Рассмотрим подробнее причину возникновения широтной девиации. Допустим, что главная ось гироскопа находится в плоскости истинного меридиана, который в инерционном 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, 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  $\beta_{\text{ч}}$ . При рассмотренном способе приложения управляющих моментов такое положение возможно только тогда, когда ось отклонена в восточную (отклоняющуюся) часть горизонта.

В связи с тем, что широтная погрешность возникает из-за особенности действия демпфирующего момента, ее еще называют погрешностью затухания. Ниже приведены значения широтной девиации  $\delta_{\varphi}$  для ГАК “Вега” в зависимости от широты места ( $K_z/K_y = 0,045$ ).

Таблица 1

$\varphi$ град.	0	10	20	30	40	50	60	70	80
$\delta_{\varphi}$ , град.	0	0,45	0,94	1,49	2,16	3,07	4,46	7,08	14,62



Отсюда видно, что при изменении широты от 0 до  $80^\circ$  угол  $\beta_{\text{ч}}$  достигает нескольких дуговых минут, а широтная девиация увеличивается до нескольких градусов (особенно в широтах выше  $40^\circ$ ). Широтная девиация значительна при  $\varphi > 75^\circ$ .

## 1.2. Методы компенсации

Широтная погрешность исключается из показаний ГАК “Вега” созданием корректирующего момента  $L_{\text{KY}}$ . Его значение рассчитывается в вычислительном устройстве и в виде электрического сигнала подается на азимутальный датчик моментов. Последний, обрабатывая этот сигнал, закручивает на дополнительный угол горизонтальные торсионы. Ему присущи погрешность затухания, или широтная. Схема выработки сигналов коррекции, которые позволяют исключить широтную погрешность, сосредоточена в приборе ВГ–3А (штурманский пульт – предназначен для выработки корректирующих сигналов). Он размещен в блоке корректора и состоит из узла ЗВ1, куда входят две платы 1 и 2. В плате 1 формируется сигнал  $I_{1,1}$ , пропорциональный  $\omega \cdot \sin\varphi$ . Выходной сигнал  $I_{1,2}$  (платы 2) пропорционален  $V_E \text{tg}\varphi / R^\circ$ . Величины выходных сигналов  $I_{1,1}$  и  $I_{1,2}$  можно регулировать с помощью масштабирующих устройств 4 и 5. Выходной сигнал  $I_1 = I_{1,1} + I_{1,2}$ , который образуется на сумматоре 6, пропорционален величине  $(\omega \cdot \sin\varphi + V_E \text{tg}\varphi / R^\circ)$  и предназначен для компенсации гироскопического момента. Через сумматоры 7 и 8 он поступает на усилитель УСГ (горизонтальный канал стабилизатора) и создает дополнительную закрутку горизонтальных торсионов. При этом величина такова, что сумма моментов обращается в ноль, главная ось гироскопа располагается горизонтально и широтная девиация устранена.

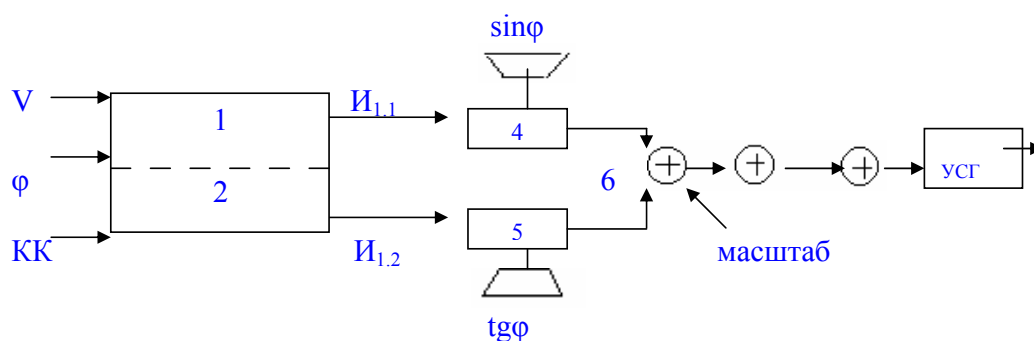


Рис. 1.2  
Схема выработки сигналов коррекции

## 2. СКОРОСТНАЯ ДЕВИАЦИЯ

### 2.1. Скоростная девиация гирокомпасов “Курс” и “Вега”

Исследуя колебания гирокомпаса в промежуточной широте определяем, что под действием суточного движения Земли в положении равновесия северная часть оси гирокомпаса находится в истинном меридиане, то есть вдоль вектора  $\overline{\omega}_1$  горизонтальной составляющей, но приподнята над

плоскостью горизонта ( над вектором  $\overline{\omega}_1$  ) на  $\beta_c = \frac{H}{L} \omega_0 \sin \varphi$ , необходимый для того, чтобы в данной широте ось гирокомпаса не отставала от меридиана.

Определим координаты положения равновесия гирокомпаса на судне, движущемся с постоянной скоростью и постоянным курсом. Предположим, что в некоторой широте  $\varphi$  судно идет со скоростью  $V$  курсом в первой четверти так, как это показано на рис.2.1.

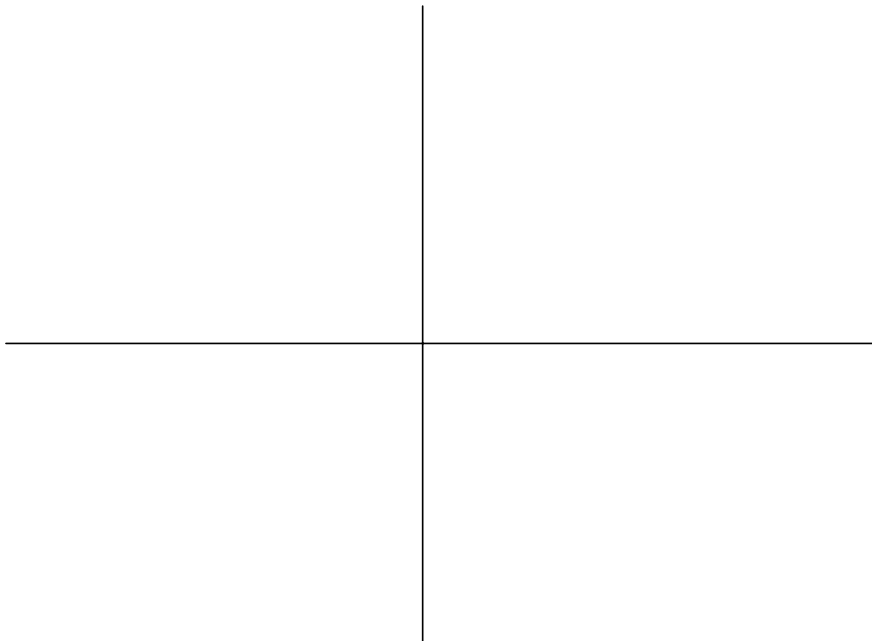


Рис. 2.1  
Судно идет со скоростью

Спроектируем вектор линейной скорости судна на меридиан и параллель. Получим :  $V \cos \text{ИК}$  ;  $V \sin \text{ИК}$ .

Таким образом, произойдет следующее :

1. От движения судна по параллели с линейной скоростью  $V \sin \text{ИК}$  дополнительная угловая скорость, равная  $V \sin \text{ИК} / R \cdot \cos \varphi$ , будет направлена по оси  $P_N P_S$  к  $P_N$ . Проекция этой дополнительной угловой скорости на отвесную линию будет

$$V \sin \text{ИК} \sin \varphi / R \cdot \cos \varphi = V \sin \text{ИК} \operatorname{tg} \varphi / R.$$

Эта проекция дополнительной угловой скорости от движения судна по параллели действует на гирокомпас подобно вертикальной составляющей  $\omega_2 = \omega \cdot \sin \varphi$  суточного вращения Земли. Поэтому на судне, имеющем составляющую скорости по параллели, плоскость истинного меридиана вращается около отвесной линии с угловой скоростью

$$\omega \cdot \sin \varphi + V \sin \text{ИК} \operatorname{tg} \varphi / R.$$

Следовательно, положение равновесия оси гирокомпаса по высоте на движущемся с постоянной скоростью на постоянном курсе судна будет

$$\beta_{\varphi} = \frac{H}{L} (\omega \cdot \sin \varphi + V \sin \text{ИК} \operatorname{tg} \varphi / R).$$

Из полученного выражения видно, что если курс судна лежит в остовой части горизонта, то с увеличением широты координата положения равновесия гирокомпаса по высоте непрерывно возрастает. Что касается курса судна в западной части плоскости горизонта, то с увеличением широты угол  $\beta_{\varphi}$  вначале увеличивается за счет  $\omega \cdot \sin \varphi$ , а достигнув в некоторой широте, зависящей от скорости и курса судна, наибольшего значения, начинает уменьшаться. Учитывая, что скорость судна сравнительно мала, можно сказать, что на подвижном основании положение гирокомпаса по высоте существенно отличается от положения равновесия на неподвижном основании только в больших широтах.

2. От движения судна с линейной скоростью  $V$  вращение плоскости горизонта, независимо от курса судна, происходит около мидель-шпангоута, то есть  $\omega_C = V/R$ . Тогда вектор  $\overline{\omega}_C$  угловой скорости дополнительного вращения плоскости горизонта от движения судна будет приложен в точке  $O$  подвеса гирокомпаса и направлен в левый борт судна (рис. 2.2).

Разложим далее вектор  $\overline{\omega}_C$  на составляющие :

по оси  $N_{\text{И}} S_{\text{И}}$  —  $\omega_C \sin \text{ИК}$ ,

по оси  $E_{\text{И}} W_{\text{И}}$  —  $\omega_C \cos \text{ИК}$ .

Эти составляющие показывают, с какой дополнительной угловой скоростью вращается плоскость истинного горизонта около осей  $N_{\text{И}} S_{\text{И}}$ ,  $E_{\text{И}} W_{\text{И}}$ . Следовательно, на движущемся судне плоскость истинного горизонта будет вращаться с угловыми скоростями :

около оси  $N_{\text{И}} S_{\text{И}}$   $\omega \cdot \cos \varphi + \omega_C \sin \text{ИК}$ ,

около оси  $E_{\text{И}} W_{\text{И}}$   $-\omega_C \cos \text{ИК}$ .

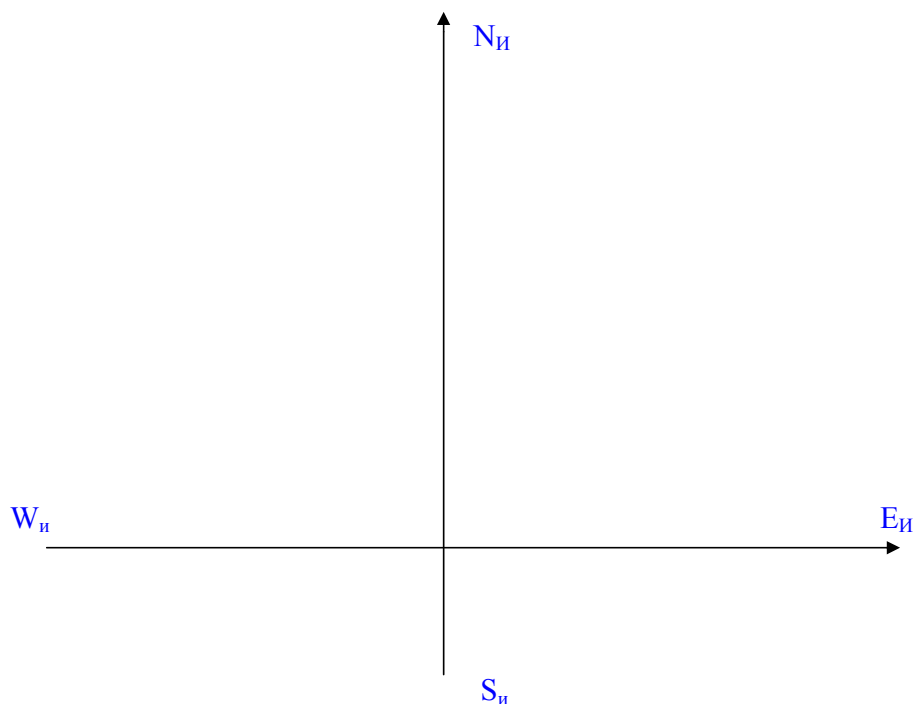


Рис.2.2

Скоростная девиация гирокомпаса

Наличие дополнительной угловой скорости от движения судна, направленной по оси  $Eи$   $Wи$ , изменит положение равновесия гирокомпаса по азимуту. Действительно, суммарная угловая скорость вращения плоскости горизонта в общем случае при движении судна с постоянной скоростью и постоянным курсом будет отклонена от направления на  $Nи$  на угол  $\beta_v$ . Этот угол называют скоростной девиацией.

Из  $\triangle OBA$  (см. рис.2.2) находим, что

$$tg \delta_v = - \frac{\omega_c \cos IK}{\omega_1 + \omega_c \sin IK} .$$

Заменяя  $\omega_c$  через  $V/R_0$ , получаем

$$tg \delta_v = - \frac{V \cos IK / R_0}{\omega_1 + V \sin IK / R_0} = - \frac{V \cos IK}{R_0 \omega_1 + V \sin IK} .$$

Для судов транспортного флота скоростная девиация имеет значение нескольких градусов, поэтому допустимо по малости угла  $\delta_v$  положить  $tg \delta_v \approx \delta_v$ . Тогда

$$\delta_v = - \frac{V \cos IK}{R_0 \omega_0 \cos \varphi + V \sin IK} .$$

В тех случаях, когда значение скоростной девиации необходимо знать как функцию гирокомпасного курса, поступаем следующим образом. Для определения скоростной девиации найдем проекцию вектора  $\vec{\omega}_C$  на ось  $E_{ГК}W_{ГК}$ .

Эта проекция будет равна  $-\omega_C \cos \Gamma_{КГК}$  ( рис.2.3 ). Из  $\Delta OBA$  находим

$$\sin \delta_V = -\omega_C \cos \Gamma_{КГК} / \omega_1 = -V \cos \Gamma_{КГК} / R \cdot \omega \cdot \cos \varphi ,$$

так как  $\delta_V$  имеет малое значение, то  $\sin \delta_V \approx \delta_V$  и, следовательно,

$$\delta_V = -V \cos \Gamma_{КГК} / R \cdot \omega \cdot \cos \varphi .$$

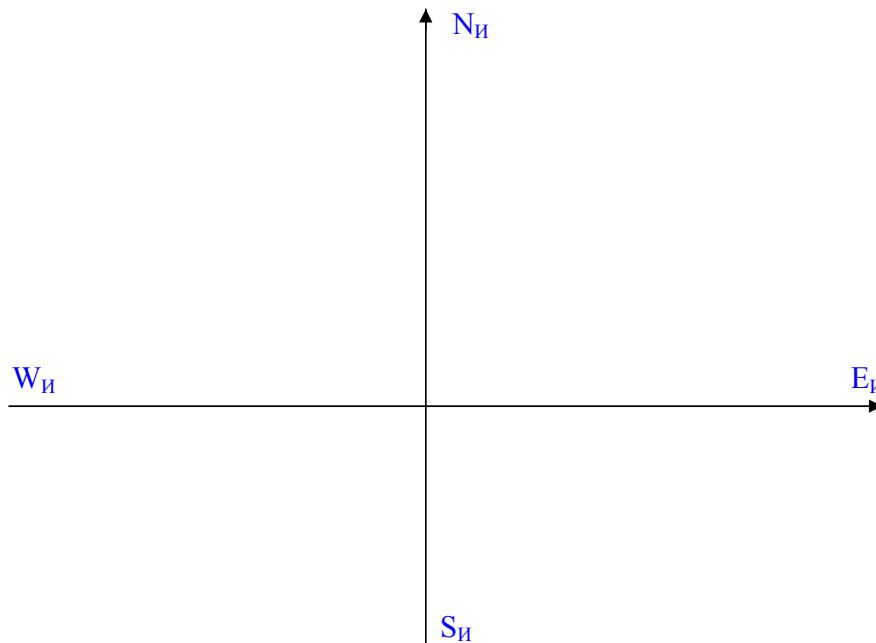


Рис.2.3

Скоростная девиация гирокомпаса

Таким образом, скоростная девиация зависит от курса, скорости судна и от широты места плавания ; имеет полукруговой характер, достигая наибольшего значения на курсах 0 и 180 и равна нулю на курсах 90 и 270° ; не зависит от конструкции гирокомпаса типа “Курс” , “Вега” и “Гюйс”.

Для быстрого определения скоростной девиации выразим скорость судна в узлах, для чего заменим линейную скорость точки экватора  $R \cdot \omega$  ее значением. Учитывая, что экватор имеет 360° , а каждый градус соответствует 60 экваториальным минутам, равным по длине миле, и Земля совершает полный оборот за 24 часа, найдем, что

$$R \cdot \omega = 360^\circ \cdot 60 / 24 = 900 \text{ узлам.}$$

Подставляя найденное значение  $R \cdot \omega$  , получаем

$$\delta_V = -V \text{ узлов} \cdot \cos \Gamma_{КГК} / 900 \cos \varphi \text{ (радиан).}$$

Чтобы найденное значение скоростной девиации получить в градусной мере, необходимо умножить на  $57,3^\circ$ , получим

$$\delta_v = -V_{\text{узлов}} \cdot \cos \text{ГК}_{\text{ГК}} / 15 \cos \varphi.$$

Для выявления ее основных закономерностей проанализируем данное выражение.

1. Скоростная девиация возникает только при наличии меридиональной составляющей движения судна и пропорциональна ей.

2. Девиация отрицательна при курсах судна от  $270^\circ$  до  $90^\circ$  (северная часть плоскости горизонта) и положительна при курсах от  $90^\circ$  до  $270^\circ$  (южная часть плоскости горизонта).

3. Скоростная девиация обратно пропорциональна  $\cos \varphi$ . Численное значение этой функции быстро уменьшается при углах более  $70^\circ$ . Это означает, что в высоких широтах девиация резко возрастает. В широте  $90^\circ$  она стремится к бесконечности, что говорит о потере компасом направляющего момента, и положение гиросферы в азимуте становится неопределенным.

Примеры :

1.  $\text{ГК}_{\text{ГК}} = 0^\circ$ ;  $V = 20$  узлов;  $\varphi = 60^\circ$ . Определить величину  $\delta_v$  в градусах.

$$\delta_v = -\frac{20 \times 1}{15 \times 0,5} = -2,7^\circ \text{ (к западу);}$$

2.  $\text{ГК}_{\text{ГК}} = 180^\circ$ ;  $V = 20$  узлов;  $\varphi = 0^\circ$ . Определить величину  $\delta_v$  в градусах.

$$\delta_v = 20 \cdot 1 / 15 \cdot 1 = 1,3^\circ \text{ (к востоку).}$$

## 2.2. Методы компенсации

### 1. Гирокомпас типа “Курс”.

Чтобы исключить из показаний гирокомпаса скоростную девиацию используют специальное устройство – корректор. Устанавливают его на столе основного прибора. Состоит корректор из верхнего и нижнего дисков.

Нижний диск (диск компасных курсов) связан со следующей сферой и имеет в восточной части радиальный вырез. Верхний диск (диск истинных курсов) соединен со специальной кареткой. В его восточной части находится штифт, который входит в радиальный паз нижнего диска. Верхний диск вместе с кареткой перемещается относительно нижнего диска в нос судна.

На неподвижном судне скоростная девиация отсутствует и центры  $O_1$  и  $O_2$  дисков истинного и компасного курсов совпадают. На какую величину необходимо сместить центр верхнего диска  $O_2$  относительно центра нижнего диска  $O_1$  и какое расстояние должно быть между центром верхнего диска и центром штифта А, чтобы с верхнего диска можно было снять истинный курс судна? Допустим, что в широте  $\varphi$  судно идет со скоростью  $V$  курсом в первой четверти, а точка  $O_2$  смещена относительно  $O_1$  в нос судна на величину  $O_1O_2$ . Опустив из точки  $O_2$  на линию  $O_1A$  перпендикуляр, получим точку В. тогда из  $\triangle ABO_2$  находим, что

$$\sin \delta_v = O_2B / O_2A.$$

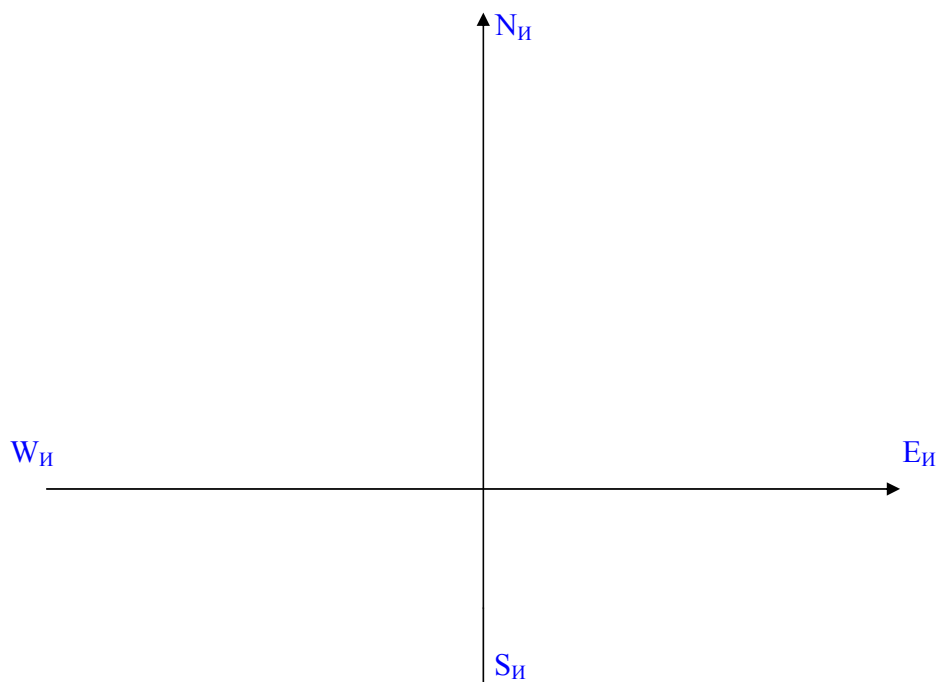


Рис. 2.4  
 Основы теоретического расчета корректора

Далее из  $\Delta O_1BO_2$  имеем

$$O_2B = O_1O_2 \cos \Gamma K_{ГК} ,$$

следовательно,

$$\sin \delta_V = O_1O_2 \cos \Gamma K_{ГК} / O_2A .$$

Сравнивая полученную формулу с выражением

$$\sin \delta_V = V \cos \Gamma K_{ГК} / R \cdot \omega \cdot \cos \varphi$$

скоростной девиации как функции гирокомпасного курса, видим, что по структуре эти формулы похожи. Однако, если величина  $O_2A$ , равная расстоянию от центра верхнего диска до центра штифта, постоянна, то соответствующая ей величина  $R \cdot \omega \cdot \cos \varphi$  в выражении скоростной погрешности переменна и зависит от широты места. Преобразуем выражение скоростной девиации так, чтобы ее величина, соответствующая значению  $O_2A$ , была постоянна. Разделим его числитель и знаменатель на  $\cos \varphi$ . Получим

$$\sin \delta_V = V \cos \Gamma K_{ГК} / \cos \varphi R \cdot \omega .$$

Сравнивая это выражение с выражением, которое решает корректор. Если  $O_2A$  будет равна  $mR \cdot \omega$ , а  $O_1O_2$  равна  $Vm / \cos \varphi$  (где  $m$  — масштаб), то верхний диск корректора покажет истинный курс судна, так как угол  $\delta_V$  в приборе соответствует значению скоростной погрешности.

При отработке этого рассогласования следящей системой из показаний

репитеров исключается скоростная девиация. В большинстве конструкций компасов используются полуавтоматические корректоры, ввод скорости судна и широты места в которые производится вручную, а курс учитывается автоматически. Установка  $V$  и  $\varphi$  осуществляется либо непосредственно на основном приборе, либо с помощью дистанционного пульта ( прибор 34Н-1, либо 34А).

## 2. Гирокомпас типа “Вега”.

Для компенсации скоростной погрешности в показаниях гирокомпаса в штурманском пульте (прибор ВГ-3Б) размещен блок корректора (рис. 2.5) . Он состоит из сигнала  $I_2$ , пропорционального скорости  $V_N$ . Величину выходного сигнала  $I_2$  можно регулировать с помощью масштабирующего устройства 3. Сигнал  $I_2$  через сумматоры 1 и 2 поступает на усилитель УСА (азимутального канала стабилизатора) и создает такую дополнительную закрутку вертикальных торсионов, при которой сумма моментов обращается в ноль, при этом компенсируется скоростная девиация и главная ось гирокомпаса располагается в плоскости истинного меридиана.

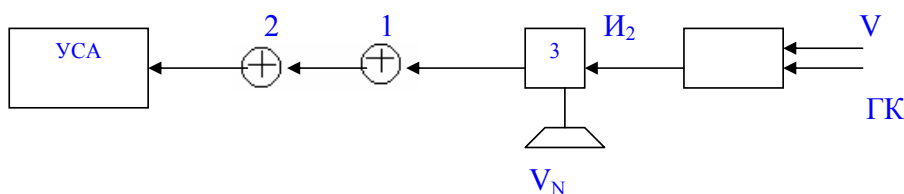


Рис. 2.5.  
Компенсация скоростной погрешности

## 3. ИНЕРЦИОННАЯ ДЕВИАЦИЯ

### 3.1. Инерционная девиация первого рода гирокомпаса типа “Курс”

При несоблюдении условия аperiодических переходов ( $T_* = T_0 = 84,4$  мин.) главная ось гиросферы или не достигает нового компасного меридиана, или проходит его за время маневра (необходимо отключать масляный успокоитель на время маневра). Угол, на который при выключенном на время маневра приспособлении для затухания колебаний ось гирокомпаса после маневра оказывается отклоненной от своего положения равновесия по азимуту, называют инерционной девиацией первого рода  $\delta^I_{И}$ .

Рассмотрим случаи, когда у гирокомпаса возникает инерционная девиация на примерах.

Первый случай :  $ГКК=0^\circ$  ;  $V_2 > V_1$  ;  $\varphi < \varphi_*$  (широта плавания меньше расчетной). Последнее условие означает, что угловая скорость прецессии под воз-



действием момента внешних сил больше необходимой, поскольку  $T_0 < T^*$ . Колебания гиросферы происходят быстрее, чем это нужно по условию Шуллера (оно получено немецким ученым М.Шуллером, то есть  $T^* = T_0 = 84,4$  мин., и носит его имя). Таким образом  $\epsilon_{и}^I > (\delta_{v2} - \delta_{v1})$  (инерционное перемещение первого рода больше скоростной девиации). Появилась инерционная девиация первого рода ( $\delta_{и}^I$ ), так как главная ось за время маневра прошла новый гирокомпасный меридиан до положения  $N_X$ . По окончании маневра, то есть после прекращения действия сил инерции, гиросфера затухающими колебаниями приходит в новое положение равновесия  $N_{ГК2}$  (рис.3.1а).

Второй случай: начальные условия прежние, но  $\varphi > \varphi^*$ . Очевидно, что угловая скорость прецессии под воздействием момента меньше необходимой, так как  $T_0 > T^*$ . Появилась инерционная девиация первого рода ( $\delta_{и}^I$ ), ведь теперь главная ось гиросферы за время маневра не дошла до нового гирокомпасного меридиана (рис. 3.1б).

Инерционное перемещение первого рода также оказалось меньше необходимого:  $\epsilon_{и}^I < (\delta_{v2} - \delta_{v1})$ .

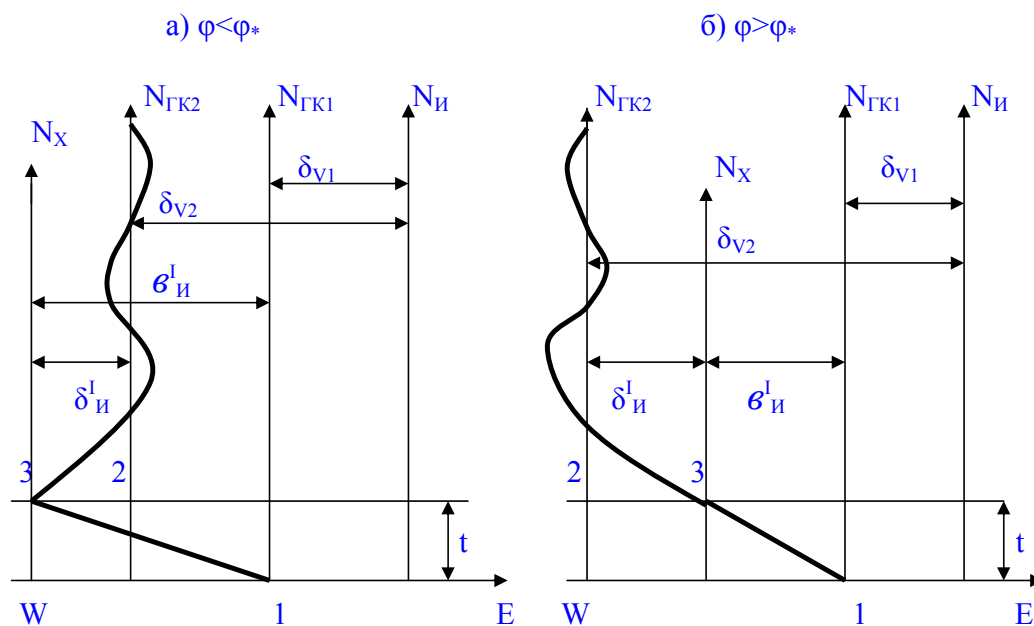


Рис.3.1.  
Инерционная девиация первого рода

Из рис.3.1 найдем значение инерционной девиации первого рода по окончании маневра

$$\delta_{и}^I = \epsilon_{и}^I - (\delta_{v2} - \delta_{v1}).$$

С учетом выражений, характеризующих величины инерционного перемещения и скоростной девиации, получим значение инерционной девиации первого рода :

$$\delta_{II}^I = -B \cdot \Delta V_N / Hg + \Delta V_N / R \cdot \omega \cdot \cos\varphi.$$

Домножим числитель и знаменатель первого члена правой части на  $R \cdot \omega \cdot \cos\varphi$  и вынесем за скобку общий множитель со знаком “минус” :

$$\delta_{II}^I = \frac{-\Delta V_N}{R \cdot \omega \cdot \cos\varphi} \times \left( \frac{BR \omega \cos\varphi}{Hg} - 1 \right).$$

Так как  $R / g = H / B \omega \cos\varphi_*$ , то после сокращения

$$\delta_{II}^I = (\delta_{V2} - \delta_{V1}) \times \left( \frac{\cos\varphi}{\cos\varphi_*} - 1 \right).$$

Данная формула показывает, что инерционная девиация первого рода возникает в широтах, отличающихся от расчетной. Поскольку  $R / g = 4\pi^2 \cdot T_0^2$ , а  $B \omega \cos\varphi_* / H = 4\pi^2 / T^2$ , то формула приобретает следующий вид :

$$\delta_{II}^I = (\delta_{V2} - \delta_{V1}) (T_0^2 / T_*^2 - 1).$$

Данное выражение иллюстрирует причину возникновения инерционной девиации первого рода – несоблюдение условия аperiodических переходов ( $T_* \neq T_0$ ).

Для определения характера изменения инерционной девиации первого рода с течением времени обратимся к уравнению

$\alpha = A e^{-mt} + e^{-ht} (c_1 \cos\omega_\alpha t + c_2 \sin\omega_\alpha t)$  – затухающих колебаний гирокомпаса. Первый член этого уравнения имеет место только при запуске гирокомпаса, когда угол  $\alpha$  значителен. Очевидно, что в данном случае  $\alpha$  мал и  $A e^{-mt}$  отсутствует. Окончание маневра является начальным условием для исследования. При  $t=0$ ,  $\alpha = \delta_{II}^I$ ,  $\dot{\alpha} = 0$  имеем  $c_1 = \delta_{II}^I$ .

Для нахождения  $c_2$  про дифференцируем закон изменения  $\alpha$ .

$$\dot{\alpha} = -h e^{-ht} (c_1 \cos\omega_\alpha t + c_2 \sin\omega_\alpha t) + e^{-ht} (-c_1 \omega_\alpha \sin\omega_\alpha t + c_2 \omega_\alpha \cos\omega_\alpha t).$$

$$0 = -h c_1 + \omega_\alpha c_2 \cdot c_2 = h c_1 / \omega_\alpha = \delta_{II}^I h / \omega_\alpha.$$

Подставив  $c_1$  и  $c_2$  в закон изменения  $\alpha$ , получим

$$\delta_{II}^I = e^{-ht} \left( \delta_{II}^I \cos\omega_\alpha t + \frac{h}{\omega_\alpha} \delta_{II}^I \sin\omega_\alpha t \right).$$

Коэффициентом  $c_2$  пренебрегаем ввиду его незначительности. С учетом этого, выражение принимает вид

$$\delta_{II}^I = e^{-ht} \left( \delta_{V2} - \delta_{V1} \right) \cdot \left( \frac{\cos\varphi}{\cos\varphi_*} - 1 \right) \cos\omega_\alpha t.$$

Данное уравнение характеризует значение инерционной девиации на любой момент времени после окончания маневра.

Из сказанного выше можно сделать следующие выводы.

1. Инерционная девиация первого рода возникает при наличии меридиональной составляющей ускорения судна в широтах, отличающихся от

расчетной, когда период собственных незатухающих колебаний гирокомпаса не соответствует периоду Шуллера.

2. Инерционная девиация первого рода максимальна на момент времени окончания маневра.

3. Величина  $\delta_{И}^I$  не зависит от параметров гирокомпаса, но характер ее изменения зависит от параметра  $h$  и  $\omega_{\alpha}$ .

4. Наибольшего значения  $\delta_{И}^I$  достигает при маневрах с курса N на курс S или обратно.

5. При ускорениях по параллели, то есть на курсах E-W,  $\delta_{И}^I = 0$ .

6. Предотвращение возникновения  $\delta_{И}^I$  обеспечивается подбором параметров гирокомпаса так, чтобы соблюдалось условие аperiодических переходов  $T^* = T_0$ .

Существуют гирокомпасы, у которых условие Шуллера соблюдается для большого диапазона широт. Такие гирокомпасы называются аperiодическими.

Как уже отмечалось, отечественные гирокомпасы имеют  $\varphi^* = 60^\circ$ . Так как  $\cos 60^\circ = 0,5$ , то для таких компасов инерционная девиация первого рода приобретает более простой вид:

$$\delta_{И}^I = (\delta_{V2} - \delta_{V1}) (2\cos\varphi - 1).$$

### 3.2 Инерционная девиация второго рода гирокомпаса типа “Курс”

Инерционная девиация второго рода ( $\delta_{И}^{II}$ ) возникает у гирокомпаса вследствие воздействия сил инерции на масло в успокоителе при маневрировании судна. Сосуды масляного демпфера и соединяющая их трубка расположены вдоль главной оси гиросферы, которая, в свою очередь, находится в плоскости меридиана. Очевидно, что перетекание масла под действием сил инерции будет происходить только при наличии меридиональной составляющей ускорения  $\dot{V}_N$ . Инерционную девиацию второго рода можно наблюдать в “чистом” виде только у аperiодического гирокомпаса, у которого отсутствует инерционная девиация первого рода. У неаperiодических гирокомпасов эти девиации действуют совместно, алгебраически складываясь.

Рассмотрим следующий маневр судна:  $GKK = GKK_2 = 0$ ,  $V_2 = V_1$ ,  $\varphi = \varphi^*$ .

Маневр на увеличение скорости в расчетной широте, где гирокомпас типа “Курс” аperiодический.

К центру масс гиросферы будет приложена сила  $F_{ИН}$ , создающая момент  $\alpha_y$ , направленный по оси Y к W. Данный момент (рис.3.2) вызывает прецессию гиросферы в азимуте к новому компасному меридиану. Одновременно под действием сил инерции происходит перетекание жидкости в южный сосуд успокоителя, где возникает ее избыток. Вес избытка жидкости  $P_{ж}$  создает момент  $\alpha_{уд}$ , направленный по оси Y к E. Данный момент уменьшает

Примечание:

действие момента  $\alpha_y$ , что и приводит к возникновению инерционной девиации второго рода ( $\delta_{II}$ ).

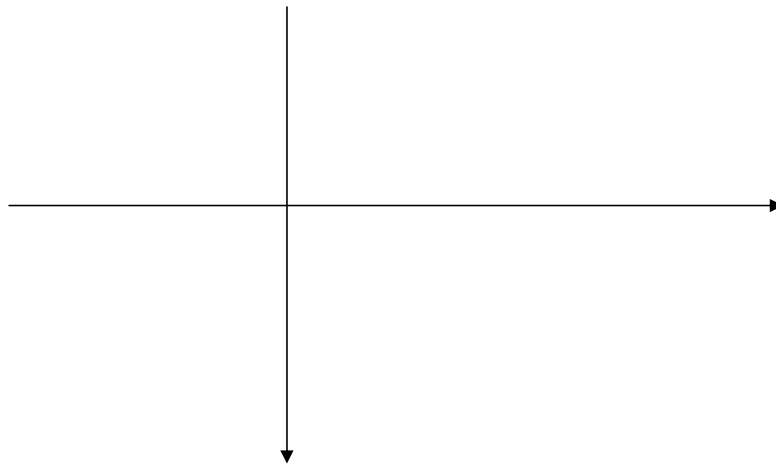


Рис. 3.2  
Схема влияния на гирокомпас сил инерции

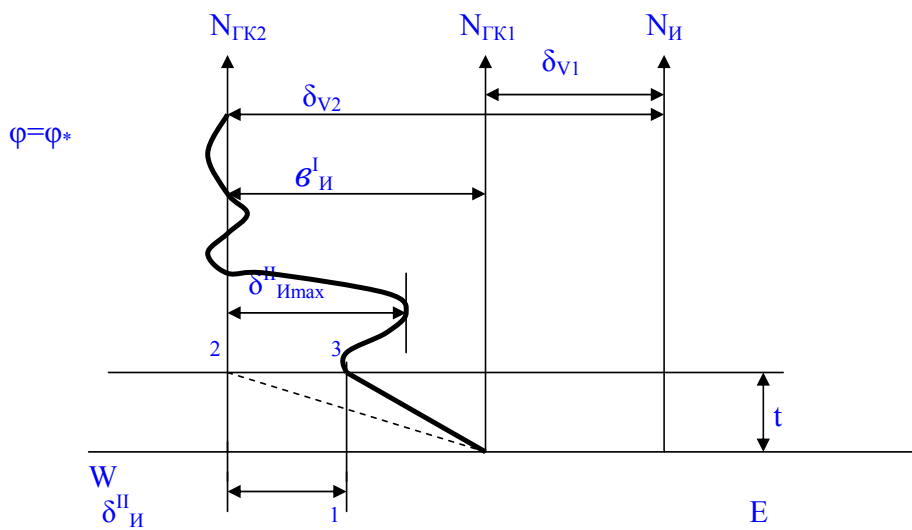


Рис.3.3  
Инерционная девиация второго рода

Проследим движение гиросферы под действием названных моментов.  
В расчетной широте с выключенным масляным успокоителем под влиянием только  $\alpha_y$  ось X переходит из положения 1 к новому положению

равновесия 2 (рис.3.3). При включенном успокоителе момент от избытка масла уменьшает скорость прецессии гиросферы в азимуте. Ее главная ось за время маневра перейдет в положение 3. В момент времени окончания маневра исчезает сила инерции, и с нею момент  $\alpha_y$ , но избыток масла в южном сосуде будет максимальным. Масло быстро обратно перетечь не может, и гиросфера под действием момента  $\alpha_{yД}$  от избытка масла будет прецессировать к старому положению равновесия. Приблизительно через четверть периода отклонение достигнет максимального значения. Далее уровень масла в сосудах выравнивается, так как силы инерции уже не действуют, и гиросфера затухающими колебаниями придет к новому компасному меридиану. Угол  $\delta_{И}^{II}$  и является инерционной девиацией второго рода, угол  $\delta_{Иmax}^{II}$  – максимальное значение по времени – примерно через  $T_\alpha \approx 15$  мин. после окончания маневра.

Чтобы получить практические рекомендации для предотвращения или уменьшения влияния инерционной девиации второго рода, рассмотрим движение чувствительного элемента неаперiodического гирокомпыаса в широтах, отличающихся от расчетной.

В широтах ниже расчетной (рис.3.4,  $\varphi < \varphi_*$ ) под действием момента  $\alpha_y$  гиросфера должна переместиться в положение 2.

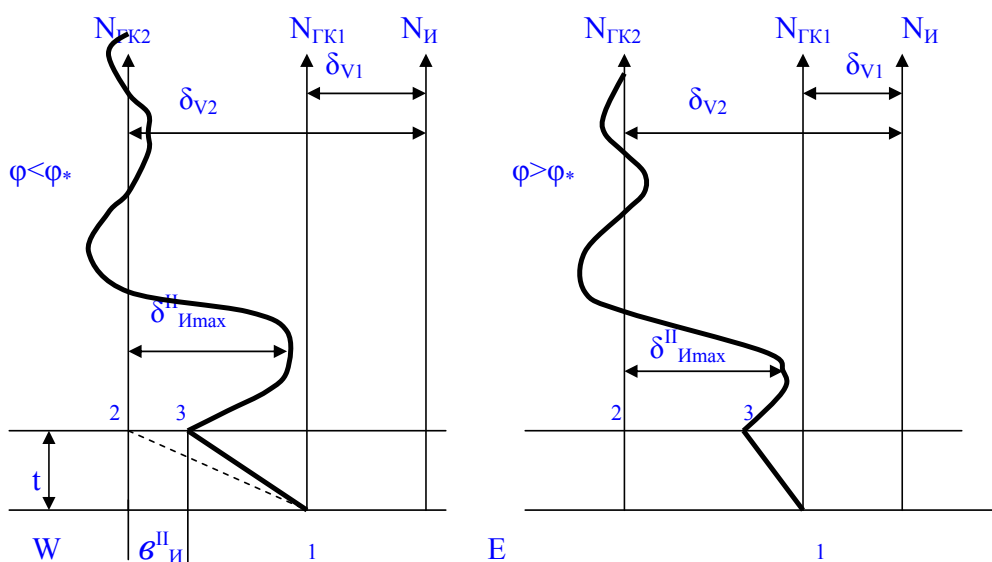


Рис. 3.4  
Суммарная инерционная девиация

Однако под влиянием момента  $\alpha_{yД}$  она придет в точку 3, а затем пойдет к старому гирокомпасному меридиану, поскольку избыток масла остается в южном сосуде. Так как силы инерции уже не действуют, то уровень масла в

сосудах постепенно выравнивается, и приблизительно через четверть периода гиросфера начнет движение к направлению  $N_{ГК2}$ .

В широтах выше расчетной (рис.3.4,  $\varphi > \varphi^*$ ) гиросфера не дойдет до нового компасного меридиана из-за наличия избытка масла в южном сосуде. Через четверть периода отклонение оси X от нового компасного меридиана в сторону старого будет максимальным. Затем гиросфера затухающими колебаниями придет к направлению  $N_{ГК2}$ .

С учетом рис.3.4 можно сформулировать свойства инерционной девиации второго рода.

1. Возникает вследствие действия сил инерции на масло при невыключенном демпфирующем устройстве.
2. Достигает максимума приблизительно через четверть периода затухающих колебаний.
3. Всегда направлено к прежнему (до маневра) компасному меридиану, то есть ее знак и значение не зависят от широты места судна.
4. Предотвращение ее возникновения – выключение масляного успокоителя.

### 3.3 Суммарная инерционная девиация

Отечественные гирокомпасы “Курс-4” и “Амур”, использующиеся на судах морского флота, являются неапериодическими. Кроме того, из них только некоторые модификации, например, “Курс-4М”, “Курс-4МВ”, имеют устройства выключения затухания. Таким образом, у большого количества гирокомпасов, не имеющих этого устройства, в общем случае возникают инерционные девиации как первого, так и второго рода. После маневра инерционная девиация достаточно долго присутствует в показаниях гирокомпаса, поэтому надо оценить ее влияние на точность счисления.

Рассмотрим движение чувствительного элемента гирокомпаса под влиянием только сил инерции. Для этого исключим из рассмотрения  $\alpha', \beta', \gamma'$  движения гиросферы вследствие вращения Земли и равномерного движения судна, перейдя к новым координатам :

$$\alpha'_1 = \alpha'_c - \alpha' ; \beta'_1 = \beta'_c - \beta' ; \gamma'_1 = \gamma'_c - \gamma'$$

Здесь  $\alpha'_c, \beta'_c, \gamma'_c$  показывают полное движение гиросферы, вызванное вращением горизонтной системы координат и силами инерции ;  $\alpha'_1, \beta'_1, \gamma'_1$  отображают только результат воздействия маневрирования судна на чувствительный элемент гирокомпаса. Из приведенных выражений следует, что угол  $\alpha_1$  характеризует текущее значение суммарной инерционной девиации, а величина  $\alpha'_1$  – угловую скорость прецессии гиросферы в азимуте от действия сил инерции на ее пониженный центр тяжести и на жидкость в успокоителе, что и вызывает инерционные девиации первого и второго рода соответственно.

Для простоты рассмотрим эти два вида выражений отдельно. При выключенном масляном успокоителе позиция главной оси гиросферы в азимуте определяется углом  $\delta_{II}^1$ . Это означает, что во время маневра она не имела дополнительную угловую скорость  $\delta_{II}^1/t$ . Тогда

$$\frac{\delta_{II}^1}{t} = \frac{(\delta_{V2} - \delta_{V1})}{t} \cdot \left( \frac{T_0^2}{T_*^2} - 1 \right) = -\frac{\Delta V_N}{t R_o \omega_o \cos \varphi} \cdot \left( \frac{T_o^2}{T_*^2} - 1 \right).$$

С учетом того, что  $\Delta V_N / t = \dot{V}'_N$ , получим

$$\frac{\delta_{II}^1}{t} = -\frac{V'_N}{R_o \omega_o \cos \varphi} \left( \frac{T_0^2}{T_*^2} - 1 \right).$$

Данное выражение определяет дополнительную скорость прецессии в азимуте от воздействия сил инерции на пониженный центр тяжести. После подстановки и замены соответствующих переменных уравнение движения чувствительного элемента в азимуте будет представлено в следующем виде:

$$\alpha'_1 = -\frac{B}{H} \cdot \beta_1 + \frac{C}{H} \cdot \gamma_1 - \frac{V'_N}{R_o \omega_o \cos \varphi} \cdot \left( \frac{T_0^2}{T_*^2} - 1 \right).$$

Данное уравнение описывает прецессию гиросферы в азимуте исключительно под влиянием маневрирования судна.

Из сказанного выше можно сделать следующие выводы:

1. Последний член уравнения вызван меридиональной составляющей ускорения судна и зависит от величины отклонения периода собственных незатухающих колебаний гиросферы от периода Шуллера.
2. Изменение скорости движения чувствительного элемента в азимуте приводит к изменению значения величины  $\alpha_1$ .
3. Дополнительный подъем оси X, а также ускорение  $V'_N$  приводят к перетеканию масла в успокоителе.
4. Обстоятельства, указанные в п.п.2 и 3, создают дополнительную прецессию гиросферы в азимуте, что и приводит к возникновению суммарной инерционной девиации.

### 3.4. Инерционная девиация ГАК “Вега”

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 “Вега” с Землей осуществляется косвенно, через индикатор горизонта, воспринимающий воздействие силы тяжести. Следовательно, при маневрировании судна ИГ воспринимает и воздействие сил

инерции. Под их влиянием груз отклоняется по вертикали (рис.3.5).

Из треугольника  $OGG_1$  найдем величину угла  $\beta$  отклонения маятника от вертикали (считая  $\beta$  малым) :

$$\operatorname{tg} \beta \approx \beta = \frac{V'_N}{g}.$$

Однако такое движение ИГ возможно только когда  $\tau$  очень мала и демпфирование колебаний маятника незначительно. В реальной конструкции ГАК эта величина достаточно велика, поэтому изменение скорости  $X'$  происходит по экспоненциальному закону

$$\tau X' = \frac{V'_N}{g} e^{-t/\tau}.$$

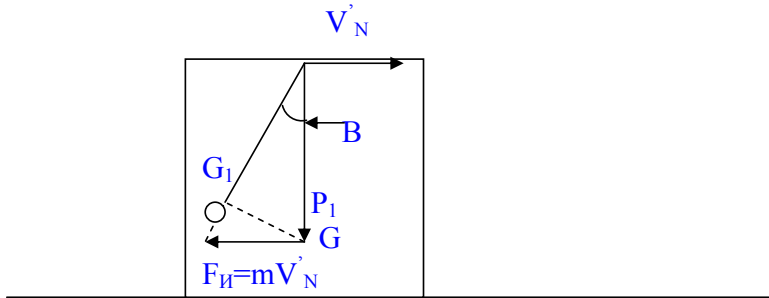


Рис. 3.5  
Индикатор горизонта

Тогда уравнение принимает вид

$$X = K_H \frac{V'_N}{g} (1 - e^{-t/\tau}).$$

Маятник отклоняется от вертикали на величину  $X$ , в результате с ИГ снимается сигнал, поступающий в оба канала управления гирокомпаса. В соответствии с сигналом формируется маятниковый момент  $K_y X$ , вызывающий прецессию в азимуте, и демпфирующий момент  $K_z X$ , вызывающий прецессию по высоте. По аналогии с гирокомпасом типа “Курс” прецессию под действием  $K_y X$  можно назвать инерционной прецессией первого рода, а прецессию под действием  $K_z X$  – инерционной прецессией второго рода.

Обратимся к системе уравнений (1.1) и подставим в первые два уравнения значения  $X$ :

$$\begin{cases} H \alpha' + K_y K_H \frac{V'_N}{g} (1 - e^{-t/\tau}) = 0 ; \\ H \beta' - H \left( \omega_o \cos \varphi + \frac{V_E}{R_o} \right) \alpha + K_z K_H \frac{V'_N}{g} (1 - e^{-t/\tau}) = 0 . \end{cases}$$



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

1. Силы инерции не действуют непосредственно на гироскоп; широтная и скоростная девиации компенсируются моментами  $\alpha_{KY}$  и  $\alpha_{KZ}$  .

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. Возникающие моменты от сил инерции отклоняют ее из этого положения.

Из последнего вывода следует, что инерционное перемещение первого рода ( $\mathcal{E}_{И}^I$ ) равно инерционной девиации  $\delta_{И}$ . Ее значение за время маневра  $t_m$  найдем интегрированием первого уравнения системы. При этом учтем, что характер изменения  $\delta_{И}$  зависит только от технических характеристик ИГ. Поэтому значение  $V'_N$  может рассматриваться как постоянный коэффициент:

$$\mathcal{E}_{И}^I = \delta_{И} = - K_{И} K_{Y} \frac{V'_N}{gH} \int_0^{t_m} (1 - e^{-t/\tau}) dt .$$

Поскольку  $V'_N t_m = \Delta V_N$ , то окончательно получим

$$\delta_{И} = - \frac{K_{И} K_{Y}}{gH} \Delta V_N \Phi_1 ,$$

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

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

1. В конце маневра  $\delta_{И}$  всегда максимальна.
2. Величина девиации пропорциональна меридиональной составляющей приращения скорости судна.
3.  $\delta_{И}$  не зависит от широты.
4. Инерционная девиация зависит от параметров гирокомпаса  $H$  и  $K_Y$ , следовательно, их изменением можно ее уменьшить.
5. Коэффициент  $\Phi_1$  зависит от  $\tau$  – постоянной времени ИГ, а также от времени  $t_m$  маневра. С увеличением  $t_m$   $\Phi_1$  стремится к 1. Следовательно, при достаточно продолжительном маневре (более 10 мин.)  $\Phi_1 \approx 1$ , тогда

$$\delta_{И} = - \frac{K_{Y} K_{И}}{gH} \Delta V_N .$$

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

У корректируемого гирокомпаса, благодаря приложению момента  $L_{KZ}$ , скоростная девиация отсутствует (рис.3.6).

Его ЧЭ находится в положении истинного меридиана и должен туда вернуться после маневра. То есть ЧЭ не должен перемещаться в новое

положение равновесия, а это значит, что нет необходимости в его настройке на “период Шуллера”. Его период выбирается с учетом других соображений, а именно с целью уменьшения величины инерционной девиации.

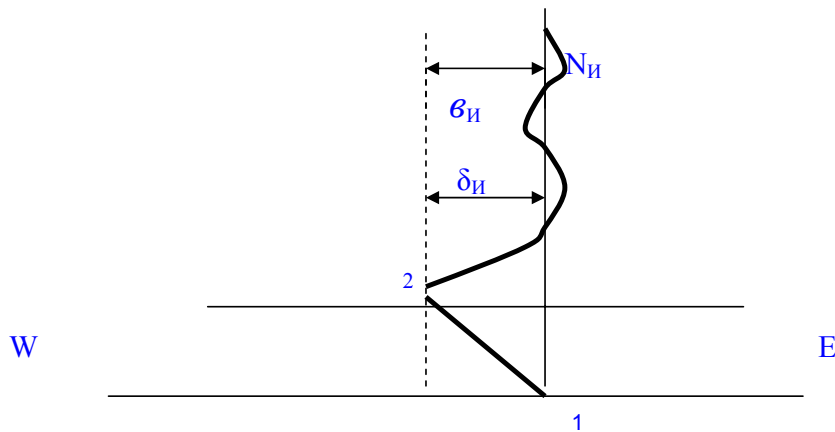


Рис.3.6  
Инерционная девиация

Рассмотрим влияние на ЧЭ вертикального канала управления. В него с началом маневра судна также поступает сигнал с ИГ, создающий демпфирующий момент. Для решения этого вопроса обратимся ко второму уравнению системы, которое описывает движение гироскопа по высоте. Проинтегрируем его, считая, что второй член уравнения постоянен.

$$B_q = - \int_0^{t_M} K_{II} K_Z \frac{V'_N}{Hg} \alpha t = - \frac{K_{II} K_Z}{Hg} \Delta V_N.$$

Уравнение показывает положение ЧЭ по высоте при длительном маневре судна ( $\Phi_1 \approx 1$ ). Из его анализа следует:

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 ИГ в положении равновесия занял результирующее направление, определяемое суммой векторов сил тяжести и инерции. Главная ось гироскопа под действием демпфирующего момента займет положение, отклонившись от плоскости горизонта на угол  $\beta_{\text{ч}}$ . Данный угол является инерционным перемещением второго рода.

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

### 3.5. Методы компенсации

#### 1. Гирокомпас типа “Курс”

Некоторые модификации, например “Курс–4М”, “Курс–4МВ”, имеют устройства выключения затухания (прибор 34Н–1). К механизмам управления выключателем затухания относятся курсовой фрикционный автомат и скоростной центробежный замыкатель.

Курсовой фрикционный автомат имеет две пары контактов, которые замыкаются при изменении курса на  $5-7^\circ$  и подают питание на обмотку реле выключателя затухания и одновременно в цепь сигнала поворота. Рукоятка пакетного переключателя выведена на крышку прибора 34Н–1 и имеет три положения “с затуханием”, “без затухания”, “автоматическая работа”. При установке рукоятки переключателя в положение “с затуханием” реле выключателя затухания в гиросфере обесточивается, и масло в масляном успокоителе может перетекать из сосуда в сосуд, то есть колебания гиросферы будут затухать.

Если рукоятку переключателя установить в положение “без затухания”, то на реле выключателя затухания будет подано питание, якорь реле будет притянут к сердечнику и дисковый клапан перекроет трубку, перетекание масла из сосуда в сосуд прекратится.

При установке рукоятки в положение “автоматическая работа” питание в цепь обмотки реле выключателя затухания подается автоматически фрикционно-контактным устройством при повороте судна на угол более  $5-7^\circ$ . При повороте судна соответственно поворачивается ротор сельсина-приемника репитера курса и связанная с ним через промежуточную зубчатую передачу цилиндрическая шестерка, вместе с которой разворачивается захваченный анкером контактный диск. Контактный диск замыкает пару контактов, через которые подается питание на обмотку реле выключателя затухания. Якорь реле притягивается и дисковый клапан перекрывает трубку для перетекания масла из сосуда в сосуд. Одновременно выключается сигнальная лампа “без затухания”. После того, как контакты замкнутся, дальнейшее движение контактного диска прекращается, так как он упирается в стопор.

За счет фрикционного зацепления с цилиндрической шестерней диск начнет проскальзывать, удерживая контакты в замкнутом состоянии в течение всего периода времени изменения курса. При повороте судна в противоположную сторону на  $0.2-0.3^\circ$  анкер, освободит контактный диск и под действием натянувшейся пружины за время поворота судна диск возвращается в среднее положение. Контакты фрикционного автомата замыкаются, прекращая подачу питания на реле выключателя затухания, клапан открывается, обеспечивая перетекание масла из сосуда в сосуд, сигнальная лампа “без затухания” гаснет. При повороте судна на угол менее  $5^\circ$  система не срабатывает и замыкания контактов не происходит, чем обеспечивается исключение ложных сигналов во время рыскания судна. На линейные ускорения механизм не реагирует.

Скоростной центробежный замыкатель обеспечивает автоматическое отключение масляного успокоителя при изменениях линейной скорости судна более чем 2-4 уз./мин. Это устройство состоит из несимметричной инерционной массы – кольца, жестко посаженного вместе с шестерней на валу, двигателя скорости. Инерционная масса может поворачиваться в подшипниках. Под влиянием центробежных сил, действующих на груз, кольцо будет поворачиваться, а шестерня, которая находится в зацеплении с рейкой, начнет перемещать ее вверх и замкнет контакты. При срабатывании контактов замыкается цепь реле выключения затухания в гиросфере. Затухание будет выключено до тех пор, пока судно движется с ускорением. В этот период сигнальная лампочка “Без затухания” будет гореть.

## 2. Гироскоп типа “Вега”

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 индикатора горизонта ( $\tau$ ). Снижение девиации тем больше, чем больше  $\tau$ . Как уже отмечалось,  $\tau$  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 отключение ЧЭ под его воздействием не будет значительным.

Для больших судов способ мало эффективен, так как при продолжительном, хотя и малоинтенсивном маневре маятник ИГ занимает положение результирующего вектора сил тяжести и инерции, то есть отклонится на максимально возможный при данном маневре угол. Величина инерционной девиации достигает предельного значения для данного ускорения и останется таковой до конца маневра.

2. Ограничение угла отклонения маятника индикатора горизонта. В ИГ 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. Для того, чтобы уменьшить  $\delta_I$ , необходимо уменьшить отношение  $K_y/N$  или, что все равно, увеличить отношение  $N/K_y$ , увеличив период незатухающих колебаний  $T_0$ .

С физической точки зрения, увеличение  $T_0$  приводит к снижению угловой скорости прецессии в азимуте. Это означает, что  $\delta_I$  за время маневра меньше у того гироскопа, период незатухающих колебаний которого больше. ГАК “Вега” может иметь  $T_0$  сколько 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 ДМ<sub>y</sub>, маятниковый момент  $K_y X$  отсутствует,  $\alpha' = 0$ ,  $\alpha = \text{const.}$ .

5. Компенсация сигнала, вырабатываемого индикатором горизонта под действием сил инерции. Для этой цели может использоваться, например, второй ИГ. Оба ИГ работают синхронно 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 способ компенсации сигнала ИГ : 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 ИГ. При точном измерении всех параметров компенсация сигнала ИГ будет полной. Вычислительное устройство должно рассчитывать  $\dot{V}_N$  не только при маневре скоростью, но и курсом.

## 4. ДЕВИАЦИЯ НА КАЧКЕ

### 4.1. Гирокомпас типа “Курс”

На качке ГК испытывает воздействие значительных ускорений, отличающихся по характеру от ускорений при маневрировании судна.

Во-первых, ускорение на качке представляет собой случайный процесс, то есть характеризуется случайной функцией времени. Иначе говоря, значение ускорения в любой момент времени является случайной величиной.

Во-вторых, инерционные силы, действующие на ГК на качке и пропорциональные ускорению, значительно превосходят по величине инерционные силы при маневрировании.

Исследование влияния качки на ГК в предположении, что качка носит случайный характер, производится методами теории случайных функций.

В работах, посвященных этому вопросу, показано, что девиации на ГК на случайной качке всегда меньше по величине, чем девиации на правильной (регулярной) качке. Поэтому, хотя в действительности регулярной качки не существует, мы можем ограничиться рассмотрением только этого случая, имея в виду, что полученные результаты будут всегда завышены.

Угловые перемещения судна на регулярной качке происходят по гармоническому закону. Например, для угла крена можно написать

$$\theta = \theta_0 \sin pt,$$

где  $\theta_0$  – амплитуда угла крена;

$p$  – круговая частота качки.

Период качки  $\tau = 2\pi/p$  для всех судов транспортного флота лежит в пределах 3–15 сек. С таким же периодом изменяется сила инерции, приложенная к центру тяжести ГК. Поскольку период собственных колебаний ГК неизмеримо больше (десятки минут), то, на первый взгляд, качка не должна оказывать на ГК никакого воздействия.

Поэтому в первых конструкциях ГК каких-либо мер по устранению влияния качки не предусматривалось. Это были одnogироскопные компасы с пониженным центром тяжести, у которых ЧЭ стабилизировался вращением ротора только в двух плоскостях (по углу  $\alpha$  и углу  $\beta$ ). В плоскости вращения ротора (то есть приблизительно в плоскости E–W) такие ГК не стабилизируются, и УЭ в этой плоскости ведет себя как обычный физический маятник с малым периодом колебаний (доли секунд).

Это явилось основной причиной неудовлетворительной работы первых одnogироскопных компасов в судовых условиях. Было замечено, что при качке установленный на судне ГК имеет значительные погрешности, носящие четвертной характер, то есть достигающие максимальных значений на румбах NE, NW, SE, SW и обращающиеся в нуль на румбах N, S, E, W.

Неудовлетворительная работа первых ГК на качке послужила толчком к созданию более совершенных конструктивных схем приборов.

Для выяснения физической сущности происхождения девиаций ГК на качке рассмотрим вначале влияние качки на одnogироскопный компас с пониженным центром тяжести.

Как видно из рис. 4.1, перемещение точки опоры ГК на качке S определяется выражением  $S = l \sin\theta \approx l \theta_0$ , где  $l$  – расстояние между осью качания судна и точкой опоры ГК. Ускорение точки опоры ГК ( $j_K$ ):

$$j_K = \ddot{S} = l\ddot{\theta} = -l\theta_0 p^2 \sin pt.$$

Обозначая  $j_a = l \theta_0 p^2$  – амплитуда ускорения, получим  $j_K = -j_a \sin pt$ . Ускорению точки опоры ГК соответствует сила инерции, приложенная к его центру тяжести и направленная в обратную сторону (рис.4.2). Сила инерции на бортовой качке судна равна

$$F_K = -m j_K = m j_a \sin pt,$$

где  $m$  – масса ЧЭ.

Найдем проекции сил  $F_K$  на оси инерции ГК. Как видно из рис.4.2, проекция сил  $F_K$  будет

$$\text{на ось ОУ} - F_{KX} = m j_a \sin p t \cos C;$$

$$\text{на ось ОХ} - F_{KY} = m j_a \sin p t \sin C.$$

Рассмотрим, как влияют силы  $F_{KX}$  и  $F_{KY}$  на ГК.

а)  $C=90^\circ$  или  $270^\circ$ .

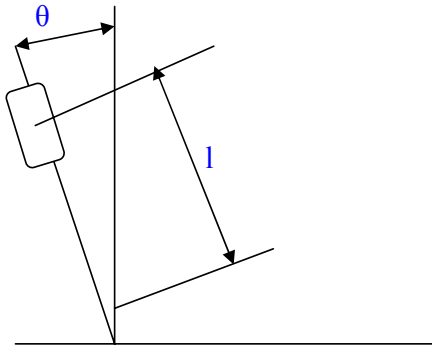


Рис.4.1  
Гирокомпас на качке

Рис. 4.2  
Гирокомпас на качке

В этом случае  $F_{KX} = 0$ . Момент силы  $F_{KY}$  действует вокруг главной оси  $OX$ . Поскольку направление этого момента совпадает с  $H$ , он не вызовет прецессии ЧЭ из меридиана. Следовательно, в этом случае погрешности у ГК не возникает.

б)  $C=0^\circ$  или  $180^\circ$ .

В этом случае  $F_{KY} = 0$ . В течение одной половины периода качки сила инерции будет действовать в положительном направлении оси  $OX$ , в течение второй половины – в отрицательную. Соответствующий момент вокруг оси  $OY$  также будет дважды за период качки изменять свой знак. Среднее за период качки значение момента силы  $F_{KY}$  будет равно 0. Это значит, что практически ЧЭ не выйдет из своего положения равновесия и, следовательно, погрешность у ГК также не возникнет. Таким образом, на румбах N, E, S, W бортовая качка не оказывает влияния на ГК.

в) обратимся теперь к более общему случаю – когда румб  $C$  – промежуточный. Пусть, как показано на рис.4.3, румб расположен в первой четверти. При этом  $F_{KX} \neq 0$  и  $F_{KY} \neq 0$ .

Под действием силы  $F_{KY}$  происходит смещение центра тяжести ЧЭ. В течение одной половины периода качки центр тяжести смещается к E, а в течение другой – к W от истинной вертикали, проходящей через точку опоры ГК. Одновременно происходит изменение знака и у силы  $F_{KX}$ , приложенной к центру тяжести. В первый полупериод сила  $F_{KX}$  создает момент  $L$  вокруг оси  $OY$  гирокомпаса (ГК).

Как видно на рис.4.3 вектор момента  $L$  в течение обоих полупериодов качки располагается ниже плоскости истинного горизонта. Это значит, что он будет иметь постоянную составляющую ( $L_z$ ).

Постоянная вертикальная составляющая момента силы инерции  $F_{KX}$  является причиной возникновения у ГК постоянной девиации на качке.

С появлением качки главная ось ГК прецессирует в сторону момента  $L_z$  и выходит из положения равновесия по высоте. Благодаря этому возникает момент силы тяжести ЧЭ вокруг оси  $OY$ .

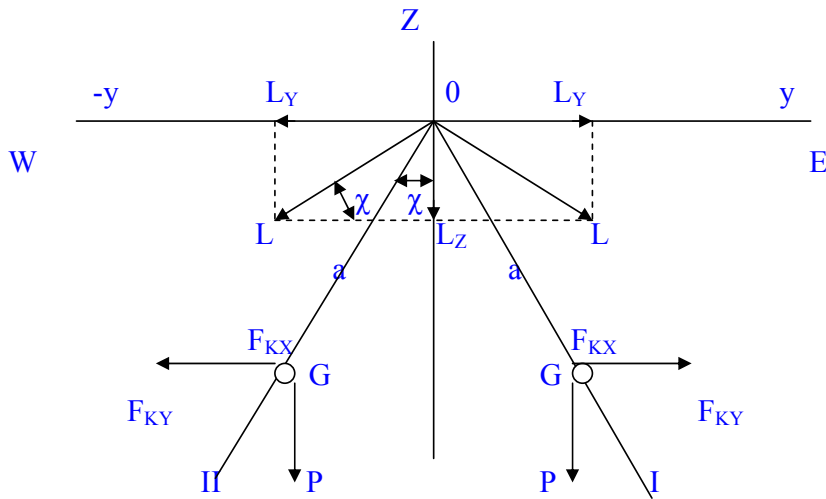


Рис.4.3  
Гирокомпас на качке

В результате ГК выходит из положения равновесия и по азимуту. При определенном угле отклонения ЧЭ от меридиана направляющий момент ГК уравнивает упомянутую составляющую момента силы инерции  $L_Z$ . Этот угол отклонения и представляет собой девиацию ГК на качке.

Определим величину этой девиации. Для этого найдем выражение момента  $L_Z$ . Весь момент  $L$ , создаваемый силой  $F_{KX}$ , очевидно, по величине составляет

$$L = F_{KX} a = m j_a \sin p t \cos C = B \frac{j_A}{g} \cos C \sin p t,$$

где  $B = mga$ .

Как видно на рис.4.3,  $L_Z = L \sin \chi \cong L \chi$ , где  $\chi$  – угол отклонения ЧЭ в плоскости E–W под действием силы  $F_{KY}$ .

Поскольку ЧЭ гирокомпаса в плоскости E–W не стабилизируется, закон изменения угла  $\chi$  можно получить из уравнения колебаний ЧЭ в этой плоскости, рассматривая его как обычный физический маятник.

$$J\ddot{\chi} + B\chi = F_{KY}a$$

Обозначая  $B/J = n^2$ , где  $n$  – частота собственных незатухающих колебаний ЧЭ вокруг оси OX, перепишем это уравнение так:

$$\ddot{\chi} + n^2 \chi = n^2 \frac{j_A}{g} \sin C \sin pt \quad (4.1)$$

Общий интеграл этого уравнения складывается из интеграла однородного уравнения и частного решения. Поскольку собственные колебания ЧЭ



быстро затухают, интерес представляет только частное решение. Будем искать его в виде правой части уравнения (4.1).

$$\chi_{\theta} = N \sin pt.$$

Не останавливаясь на методике нахождения  $N$ , запишем

$$\chi_{\theta} = K \frac{j_A}{g} \sin C \sin pt,$$

где  $K = n^2 / (n^2 - p^2)$ .

Следовательно, для  $L_Z$  будем иметь

$$L_Z = L_{\chi_{\theta}} = \frac{Bj_A}{g^2} K \cos C \sin C \sin^2 pt = \frac{1}{2} BK \frac{j_A^2}{g^2} \sin 2C \sin^2 pt.$$

Поскольку  $\sin^2 pt = \frac{1}{2}(1 - \cos 2pt)$ , момент  $L_Z$  имеет постоянную и переменную составляющие. Переменная составляющая изменяется с двойной частотой качки. Среднее значение переменной части момента  $L_Z$  за период качки равно нулю, поэтому влияние этой составляющей можно не учитывать. Постоянная часть момента  $L_Z$  равна

$$L_Z = \frac{1}{4} BK \frac{j_A^2}{g^2} \sin 2C.$$

Теперь мы можем вывести формулу девиации ГК на качке. Для этого приравняем величину  $L_Z$  направляющему моменту ГК при некотором отклонении его от меридиана:

$$L_Z = H \omega \cdot \cos \varphi \alpha.$$

Таким образом, получим:

$$\alpha = \delta_K = \frac{KBj_A^2 \sin 2C}{4Hg^2 \omega_o \cos \varphi}.$$

Это выражение является формулой девиации гирокомпы на качке. Видно, что эта девиация носит четвертной характер и тем больше, чем больше широта места. Знак четвертной погрешности зависит от румба качки. На румбах в NE и SW четвертях девиация – положительна, а на румбах в NW и SE четвертях – отрицательна. Четвертная погрешность одnogироскопного компаса может достигать значительной величины. Она тем больше, чем больше отстояние места установки ГК от оси качаний судна, чем больше амплитуда качки и чем меньше период качки.

Пример:  $l = 5\text{ м.}, \tau = 12,5 \text{ сек.}, \theta_0 = 15^\circ, C = 135^\circ, \varphi = 60^\circ$ .

Ответ:  $\delta_K = -19 \text{ б.}$

С целью уменьшения влияния качки стали создавать двухгироскопные компасы с пониженным центром тяжести. При таком построении компаса осуществляется стабилизация ЧЭ в плоскости, перпендикулярной его главной оси.

Благодаря стабилизации ЧЭ в этой плоскости, отклонение гиросферы вокруг главной оси под действием сил инерции существенно уменьшается. В

результате меридиональные составляющие сил инерции практически не создают моментов вокруг вертикальной оси ЧЭ. Тем самым предотвращается появление четвертной погрешности ГК. Таким образом, для уменьшения погрешности на качке у двухгироскопного компаса типа “Курс” в гиросфере установлено два гироскопа. Кинетический момент одного из них направлен на NE, а другого – на NW (рис. 4.4).

Рис. 4.4  
На гиросфере установлено два гироскопа

Плоскости, заключенные в камеры, связаны между собой специальным устройством, получившим название спарника или антипараллелограмма (1). На рис. 4.4 в средней части спарник пружиной (2) крепится к корпусу гиросферы. Такая связь позволяет гироскопам одновременно разворачиваться вокруг оси OZ (вертикальной) на одинаковые углы в разные стороны, то есть гироскопы внутри гиросферы могут сходиться и расходиться.

Подобную двухгироскопную систему можно заменить аналогичной, но состоящей из трех гироскопов. Для этого разложим кинетический момент

гироскопов на оси, параллельные осям ОХ и ОУ гиросферы (рис. 4.5). Тогда получим:

$$\begin{aligned} \text{ось NS} - H &= 2H_0 \cos 45^\circ ; \\ \text{ось E} - H_1 &= H_0 \sin 45^\circ ; \\ \text{ось W} - H_2 &= H_2 \sin 45^\circ . \end{aligned}$$

Рис. 4.5  
Система, состоящая из трех гироскопов

В результате такого разложения система из двух гироскопов заменена системой из трех гироскопов. Здесь гироскоп с кинетическим моментом  $H = 2H_0 \cos 45^\circ$  выполняет роль обычного гироскопа у одногироскопного компаса, а гироскопы с кинетическими моментами  $H_1$  и  $H_2$  служат для уменьшения погрешности ГК на качке. Причем, в первый полупериод качки ускорение  $j$  направлено на NE, то есть в это время составляющая  $F_\gamma$  силы инерции, приложенная к центру тяжести гиросферы, пытается поднять ее западную часть и опустить восточную, то есть к гиросфере будет приложен момент  $L_x$  (вектор которого направлен в положительную сторону оси ОХ), пытающийся наклонить гиросферу на угол  $\psi$ . Но внутри гиросферы имеются два гироскопа с кинетическими моментами  $H_1$  и  $H_2$ , поэтому к каждому из них будет прикладываться  $\frac{1}{2}L_x$ . Под действием этих моментов гироскопы будут прецессировать (сходиться) с угловой скоростью  $\omega_p$  так, как это показано на рис. 4.5. Пользуясь правилом трех пальцев левой руки, находим, что в этом случае со стороны гироскопов к гиросфере будут прикладываться моменты гироскопических реакций  $\frac{1}{2}R_x$ , равные по величине моментам

$\frac{1}{2}L_X$  сил инерции, но противоположно им направленные. Суммарный момент гироскопической реакции  $R_X$ , равный по величине  $L_X$ , будет приложен к гиросфере, но направлен в противоположную сторону.

Таким образом, если на гиросферу с одной стороны действует момент  $L_X$  сил инерции, а с другой – из-за прецессии гироскопов момент  $R_X$  гироскопической реакции, равный по величине моменту  $L_X$  сил инерции, но противоположный ему по направлению, гиросфера заметного угла крена не получит.

Во второй полупериод качки картина будет аналогичная, но составляющая  $F_Y$  силы инерции, ее момент и момент гироскопической реакции будут направлены в противоположную сторону. Таким образом, от установки в гиросфере двух гироскопов значительно уменьшился угол крена гиросферы, вызываемый составляющей  $F_Y$  сил инерции. Математический анализ показывает, что погрешность гирокомпаса на качке при двух спаренных гироскопах будет равна

$$\delta_R = -\frac{1}{4} \frac{B j_{\alpha}^2 \sin 2C}{H g^2 \omega_o \cos \varphi} \frac{n^2}{p^2} = -\delta'_K \frac{n^2}{p^2},$$

где  $\delta'_K$  – четвертная погрешность эквивалентного одногироскопного компаса.

Следовательно, погрешность гирокомпаса типа “Курс” будет в несколько тысяч раз меньше, чем у одногироскопного маятникового компаса (для гирокомпаса типа “Курс”  $T=14$  мин., а  $\tau=10$  сек., то  $\frac{1}{T^2/\tau^2 - 1} = \frac{1}{7055}$  раз меньше).

Анализ уравнения позволяет выявить основные свойства девиации на качке.

1. Девиация отсутствует на качке от волн, идущих в направлении главных румбов, то есть при  $C=0^\circ ; 90^\circ ; 180^\circ ; 270^\circ$ , так как  $\sin 2C=0$ .

2.  $\delta_K$  максимальна на качке от волн, идущих в направлении четвертных румбов ( $C=45^\circ ; 135^\circ ; 225^\circ ; 315^\circ$ ), так как в этом случае  $\sin 2C=\pm 1$ . Данное свойство, напомним, и определило ее название: интеркардинальная, или четвертная девиация.

3.  $\delta_K$  зависит:

от параметров гирокомпаса  $B$  и  $H$ ;

от параметров качки: амплитуды  $\theta_0$  и  $p$ ;

от места установки на судне, то есть от расстояния  $l$  между гироскопом и линией качания судна;

от широты плавания (с ее увеличением девиация возрастает).

4. Девиация двухгироскопного компаса противоположна по знаку девиации одногироскопного.

Успокоитель гирокомпаса типа “Курс” имеет вид кольцевых сосудов, центры которых расположены на оси север-юг гиросферы. Каждый сосуд

перегородкой делится на два отсека, соединенных между собой тройниками. При крене гиросферы или действию на нее сил инерции, параллельных оси EW гиросферы, масло из западных сосудов может перетекать в восточные и наоборот. Относительно оси NS гиросфера стабилизирована наличием двух спаренных антипараллелограммом гиросферомоторов. Предположим, что во время качки при действии кратковременных периодических сил инерции, направленных параллельно оси EW гиросферы, успокоитель вместе с ней сохраняет свое положение неизменным, а перемещается в успокоителе только масло. Допустим, что успокоитель выполнен не в виде кольцевых сосудов, а в виде эквивалентных им по величине параллелепипедов, связанных между собой трубками малого диаметра (рис. 4.6).

Рис. 4.6  
Успокоитель гирокомпаза типа "Курс"

Каждый из сосудов успокоителя также разделен перегородкой на два отсека, соединенных между собой тройниками, которые при перетекании масла в плоскости EW будем рассматривать как сообщающиеся сосуды. Предположим, что в первый полупериод качки ускорение  $j$ , приложенное в точке O

гирисферы, направлено по румбу  $C$  на  $NE$ . Составляющие ускорения по осям  $OX$  и  $OY$  гирисферы соответственно будут  $j_x$  и  $j_y$ . Эти составляющие вызовут появление составляющих  $F_x$  и  $F_y$  силы инерции, приложенных к частицам масла, находящегося в тройниках. Под действием составляющей  $F_y$  силы инерции масло из восточных отсеков начнет перетекать в западные, где появится его избыток. Составляющая  $F_x$  силы инерции, приложенная к избытку масла в западных отсеках, создает момент  $L_z$ , вектор которого направлен вверх по оси  $OZ$ .

Во второй полупериод качки ускорение  $j$ , а следовательно, и составляющие  $F_x$  и  $F_y$  силы инерции будут направлены в противоположную сторону, и избыток масла появится в восточных отсеках. Тогда составляющая  $F_x$ , направленная в положительную сторону оси  $OX$  и приложенная к избытку масла в восточных отсеках, создаст момент  $L_z$ , вектор которого направлен вверх, то есть в ту же сторону, что и в первый полупериод качки. Найденная погрешность при сильной качке может достигать  $10-15^\circ$ . При наличии этой погрешности гирокомпасом типа “Курс” пользоваться нельзя.

Для уменьшения данной погрешности диаметр тройников подбирают таким, чтобы период собственных колебаний масла в сосудах успокоителя в плоскости  $EW$  был равен периоду качки. В этом случае на качке будет наблюдаться отставание в перетекании масла в этой плоскости на четверть периода качки, то есть на  $90^\circ$ . Подобным способом полностью предупреждается появление погрешности на качке. В реальных условиях добиться точного совпадения периода качки с периодом собственных колебаний масла в плоскости  $EW$  нельзя, поэтому сдвиг по фазе не равен  $90^\circ$ . В результате в момент, когда составляющая  $F_y$  имеет наибольшее значение в отсеках (восточных или западных), существует очень малый избыток масла. Поэтому на качке у гирокомпаса типа “Курс” будет существовать небольшая погрешность.

#### 4.2. Гирокомпас типа “Вега”

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 гирокомпаса. В свою очередь, ЧЭ ориентирован на Земле по меридиану, следовательно, девиация на качке зависит от того, как ориентированы силы инерции относительно Земли. Рассмотрим их влияние на гирокомпас при различных направлениях движения волны.

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:

$$F_{NS} = m \theta_0 p^2 l \sin pt$$

При воздействии сил инерции на ИГ получим уравнение его движения на качке

$$\tau \dot{X} + X = K_{II} \frac{l}{g} \theta_0 p^2 \sin pt .$$

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 ИГ снимается сигнал, поступает в азимутальный канал управления и азимутальный датчик моментов, обрабатывая сигнал, формирует момент  $K_{YX}$ , 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  $K_{YX}$ , 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 взаимокompенсруется и девиация на качке от волн, идущих с направления N-S, не возникает.

Второй случай. Качка от волн, идущих в направлении E-W. Гироблок с находящимся внутри него ЧЭ 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 масляный демпфер.

При качке от волн, идущих в направлении E-W, силы инерции возникают, в зависимости от ее полупериода, в положительном или отрицательном 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 ЧЭ не вызывают.

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

Третий случай. 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 (рис.4.7).

Составляющие  $F_{NS}$  раскачивают маятник ИГ в плоскости меридиана. Одновременно составляющие  $F_{EW}$  раскачивают гироблок вокруг оси X. На рис.4.7 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  $K_{YX_1}$ , направленный к E по оси Y, занимающей положение  $Y_1$ .

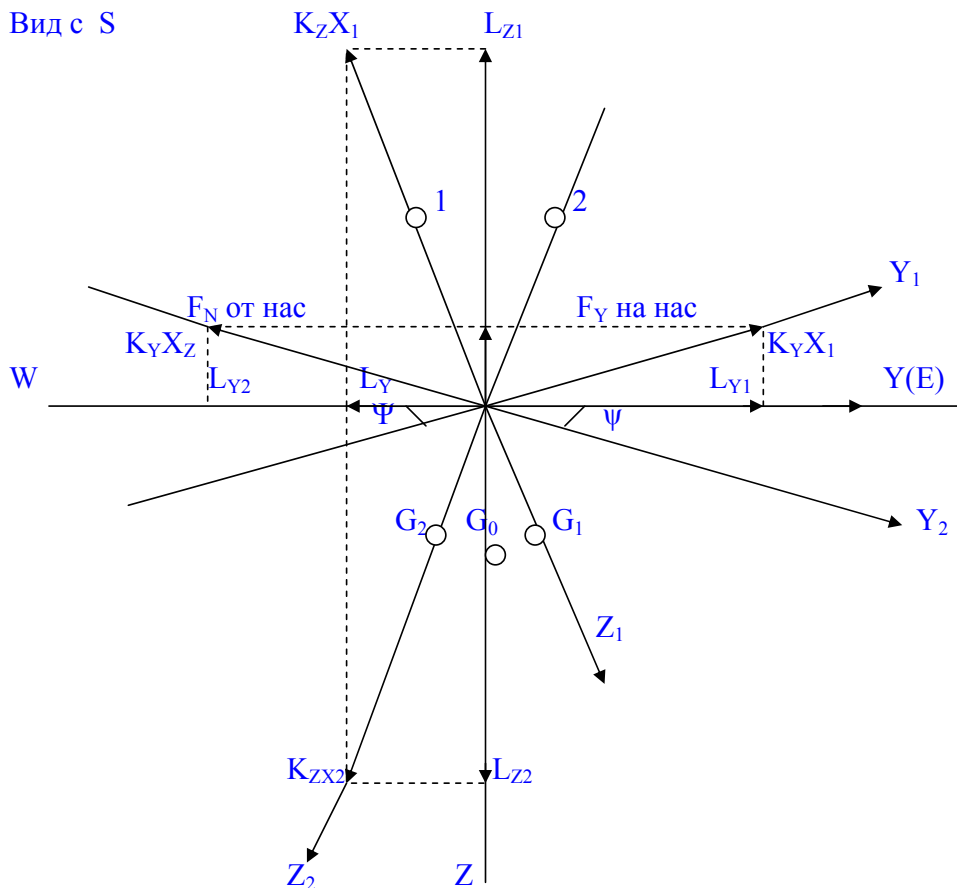


Рис. 4.7  
Гирокомпас типа "Вега" на качке

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  $Y_2$ .

При гармонической качке отклонение гироблока в обе стороны происходит на равные углы  $\psi$ ; отклонение 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 взаимокompенсируются.

Однако, вертикальная проекция  $L_Z$  маятниковых моментов имеет постоянное направление (в данном случае – вверх). Под действием момента  $L_Z$  главная ось гироскопа поднимается, и теперь с ИГ снимается сигнал, по которому формируется постоянный маятниковый момент  $K_Y X$ . Он и вызывает прецессию гироскопа в азимуте (на рис. 4.7 к  $W$ ). В положении равновесия



гирисфера окажется отклоненной от истинного меридиана на угол  $\delta_K$ , называемый девиацией гирокомпаса на качке.

Из рис.4.7 найдем (при малом угле  $\psi$ ):

$$L_Z = K_Y X \sin \psi \approx K_Y X \psi.$$

Поскольку девиация гирокомпаса на качке не зависит от движения судна, то воспользуемся системой уравнений для неподвижного основания. Очевидно, что значение  $L_Z$  войдет во второе уравнение системы:

$$H\dot{\beta} - H\omega_o \cos \varphi \alpha + K_Y X = K_Y X \psi.$$

Данное выражение представляет собой уравнение движения по высоте гирокомпаса "Вега" на качке ( $\alpha_q = \delta_K$ ).

После всех преобразований получим:

$$\delta_K = \frac{K_H K_{\theta_0}^2 p K_g}{4H g^2 \omega_o \cos \varphi \tau \omega_h^2} (l^2 p^4 - l g p^2) \sin 2C.$$

Анализ уравнения.

1. Девиация носит четвертной характер, о чем говорит функция  $\sin 2C$ .
2. Девиация на качке содержит две составляющие, имеющие противоположные знаки и по разному зависящие от значений  $l$  и  $p$ . 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 ( $p$ ) 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  $\delta_K$ .
4. Однако основное влияние на величину девиации на качке оказывает коэффициент снижения девиации

$$N = \frac{K_g}{\tau p},$$

где  $K_g = \frac{2d}{\omega_h};$

$2d$  – коэффициент относительного демпфирования;

$\omega_h^2 = \frac{g}{h}$  - частота собственных колебаний гироблока.

Формула показывает, что снижение девиации в основном достигается влиянием индикатора горизонта, а именно, его постоянной времени  $\tau$ . Увеличение  $\tau$  приводит к уменьшению значения  $\delta_K$ , кроме того, коэффициент  $N$  также уменьшает свое значение, а значит, уменьшает девиацию с увеличением частоты качки.

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

Для значений параметров, соответствующих параметрам ГАК “Вега” и тех характеристик качки судна, широты места и установки гирокомпаса, рассчитаны значения интеркардинальной девиации  $\delta_K$ , представленные в табл. 2.

Таблица 2

$\theta_0; ^\circ$	$\tau_K; c$	$l; cm.$	$\theta_0 l p^2; cm \cdot c^{-2}$	$\delta_K ^\circ; \varphi=0^\circ$	$\delta_K ^\circ; \varphi=40^\circ$	$\delta_K ^\circ; \varphi=70^\circ$
10	6	300	56,2	0,08	0,10	0,23
20	6	300	115,8	0,35	0,45	1,03
30	6	300	172,0	0,77	1,00	2,26
10	12	300	13,8	0,02	0,03	0,06
20	12	300	28,4	0,09	0,12	0,26
30	12	300	42,2	0,19	0,25	0,56
10	18	300	6,2	0,01	0,01	0,03
20	18	300	12,9	0,04	0,05	0,12
30	18	300	19,1	0,08	0,10	0,23
10	6	600	12,4	0,16	0,21	0,47
20	6	600	131,6	0,70	0,91	2,10
30	6	600	344,0	1,54	2,00	4,50
10	12	600	27,6	0,04	0,05	0,12
20	12	600	56,8	0,17	0,22	0,50
30	12	600	84,4	0,38	0,50	1,12
10	18	600	12,4	0,02	0,03	0,06
20	18	600	25,8	0,08	0,10	0,24
30	18	600	38,2	0,17	0,22	0,50

Определить  $\delta_K$  для гирокомпаса “Вега” при исходных данных :  
 $H = 0,4 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$  ;  $B = 6 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$  ;  $l = 6 \text{ м}$  ;  $\delta_K = -0,48^\circ$  . Для обычных периодов качки ( $\tau = 10 - 20 \text{ с}$ ) указанная девиация имеет значение менее  $0,1^\circ$  .

Рассмотренные виды погрешностей позволяют понять принципы работы гирокомпасов. Это дает возможность эффективно использовать эти приборы в различных условиях плавания, чтобы обеспечить безопасность судовождения. Таким образом, профессиональное и грамотное использование гирокомпасов позволяет вести судно по курсу с наименьшими отклонениями, что важно с точки зрения безопасности мореплавания.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Смирнов Е.Л. и др. Технические средства судовождения. Теория. – СПб, 1998. – 543 с.
2. Смирнов Е.Л. и др. Технические средства судовождения. Конструкция и эксплуатация. – СПб, 2000. – 645 с.
3. Олейник В.П. Краткая теория электронавигационных приборов. – М. : Транспорт, 1961. – 106 с.
4. Абрамович Б.Г., Саранчин А.И. Гирокомпасы типа “Курс”. – Владивосток : ДВГМА, 1997. – 106 с.
5. Саранчин А.И. Гироазимуткомпас “Вега”. – Владивосток : ДВГМА, 1997. – 80 с.
6. Абрамович Б.Г., Полковников В.Ф. Гирокомпас “Курс-С-4”. – Владивосток : ДВГМА, 1998. – 125 с.
7. Абрамович Б.Г., Саранчин А.И. Конструкция и эксплуатация гироазимуткомпаса “Вега”. – Владивосток : ДВГМА, 1998. – 40 с.

Абрамович Борис Георгиевич

Девиации гироскопических компасов

Методические указания

Редактор В.В.Прищепа

Техн. редактор Н.М.Белохопова

Лицензия №

Подписано в печать

Формат 60 × 84 / 16

Усл. печ. л. 2,56.

Уч. – изд. л. 2,18.

Тираж 100 экз. Заказ

---

Типография МГУ им. адм. Г.И.Невельского  
690059, Владивосток, ул. Верхнепортовая, 50<sup>А</sup>.