

Федеральное агентство морского и речного транспорта

Федеральное государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Морской государственный университет имени адмирала Г. И. Невельского»

А. И. Саранчин, В. В. Завьялов

Системы автоматического управления в навигационных приборах

Учебное пособие

Рекомендовано Дальневосточным региональным отделением
учебно-методического объединения по образованию
в области эксплуатации водного транспорта (ДВ РОУМО)
в качестве учебного пособия для студентов (курсантов)
морских специальностей вузов региона

Владивосток
2011

УДК 62.50

Саранчин, А. И. Системы автоматического управления в навигационных приборах [Текст] : учеб. пособие / А. И. Саранчин, В. В. Завьялов. – Владивосток : Мор. гос. ун-т, 2011. – 76 с.

Содержит краткие сведения из теории автоматического управления, принципы построения навигационных систем автоматического управления, виды их переходных режимов. Даны рекомендации по оценке работоспособности технических средств судовождения по качеству их переходных процессов, определяемых во время регламентных работ. С точки зрения теории автоматического управления объяснены критерии принятия штурманом решения о пригодности технических средств судовождения к навигационному использованию.

Предназначено для студентов и курсантов судоводительской специальности высших морских учебных заведений, а также слушателей, обслуживающих технические средства навигации.

Ил. 32, табл. 1, прил. 7, библиогр. 11 назв.

Рецензенты

В. В. Карасев, канд. техн. наук, доцент, ДВГТРУ (Дальрыбвтуз);

А. А. Касич канд. техн. наук, доцент, ТОВМИ им. С. О. Макарова

ISBN 978-5-8343-0676-4

© Саранчин А. И., Завьялов В. В., 2011
© Морской государственный университет
им. адм. Г. И. Невельского, 2011

ВВЕДЕНИЕ

История автоматики насчитывает много веков. Однако, хотя первые автоматические устройства начали создаваться уже в далекой древности, теория автоматического управления как наука возникла лишь в конце 19 века на базе развития таких наук, как математика, физика, механика, электротехника. Появление все новых автоматических устройств позволило выявить закономерности как принципов управления, так и построения систем автоматического управления. Оказалось, что независимо от решаемых задач в таких системах существуют однотипные по назначению элементы, их определенное сочетание и функционирование. Развитие автоматики как науки позволило строить управляющие системы для широчайшего круга задач. Появились возможности создавать такие системы с заранее заданными параметрами, с необходимой точностью работы, устойчивые к влиянию внешних воздействий.

Развитие электронной техники дало дополнительный толчок к внедрению автоматических систем управления во всех областях деятельности человека. Нашли они свое применение и на судах морского флота, где они решают задачи управления как самим судном, так и различными процессами и техническими средствами, позволяющими судну выполнять свое назначение.

Настоящее пособие предназначено для подготовки студентов и курсантов судоводительской специальности высших морских учебных заведений, а также слушателей, обслуживающих технические средства навигации. Поскольку задача устойчивости этих средств конструктивно решена, то этот раздел в пособии не рассматривается.

1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Системы автоматического управления (САУ) или, что то же самое, системы автоматического регулирования (САР) – это такие системы, которые осуществляют управление каким-либо процессом или техническим устройством без участия человека. Несмотря на сложность современных САУ, в любой из них можно выделить две основные части:

– объект управления (ОУ), представляющий собой какую-либо динамическую систему или техническое устройство, которые могут изменять свое состояние под влиянием внешних воздействий;

– устройство управления (УУ) – набор технических элементов, совокупное воздействие которых на объект управления обеспечивает требуемое изменение его состояния.

Для того чтобы раскрыть принцип работы и взаимодействие указанных частей САУ, обратимся к рис. 1.1.

Состояние ОУ, работающего в заданном режиме функционирования, характеризуется одним или несколькими физическими параметрами, обозна-

ченными функцией $y(t)$. Постоянное измерение выходной характеристики $y(t)$ дает возможность в любой момент знать состояние ОУ, а следовательно, постоянно контролировать правильность его работы.

Режим функционирования ОУ зависит от задач, решаемых этим устройством, а также от конкретных условий работы и устанавливается оператором САУ в виде задающей функции $g(t)$ на входе УУ. Управляющее устройство преобразует функцию в сигнал управления $u(t)$, воздействующий на ОУ с целью приведения и удержания его в заданном состоянии.

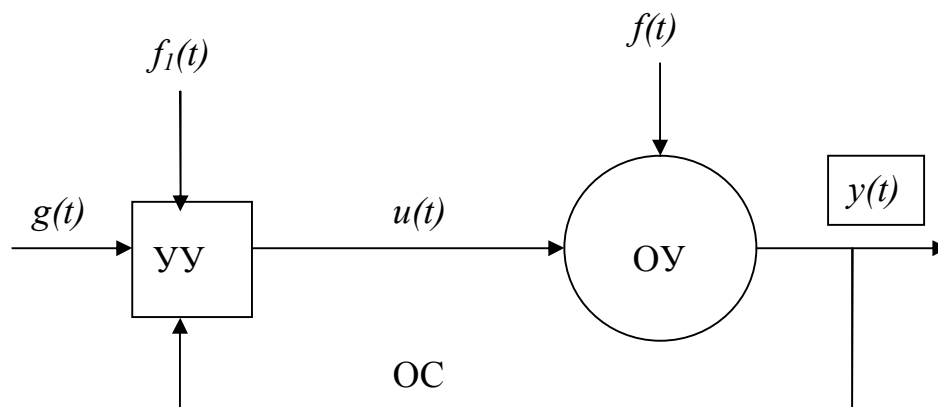


Рис. 1.1. Структурная схема типовой САУ

Так как на ОУ в реальных условиях кроме сигналов управления $u(t)$ действуют различные помехи $f(t)$ как систематического, так и случайного характера, то его состояние может не соответствовать заданному режиму функционирования. Для предотвращения таких ситуаций в УУ через обратную связь (ОС) подается сигнал выходной функции $y(t)$. Управляющее устройство измеряет величину функции. Отклонение ее значения от задающей функции $g(t)$ свидетельствует о нарушении режима функционирования ОУ. В этом случае УУ вырабатывает такой управляющий сигнал $u(t)$, который приводит объект управления в заданный режим с учетом компенсации влияния помехи. Кроме этого и в самом управляющем устройстве могут возникать помехи $f_1(t)$, поэтому сигнал управления $u(t)$ вырабатывается и с учетом внутренних помех.

Для решения всех этих задач в управляющем устройстве нужны дополнительные функциональные элементы и устройства (рис. 1.2). В навигационных системах чаще всего встречаются следующие элементы.

1. Задающий элемент (ЗЭ) предназначен для формирования задающей функции $g(t)$, необходимой для установленного режима, и преобразования ее в задающую величину $g_1(t)$, удобную для дальнейшего использования в УУ. Например, преобразование механического сигнала рассогласования в электрический (в следящей системе гироскопа «Курс»).

2. Измерительный элемент (ИЭ) предназначен для измерения действительного значения функции $y(t)$ и преобразования ее в однозначно соответствующую величину $y_1(t)$, удобную для сравнения с задающей величиной $g_1(t)$.

3. Сравнивающий элемент (СЭ) предназначен для измерения разности $x_I(t) = g_I(t) - y_I(t)$, пропорциональной отклонению контролируемой величины $y(t)$ от ее заданного значения $g(t)$. Часто в навигационных приборах все три названных выше элемента конструктивно объединены в измеритель (датчик) рассогласования. В этом случае значение $x_I(t)$ называют сигналом рассогласования.

4. Преобразующий элемент предназначен для исключения из сигнала отклонения внутренних помех $f_I(t)$ системы автоматического управления (для этого служит вычислительное устройство ВУ) и его усиления по мощности усилителем У. В результате на выходе ПЭ получен сигнал рассогласования $x(t)$.

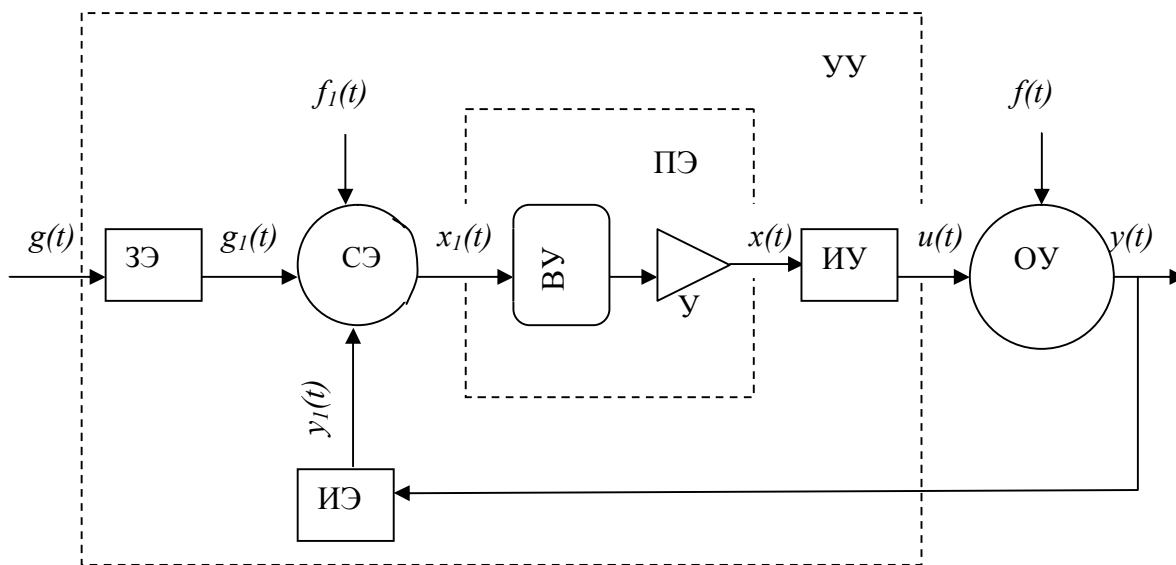


Рис.1.2. Функциональная схема типовой САУ

5. Исполнительное устройство ИУ предназначено для выработки сигнала управления $u(t)$ в соответствии с сигналом отклонения $x(t)$ и подачи его на объект управления. Именно данный сигнал заставляет ОУ находиться в требуемом для установленного режима состоянии.

Примечание. Помимо перечисленных элементов в состав УУ могут входить специальные корректирующие устройства (КУ), улучшающие качество управления (например, в индукционном лаге, в гироазимуткомпасах «Гюйс», «Вега»).

1.1. Классификация систем автоматического управления

Классифицировать САУ можно по множеству признаков. Остановимся на классификации по задачам управления:

- системы автоматической стабилизации;
- системы программного (терминального) управления;
- следящие системы.

В системах автоматической стабилизации задающее воздействие постоянно: $g(t) = \text{const}$. Эти САУ предназначены для поддержания постоянного значения одной или нескольких регулируемых величин функции $y(t)$ при произвольно меняющихся внешних возмущениях $f(t)$. К таким системам можно отнести гироазимут. Его платформа удерживается в плоскости горизонта независимо от величин бортовой и килевой качки.

В системы программного управления задающее воздействие изменяется по определенному закону (программе). Примерами таких систем являются схемы временного автоматического регулирования усиления (ВАРУ) в эхолотах и радиолокаторах, скоростные корректоры гирокомпасов.

В следящих системах характер задающего воздействия заранее не известен, так как оно поступает в систему извне. Примером таких систем может служить наиболее распространенные в судовождении следящие системы курса судна.

1.2. Принципы управления

В теории автоматического управления различают три основных принципа выработки управляющего воздействия $u(t)$ на объект управления:

- управление по задающему воздействию $g(t)$;
- управление по возмущающему воздействию $f(t)$;
- управление по отклонению $x(t)$.

1. При управлении по задающему воздействию $g(t)$ управляющее воздействие $u(t)$ на объект управления формируется по заданному закону изменения величины $g(t)$. К таким системам относится система управления гиро-скопом в азимуте. Этот прибор получил названия «гироазимут». Чувствительный элемент гироазимута удерживает постоянный угол в азимуте благодаря тому, что его задающее воздействие сформировано с учетом вращения Земли и движения судна. Управляющее воздействие $u(t)$ не зависит ни от возмущающего воздействия $f(t)$, ни от величины функции $y(t)$, то есть выходных параметров САУ. Такая система не имеет обратной связи, то есть она относится к разомкнутому типу. Очевидно, что САУ с управлением по задающему воздействию обеспечит необходимое качество управления только в том случае, когда внешнее возмущающее воздействие $f(t)$ незначительно, а сигналы управления $u(t)$ рассчитываются и выполняются абсолютно точно. Естественно, что оба эти условия далеко не всегда выполнимы. В силу указанных причин, например, гироазимут всегда имеет остаточный дрейф, то есть он уходит с течением времени от первоначально заданного ему направления (хранит заданное направление с некоторой точностью). Отсюда следует, что первый принцип управления используется в САУ сравнительно редко.

2. При использовании второго принципа автоматического управления в схему САУ вводят специальный датчик, который измеряет величину действующего на объект управления внешнего возмущающего воздействия $f(t)$. Его величина преобразуется в УУ в управляющее воздействие с целью ком-

пенсации влияющих на объект управления внешних помех $f(t)$. Например, во время качки волны ударяют (возмущающее воздействие) в корпус судна при неизменном курсе, как правило, в один борт, что приводит к неравномерному рысканию. В этом случае фактическая линия пути отличается от заданной на некоторый угол. В авторулевых оптимального управления типа «Аист» данное отклонение измеряется и исключается интегральным каналом управления. Этот принцип используется также в измерителях скорости судна – лагах.

3. Основным видом САУ являются системы, использующие третий принцип выработки управляющего воздействия $u(t)$ – управление по отклонению $x(t)$. Такие САУ являются замкнутыми, то есть имеют обратную связь (рис. 1.2), по которой в устройство управления от ОУ поступают фактические значения выходных параметров $y(t)$, выработанных для данных условий при заданном режиме функционирования.

Универсальность и эффективность принципа управления по отклонению состоит в том, что для его осуществления нет необходимости в измерении возмущающего воздействия, достаточно иметь выходной параметр.

Недостатком таких САУ является невозможность добиться полного равенства величин выходных параметров $y(t)$ и задающего воздействия $g(t)$, так как $g(t) - y(t) = 0$ – это потеря управления. По этой причине, например, у гироскопов всегда имеется небольшой угол β_r отклонения главной оси гироскопа от плоскости горизонта. За счет данного угла обеспечивается слежение чувствительного элемента за плоскостью меридиана.

В реальных САУ часто используют комбинированное управление. Например, в гироазимуткомпасе в режиме ГК используется управление по отклонению главной оси гироскопа от плоскости горизонта, а исключение широтной и скоростной коррекции происходит по задающему воздействию. При этом корректирующие моменты, рассчитанные специальными вычислительными устройствами, в качестве сигналов дополнительного воздействия поступают в схему управления.

В адаптивных (самонастраивающихся) САУ используется принцип управления по отклонению. Однако в отличие от рассмотренных примеров здесь используется некоторый дополнительный показатель качества. Данный показатель определяется устройством адаптации по результатам анализа в течение некоторого времени реакции системы на появившееся возмущение. По сигналам устройства адаптации может изменяться не только величина управляющего воздействия $u(t)$, но и меняться структура устройства управления.

Самонастраивающиеся системы имеют два подкласса:

- а) система с самонастройкой параметров;
- б) система с самонастраивающейся структурой.

В системах с самонастройкой параметров осуществляется автоматический выбор коэффициентов передач звеньев системы в зависимости от характера возмущающих воздействий. Например, современные авторулевые так называемого адаптивного типа (польский TS, шведский ASAP, немецкий фирмы Аншютц) не требуют вмешательства судоводителя для настройки.

Авторулевые перестраиваются самостоятельно и в зависимости от числа перекладок руля (TS), глубины под килем продольной скорости и волнения моря (ASAP) подбирают сигналы управления.

Системы с самонастраивающейся структурой в настоящее время в практике судовождения находят все большее применение в связи с внедрением универсальных судовых ЭВМ и являются весьма перспективными.

1.3. Устойчивость САУ

В работе любой САУ различают два режима: переходный и установившийся. При каждом изменении входного воздействия изменяется и регулируемая величина. При этом система или возвращается в прежнее состояние, или переходит из одного установившегося состояния в другое. Этот процесс называется переходным процессом. По окончании переходного процесса наступает установившийся режим.

Неустойчивые системы не возвращаются в прежний или не переходят в новый установившийся режим. Такая система, напротив, постоянно уходит от положения равновесия. Очевидно, что неустойчивые системы не могут применяться для работы

Устойчивость является необходимым условием работоспособности любой САУ.

Система является устойчивой, если она возвращается в прежний или переходит в новый установившийся режим. Однако устойчивость – необходимое и обязательное, но недостаточное условие практической пригодности САУ к использованию. Система должна обладать определенным качеством управления.

Качество переходного процесса определяется следующими динамическими характеристиками (рис. 1.3.):

- а) длительностью переходного процесса (время затухания);
- б) величиной перерегулирования Δ_d (динамическая погрешность);
- в) статической погрешностью $\Delta_{ст}$;
- г) формой процесса.

В последнем случае процесс может быть апериодическим (кривая 1), колебательным (кривая 2), монотонным (кривая 3).

Как правило, при исследовании системы оценка качества производится по ее реакции на единичную функцию входного сигнала (единичное ступенчатое воздействие). Единичная функция характеризует воздействие, которое мгновенно возрастает от нуля до единицы и далее остается неизменным.

Единичное ступенчатое воздействие обозначается $f(t)$ и может быть описано следующим равенством:

$f(t) = 0$ при $t < t_0$, $f(t) = 1$ при $t \geq t_0$ (t_0 может принимать и нулевые значения).

Реакция системы на это возмущение называется переходной функцией $y(t)$. Значение переходной функции $y(t)$ при $t \rightarrow \infty$ характеризует установив-

шую реакцию системы. Точность работы системы в установившемся режиме характеризуется величиной $\Delta_{ст} = y(\infty) - y(t)_{зад}$, которая называется статической погрешностью системы. То есть величина статической погрешности – это разность между фактическим и заданным значением выходной функции САУ. Если $\Delta_{ст} = 0$, то такую систему называют астатической.

В переходном процессе система обладает динамической погрешностью $\Delta_{д}$, которая характеризуется переменной величиной, имеющей максимумы в точках переупреждения.

Окончанием переходного процесса считается момент времени, когда любое изменение переходной функции не превышает 5 % от установившегося значения. Количество переупреждений зависит от времени затухания и величины периода колебаний. Обычно приемлемым числом колебаний в САУ считается 2-3. Однако существуют системы, в которых колебательность вообще не допускается. В таких системах переходный процесс является, как правило, аperiodическим.

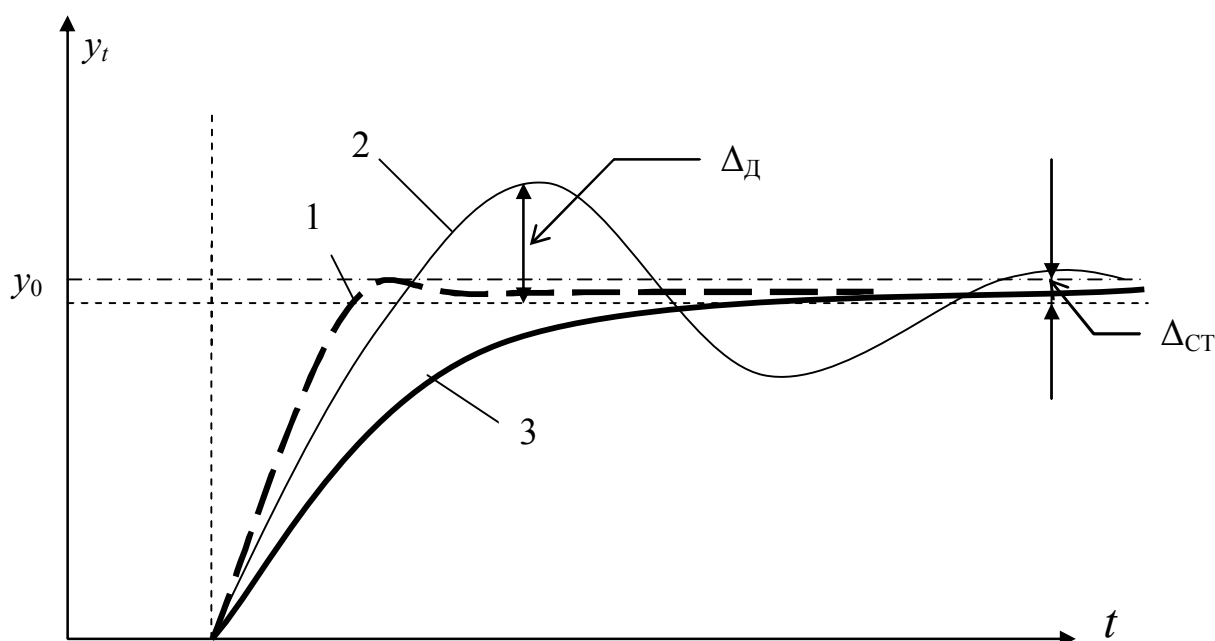


Рис. 1.3. Переходные процессы устойчивой САУ

В качестве примера использования этих характеристик рассмотрим работу рулевого привода. Быстрый поворот штурвала на один оборот можно считать единичной ступенчатой функцией входного сигнала. Под действием этого сигнала рулевая машина начинает поворачивать перо руля на заданный угол. Время отработки – это время переходного процесса рулевого привода, в течение которого может происходить переупреждение с небольшой динамической ошибкой. После окончания переходного процесса перо руля устанавливается на нужный угол с некоторой статической погрешностью.

В качестве подобного примера можно рассмотреть и гирокомпас. По сравнению с переходным режимом гирокомпаса можно считать маневр судна курсом или скоростью кратковременным (практически единичным) внешним

воздействием. Если гирокомпас неаперриодический, то его переходный процесс колебательный. Динамическая погрешность является суммарной инерционной девиацией первого δ_I и второго δ_{II} рода. Статическая погрешность – это скоростная девиация δ_v . Новый гирокомпасный меридиан отличается от истинного на величину скоростной девиации. Такое положение наблюдается, когда гирокомпас работает с заданной точностью. Однако у него может наблюдаться и собственная статическая погрешность САУ, то есть постоянная поправка. В этом случае она существует как на неподвижном основании, так и на движущемся судне.

1.4. Операторные методы в теории автоматического управления

Системы автоматического регулирования являются сложными и дорогостоящими техническими системами, поэтому для их создания надо знать заранее, какими свойствами должна она обладать для выполнения той или иной функции. Решение этой задачи начинается с построения аналитической модели системы.

Математические модели системы представляют собой уравнения динамики, записанные в виде дифференциальных уравнений различных порядков. В общем случае дифференциальное уравнение автоматической системы имеет вид

$$a_n \frac{d^n y}{dt^n} + a_{n-1} \frac{d^{n-1} y}{dt^{n-1}} + \dots + a_0 y = b_m \frac{d^m}{dt^m} + b_{m-1} \frac{d^{m-1}}{dt^{m-1}} + \dots + b_0 x, \quad (1.1)$$

где все коэффициенты – величины постоянные.

Целью рассмотрения системы автоматического регулирования может быть решение одной из двух задач – анализа системы или ее синтеза. В первом случае исследуется система с заданными значениями параметров, и требуется определить ее свойства. Во втором случае, наоборот, задаются свойства, которыми должна обладать система, то есть требования к ней, и необходимо создать структуру системы, удовлетворяющую этим требованиям. В самом общем виде порядок исследования САУ в обоих случаях включает математическое описание системы (составление математической модели).

Очевидно, что решение дифференциальных уравнений – задача сложная, а иногда и невыполнимая существующими математическими методами. С целью упрощения методов расчета САУ уравнения динамики записывают не через оригиналы функций, а в виде изображений функций (операторов), полученных с помощью прямого преобразования Лапласа. Этот метод заключается в том, что, с одной стороны, изменяется форма записи дифференциальных уравнений (они становятся алгебраическими), а с другой – функция времени заменяется, или, как говорят, изображается *функцией комплексного аргумента* $p = a + ib$. Принцип перехода от оригиналов каких-либо функций к их изображениям не является новым и широко используется не только в теории автоматического регулирования. Например, с понятием изо-

бражения сталкиваются, когда изучают логарифмы. Так, если число 3,5 нужно возвести в степень 2,5, то находят логарифмы числа 3,5 и умножают его на 2,5. Полученный логарифм переводят в число, которое и будет ответом на поставленный вопрос.

Схема решения дифференциального уравнения операторным методом ничем не отличается от только что приведенной схемы для возведения в степень числа, только здесь изображаются не числа, а функции времени.

Соответствие между изображением $F(p)$ и функцией времени (оригиналом) $f(t)$ обозначается символом преобразования: L – прямое преобразование или L^{-1} – обратное преобразование: $f(t)=L^{-1}[F(p)]$.

Существуют таблицы прямых и обратных преобразований оригиналов в изображения и наоборот. В качестве нескольких примеров можно использовать выписку из такой таблицы (табл. 1.1).

Таблица 1.1

№п/п	Оригинал $f(t)$	Изображение по Лапласу $F(p)$
1	$t < 0 \quad f(t) = 0$ $t \geq 0 \quad f(t) = 1$	$F(p) = \frac{1}{p}$
2	$t > 0 \quad f(t) = e^{-qt}$	$\frac{1}{p+q} \quad (q = const)$
3	qt	$\frac{q}{p^2}$
4	$\sin qt$	$\frac{q}{p^2 + q^2}$
5	$\cos qt$	$\frac{p}{p^2 + q^2}$
6	$\frac{df(t)}{dt}$	$pF(p) - f(0)$
7	$Tf(t)dt$	$\frac{F(p)}{p} + \frac{1}{p}Tf(0)dt$

Формально изображение $F(p)$ находится через оригинал с помощью интегрального преобразования Лапласа:

$$F(p) = \int_0^1 e^{-pt} f(t) dt \quad (1.2)$$

Например, нужно найти изображение постоянной $y(t)=A$. Тогда в соответствии с выражением (1.2) получим

$$F(p)=L[A]= \int_0^1 e^{-pt} f(t) dt = -\frac{A}{p} e^{-pt} \Big|_0^1 = -\frac{A}{p} (0-1) = \frac{A}{p}.$$

Здесь $f(0)$ – значение функции $f(t)$ при $t = 0$. Необходимо помнить, что в теории автоматического управления такое же обозначение имеет функция внешнего воздействия.

Преобразование Лапласа имеет ряд важных свойств:

а) оно является линейным, то есть если $f(t) = cf_1(t)$, где $c = const$, то

$$F(p) = cF_1(p); \quad (1.3)$$

б) изображение суммы оригиналов равно сумме изображений:

$$Lf_1(t) + f_2(t) = F_1(p) + F_2(p); \quad (1.4)$$

в) оно подчиняется теореме о предельном значении, то есть функция имеет предельное значение в той точке, в которой производная этой функции равна нулю. Таким образом, если $f(t)$ имеет предел при $t \rightarrow \infty$, то это предельное значение может быть найдено по формуле

$$\begin{aligned} f(t) &= pF(p); \\ t \rightarrow \infty; \quad p &\rightarrow 0. \end{aligned} \quad (1.5)$$

Правая часть представляет собой изображение по Лапласу, оригинал которого является производной от функции $f(t)$.

Преобразования по Лапласу дают возможность упростить анализ и синтез САУ применением *передаточных функций*. Передаточной функцией САУ в целом или ее любого звена называется изображение по Лапласу выходного сигнала $Y(p)$ (реакции) этого звена к изображению входного воздействия $X(p)$, вызвавшего данную реакцию:

$$W(p) = \frac{Y(p)}{X(p)}, \quad (1.6)$$

где $Y(p)$ – изображение выходного сигнала $y(t)$;

$X(p)$ – изображение входного сигнала $x(t)$ звена.

С помощью передаточных функций отдельных звеньев может быть составлена общая структура САУ. При этом подбором передаточных функций достигаются заданные параметры всей системы.

Используя эти понятия, рассмотрим под новым углом зрения наиболее общие характеристики звеньев САУ.

1.5. Характеристики звеньев САУ

Как отмечалось выше, САУ имеют два режима работы – установившийся и переходный. В случае, когда отсутствует внешнее воздействие $f(t)$, установившийся режим считается статическим. Режим переходных процессов является динамическим.

1. Статический (встречается редко) – отсутствует $f(t)$, входной сигнал $x(t)$ не меняется, выходной сигнал $y(t) = const$, все сигналы внутри СУ неизменны во времени. Примером такого состояния САУ может служить пришедший в меридиан гирокомпас на неподвижном основании.

2. Динамический (основной) – режим переходных процессов, возникает вследствие действия возмущений или при изменении входного сигнала $x(t)$, сигналы на входах и выходах СУ изменяются во времени. Таким образом, динамический режим – процесс перехода из одного статического состояния в

другое. В качестве примера динамического режима авторулевого можно отметить изменение курса судна. В этом случае изменяется входной сигнал, задающий новый курс. Или другой пример, связанный также с авторулевым: если существует внешнее возмущающее воздействие (волна), авторулевой возвращает судно на прежний курс.

В соответствии с двумя режимами различаются статическая и динамическая характеристики для элементов САУ и для всей САУ.

Статические характеристики

1. Характеристика прямой передачи, то есть зависимость сигнала на выходе от сигнала на входе (рис. 1.4).

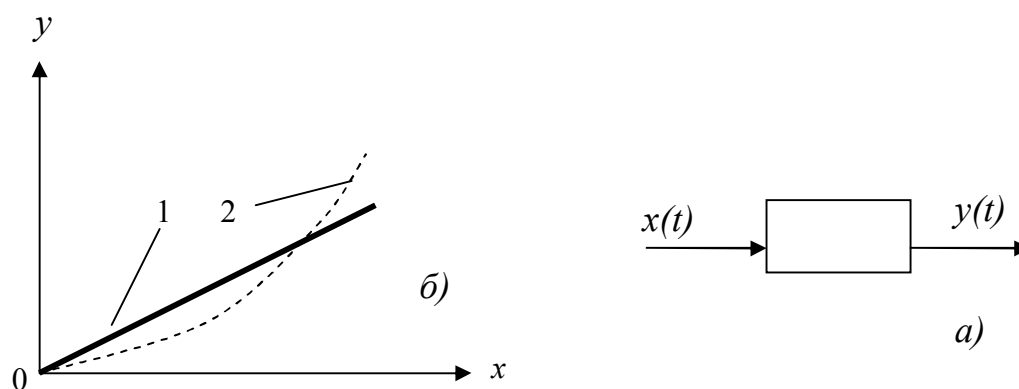


Рис. 1.4. Характеристики прямой передачи: 1 – линейная; 2 – нелинейная

Например, электродвигатель постоянного тока имеет линейные характеристики: с увеличением входного напряжения увеличивается число оборотов в прямой зависимости (1).

В то же время скоростная девиация гирокомпаса, зависящая от широты ($\sec \varphi$), изменяется нелинейно (2). Кроме того, она имеет нелинейную гармоническую зависимость от курса (косинусоиду).

Коэффициент прямой передачи (K_0) определяет крутизну характеристики. Исходя из графика для линейных систем

$$K_0 = \frac{y}{x} = \operatorname{tg} \alpha ; \quad (1.7)$$

для нелинейных систем

$$K_0 = \frac{dy}{dx} . \quad (1.8)$$

2. Чувствительность – минимальное изменение сигнала $x(t)$ на входе, которое вызывает изменение выходного сигнала $y(t)$ (рис. 1.5). Такое свойство имеют не только элементы, но и САУ в целом.

Динамические характеристики перечислены ранее на с. 8 и представлены на рис. 1.3. Ниже приведем их теоретическое обоснование.

Обычно САУ разделяют на достаточно простые звенья, динамические процессы которых описываются дифференциальными уравнениями не выше второго порядка. Дифференциальное уравнение динамики

$$a_2 \frac{d^2 y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_0 y = b_2 \int x dt + b_1 \frac{dx}{dt} + b_0 x. \quad (1.9)$$

Порядок производных в левой части уравнения должен быть больше, чем в правой.

Из уравнения (1.9) можно получить уравнение статики, когда все производные равны нулю:

$$a_0 y = b_0 x. \quad (1.10)$$

Отсюда можно легко получить численное значение коэффициента K_0 .

Поделим уравнение (1.9) на a_0 :

$$T_2^2 \frac{d^2 y}{dt^2} + T_1 \frac{dy}{dt} + y = K_2 \int x dt + K_1 \frac{dx}{dt} + K_0 x, \quad (1.11)$$

где $T_1 = \frac{a_1}{a_0}$ [с] – постоянная времени объекта управления, характеризующая его реакцию на управляющее или внешнее воздействие, то есть это инерционная характеристика ОУ;

$T_2^2 = \frac{a_2}{a_0}$, или $T_2 = \sqrt{\frac{a_2}{a_0}}$ – постоянная времени устройства управления,

характеризующая его инерционность.

В правой части получим коэффициенты передачи (усиления):

$$K_0 = \frac{b_0}{a_0}, \quad K_1 = \frac{b_1}{a_0} \quad \text{и} \quad K_2 = \frac{b_2}{a_0}.$$

Данные коэффициенты характеризуют управляемость изучаемого объекта, то есть как изменяется его выходная характеристика $y(t)$ с изменением $x(t)$ (реакция объекта на изменение входного параметра). Если K_0 и K_1 велики, объект хорошо управляем.

Как уже отмечалось, дифференциальные уравнения динамики используются не в классическом виде, а в форме Лапласа, т. к. классическое дифференциальное уравнение сложно решать. С помощью преобразований Лапласа можно получить другую форму. Используя таблицу преобразований из математического справочника и минуя некоторые промежуточные преобразования, перепишем уравнение (1.10) в символической форме

$$T_2^2 p^2 Y(p) + T_1 p Y(p) + Y(p) = K_2 \frac{1}{p} X(p) + K_1 p X(p) + K_0 X(p), \quad \text{откуда}$$

$$(T_2^2 p^2 + T_1 p + 1) Y(p) = \left(\frac{K_2}{p} + K_1 p + K_0 \right) X(p). \quad (1.12)$$

Рассмотренное дифференциальное уравнение является абстрактным, у реальных объектов могут отсутствовать какие-либо слагаемые, что будет рассмотрено при исследовании простейших динамических звеньев. Используя выражение (1.12), получим передаточную функцию для системы, которая в общем виде может быть описана дифференциальным уравнением (1.9)

$$W(p) = \frac{K_2/p + K_1p + K_0}{T_2^2 p^2 + T_1 p + 1}. \quad (1.13)$$

Для большинства известных двигателей и приборов передаточные функции известны и являются постоянными, нужно определить только коэффициенты. Если известна передаточная функция и задан любой сигнал на входе $x(t)$, то можно выяснить сигнал на выходе $y(t)$, не решая дифференциальное уравнение. До широкого использования ЭВМ это обстоятельство значительно упрощало процессы исследования САУ.

Из сказанного можно заключить, что динамические характеристики определяются видом переходного режима, которому соответствует определенная передаточная функция.

1.6. Типовые динамические звенья, используемые в навигационных приборах

Для математической модели системы автоматического управления (САУ) необходимо в ее схеме выделить элементы, которые независимо от их физической природы, конструкции, мощности и т. д. могут быть описаны одинаковыми линейными дифференциальными уравнениями. При этом может оказаться, что любая сложная автоматическая система может быть представлена конечным числом элементарных (простейших) типовых динамических звеньев. Таким образом, для САУ достаточно составить структурную схему, по которой можно провести ее полный анализ.

В теории автоматического управления в качестве типовых звеньев выбираются такие, дифференциальные уравнения которых имеют порядок не выше двух и с помощью которых можно построить динамическую модель любой сложности.

Для исследования типовых динамических звеньев воспользуемся уравнением (1.11). Для того чтобы увеличить число охватываемых звеньев, представим уравнение в следующем виде:

$$T_2^2 \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} + T_1 \cdot \frac{dy}{dt} + y = K_0 x + K_1 \frac{dy}{dt} + K_2 \cdot \int x dt. \quad (1.14)$$

Рассмотрим несколько типовых динамических звеньев, их алгебраические уравнения, уравнения передаточных функций и графики переходных процессов:

- безынерционное (усилительное, идеальное);
- инерционное (апериодическое) 1-го и 2-го порядка;
- колебательное;
- интегрирующее (астатическое);
- дифференцирующее (упреждающее).

Безынерционное звено. Для этого звена уравнения динамики и статики совпадают, т. е. $y = K_0 x$, тогда переходная функция $W(p) = K_0$. Переходная

характеристика – изменение сигнала на выходе при условии, что на входе действует единичный ступенчатый (неизменный) сигнал (рис. 1.6).

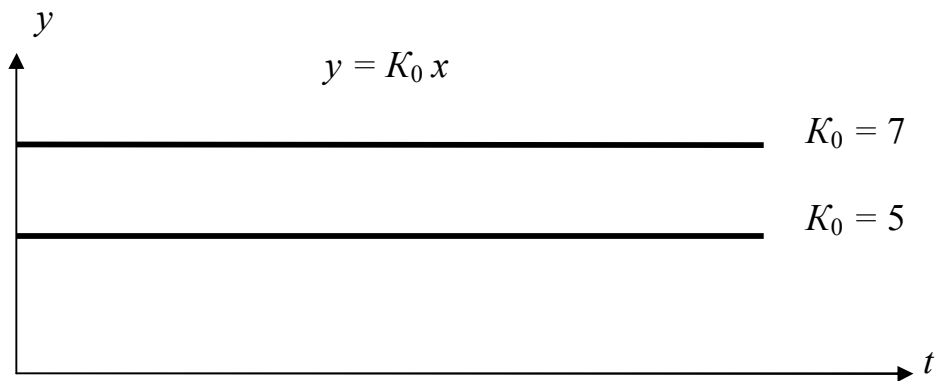


Рис. 1.6. Безынерционное звено

У безынерционных звеньев сигнал на выходе всегда повторяет сигнал на входе (различие только по амплитуде в K_0 раз). Абсолютно безынерционных звеньев в природе и технике не существует, но звенья с малой (по сравнению с другими элементами САУ) инерцией можно считать безынерционными. Например, электронный усилитель практически мгновенно усиливает входной сигнал. Наиболее наглядный пример можно увидеть при запуске гироскопа «Курс 4»: с включением пакетного переключателя «Судовая сеть» практически мгновенно вспыхивает соответствующая неоновая лампа (ее можно считать безынерционным звеном), агрегат питания разгоняется сравнительно долго. Его можно считать инерционным звеном.

Инерционное звено 1-го порядка. Для получения инерционного звена аналитически достаточно из общего уравнения (1.14) выделить составляющие:

$$T_1 \frac{dy}{dt} + y = K_0 x. \quad (1.15)$$

Графиком данной функции первого порядка является апериодическая кривая (рис. 1.7). Данное звено по этой причине называется апериодическим звеном первого порядка. В соответствии с преобразованиями Лапласа получим

$$(T \cdot p + 1)Y(p) = K_0 X(p); \quad (1.16)$$

Из первого уравнения получим передаточную функцию инерционного звена:

$$W(p) = \frac{K_0}{T_p + 1} \text{ и изображение по Лапласу выходного сигнала } Y(p) = \frac{K_0 \cdot X}{p(T_p + 1)}.$$

Далее, аналогично используя таблицу преобразований по Лапласу, получим уравнение (то есть оригинал) кривой переходного режима

$$y(t) = K_0 X (1 - e^{-\frac{t}{T_1}}). \quad (1.17)$$

Данная кривая является экспонентой (рис. 17). Постоянная времени T_1 характеризует инерционность ОУ. Принято считать, что переходный процесс

длится в течение трех постоянных времени, то есть время до начала установившегося режима составляет $3T_1$.

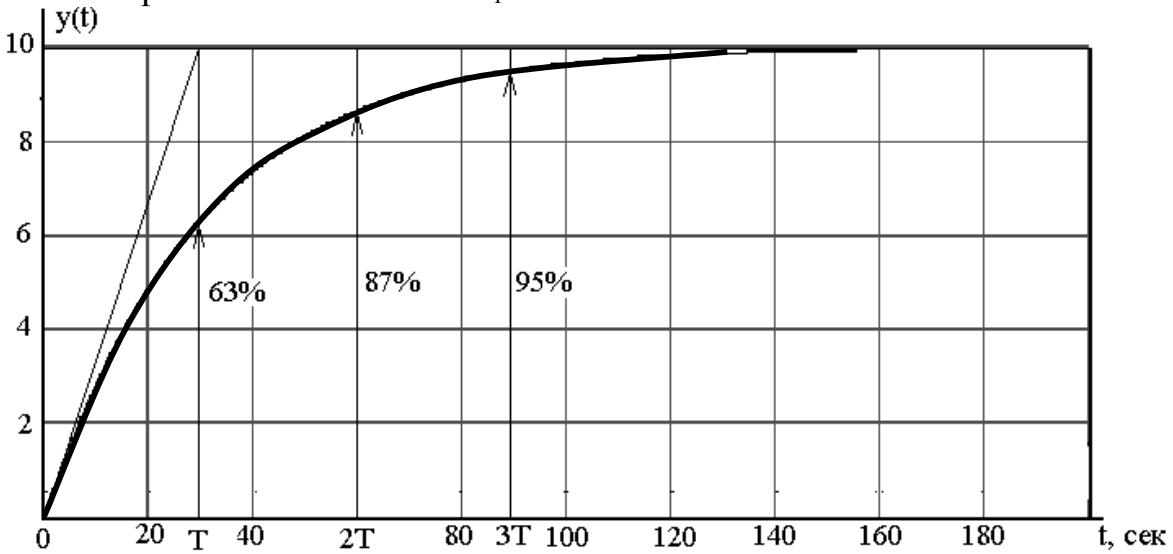


Рис. 1.7. Инерционное звено 1-го порядка

Значение T_1 можно получить графически из обработки кривой. Для этого в точке максимального изменения выходного сигнала необходимо провести касательную, пересечение которой с линией $y_{уст}$ и есть искомое значение. Способы получения T_1 показаны на графике (рис. 1.7).

Инерционное звено 2-го порядка. Данное звено описывается следующим уравнением:

$$T_2^2 \frac{dy^2}{dt^2} + T_1 \frac{dy}{dt} + y = K_0 x. \tag{1.18}$$

Эта же функция в форме Лапласа

$$(T_2^2 p^2 + T_1 p + 1)(Y(p)) = K_0 X(p).$$

Отсюда переходная функция

$$W(p) = \frac{K_0}{T_2^2 p^2 + T_1 p + 1}. \tag{1.19}$$

Из практики известно, что $T_1 > 2T_2$ – необходимое условие существования данного звена 2-го порядка. В этом случае переходный процесс будет бесколебательным (рис. 1.8). Постоянные времени можно найти графически, проведя касательную к кривой в точке A перегиба, то есть максимального изменения сигнала.

Граничным значением, когда переходный процесс еще остается близким к аperiodическому, является равенство $T_1 = 2T_2$. При $T_1 < 2T_2$ процесс становится колебательным (рис. 1.3 – кривая 2). Подобный процесс наблюдается у гироскопа, когда он приходит в меридиан. Такое звено называется *колебательным*. В случае, когда $2T_2$ значительно превосходит значение T_1 , наблюдаются незатухающие колебания. Примером этому может служить гироскоп под действием только маятникового момента (то есть без демпфи-

рования) или авторулевой оптимального типа под управлением только пропорционального сигнала (Кос). В этих случаях значение T_1 близко к нулю. Таким образом, количество колебаний зависит от соотношения T_1 и $2T_2$.

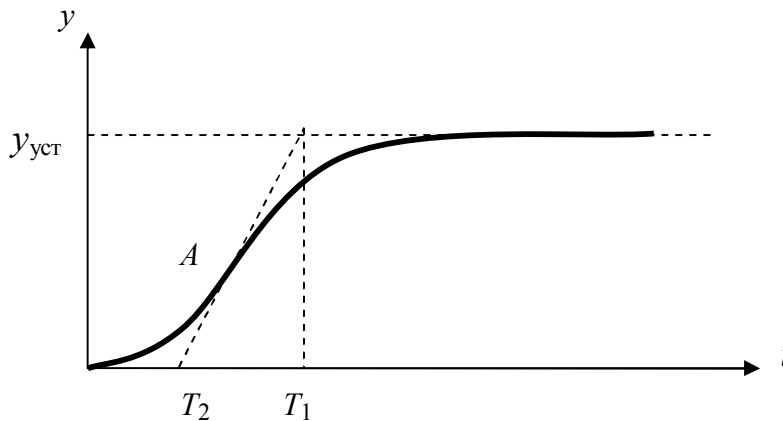


Рис. 1.8. Аperiodическое звено второго порядка

Интегрирующее звено. Интегрирующие звенья также подразделяются на идеальные и реальные (рис. 1.9). Уравнение такого звена в общем виде получим из выражения (1.14)

$$T_1 \frac{dy}{dt} + y = K_2 \int x dt \quad (1.20)$$

или в форме по Лапласу $(T_1 p + 1)Y(p) = \frac{K_2}{p} X(p)$.

Из последнего выражения найдем переходную функцию

$$W(p) = K_2 \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_1 p + 1} \quad (1.21)$$

По аналогии с формулой (1.17) получим уравнение кривой переходного процесса

$$y(t) = K_2 \cdot x \cdot t - K_2 \cdot x \cdot T_1 (1 - e^{-\frac{t}{T_1}}) \quad (1.22)$$

В уравнении (1.22) в правой части первый член представляет собой идеальное интегрирующее звено, причем выходной сигнал такого звена прямо пропорционален времени. Это означает, что при постоянстве входного сигнала на выходе интегрирующего звена сигнал накапливается (рис. 1.9). Вторая составляющая в правой части описывает переходный процесс, представляющий собой экспоненту. Если же входной сигнал гармонический синусоидальный, то таким звеном он практически не пропускается, особенно в случаях, когда сигнал высокочастотный. Реальное звено имеет инерционность, характеризуемую постоянной времени T_1 .

Примером интегрирующего звена может служить счетчик пройденного расстояния лага. На его вход подается значение скорости судна, а на выходе суммируется пройденное расстояние. В лагах прежних выпусков для интег-

рирования скорости применялась электромеханическая схема, имеющая большую инерционность. В современных лагах с электронной обработкой информации схема счетчика лага работает с характеристиками, близкими к идеальному звену. В авторулевых интегрирующее звено используется для устранения несимметричного рысканья судна, которое приводит к отклонению линии пути от линии заданного курса.

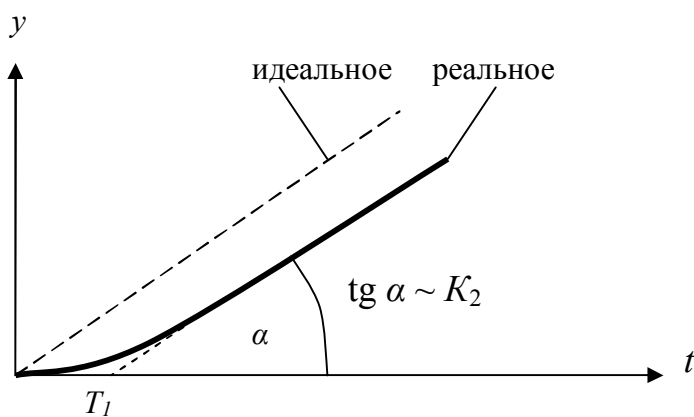


Рис. 1.9. Интегрирующее звено

Дифференцирующее звено. Дифференцирующие звенья подразделяются на идеальные, то есть обладающие чисто дифференцирующими свойствами (дифференцируют входной сигнал), и реальные, которые благодаря инерционности обладают еще и интегрирующими свойствами. Графики их переходных процессов показаны на рис. 1.10. Уравнение данного звена имеет следующий вид:

$$T_1 \frac{dy}{dt} + y = K_1 \frac{dx}{dt}. \quad (1.23)$$

Переходная функция дифференцирующего звена

$$W(p) = \frac{K_1 p}{T_1 p + 1}. \quad (1.24)$$

График переходного процесса представляет собой экспоненту:

$$y(t) = \frac{Kx e^{-\frac{t}{T_1}}}{T_1}. \quad (1.25)$$

При $T_1 = 0$ график переходного процесса представляет собой вертикальную прямую, идущую по оси y . Поскольку дифференциал — это изменение функции во времени, то есть скорость изменения функции, то при нулевом значении времени скорость стремится от нуля к бесконечности.

Инерционность реального звена определяется постоянной времени T_1 , то есть наличием первого члена в уравнении (1.23). Значение T_1 может быть найдено графическим путем, как показано на рис. 1.10. В начальной точке, где скорость нарастания сигнала наибольшая, проводится касательная к кри-

вой. Временной интервал от начала координат до точки пересечения с осью времени и есть искомая величина.

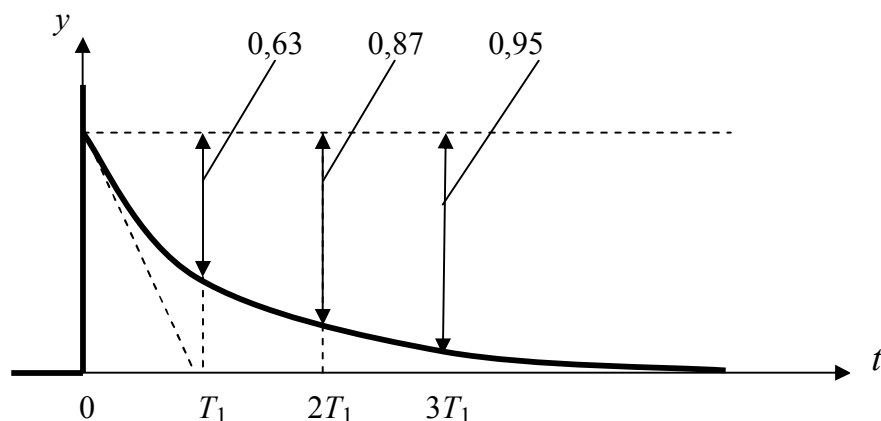


Рис. 1.10. Дифференцирующее звено

В авторулевом дифференцирующее звено измеряет угловую скорость отклонения судна от курса (производную от угла отклонения). Очевидно, что полученный таким путем входной сигнал опережает по фазе выходной сигнал. Этим в авторулевом обеспечивается эффект одерживания. Благодаря данному звену перо руля переключается заранее, чтобы погасить инерционность судна. По этой причине данное звено иногда называют *упреждающим*, или *форсирующим*. В старых авторулевых роль дифференцирующего звена играл тахогенератор (электромеханическое дифференцирующее звено), который имел определенную инерционность. Он вырабатывал ЭДС пропорционально скорости отклонения судна от заданного курса. В современных эту задачу решает электронное устройство, которое по своим характеристикам близко к идеальному дифференцирующему звену.

3. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КУРСОМ СУДНА (САУКС)

Рассмотрим САУКС на примере авторулевого оптимального управления курсом судна типа «Аист». В таких авторулевых используется пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) закон управления.

Допустим, судно движется некоторым гирокомпасным курсом (ГКК). Под воздействием внешних факторов $f(t)$ (волнение моря, ветер, реакция винта и т. д.) судно начинает отклоняться от курса. Обозначим: α – угол отклонения судна от курса; L – момент внешних сил, действующих на судно. Согласно законам механики действие момента вызовет угловое ускорение $\ddot{\alpha}$, то есть противодействующий инерционный момент $I\ddot{\alpha}$ (I – момент инерции судна). Кроме того, моменту L будут противодействовать:

$K\dot{\alpha}$ – момент сопротивления среды, то есть воды и воздуха;

$C\beta_3$ – момент, создаваемый пером руля,

где K и C – соответствующие коэффициенты пропорциональности, а β_3 – угол клады руля.

Приравняв сумму противодействующих моментов к моменту внешних сил, получим уравнение движения судна

$$I\ddot{\alpha} + K\dot{\alpha} + C\beta_3 = L. \quad (2.1)$$

Судно является объектом управления с известным согласно выражению (2.1) законом движения. Используя схемы рис. 1.1 и рис. 1.2, сформируем функциональную схему авторулевого (рис. 2.1) и проанализируем ее работу.

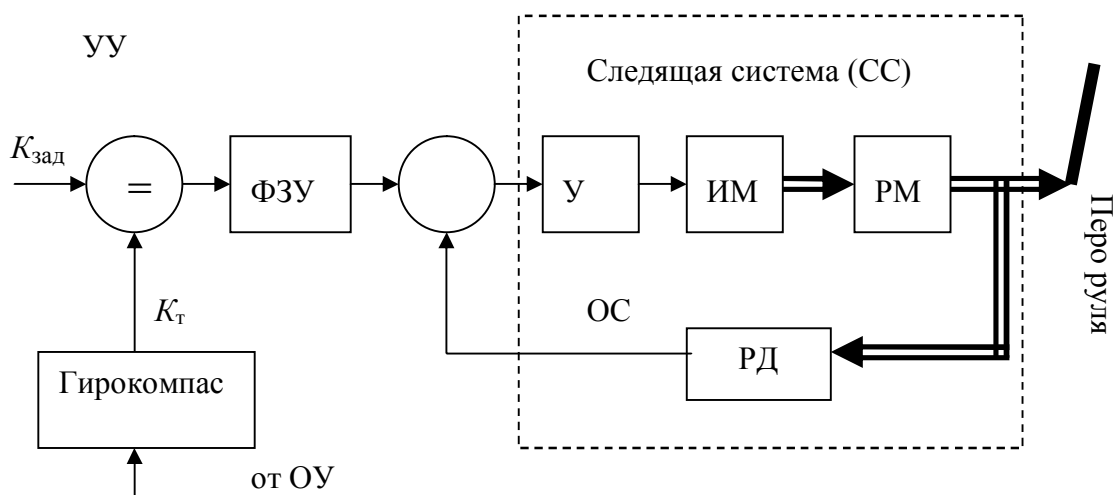


Рис. 2.1. Функциональная схема авторулевого

Очевидно, что объектом управления (ОУ) является судно (не показано). На рис. 2.1 представлено только устройство управления (УУ), то есть схема непосредственно авторулевого. В нем используется основной принцип управления – управление по отклонению. Роль задающей функции выполняет заданный курс $K_{зад}$. Измерительный элемент, гирокомпас, определяет положение диаметральной плоскости судна относительно компасного меридиана, то есть гирокомпасный курс (ГКК). Так осуществляется внешняя обратная связь. Обе величины в виде напряжений поступают на сравнивающий элемент (=), откуда напряжение, пропорциональное углу α отклонения судна от курса, передается в вычислительное устройство ФЗУ – формирователь закона управления. Именно здесь формируется закон управления судном. Для его получения проведем преобразования, подобные выражениям (1.8) – (1.11) и получим ПИД закон управления:

– пропорциональный (П)

$$\beta_3 = K_0 \alpha, \quad (2.2)$$

где K_0 – коэффициент внутренней обратной связи по курсу судна;

– пропорционально-дифференциальный (ПД)

$$\beta_3 = K_0 \alpha + K_1 \dot{\alpha}, \quad (2.3)$$

где K_1 – коэффициент обратной связи по угловой скорости поворота судна;

– пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД)

$$\beta_3 = K_0\alpha + K_1\dot{\alpha} + K_2 \int \alpha \cdot dt, \quad (2.4)$$

где K_2 – коэффициент обратной связи по углу рыскания судна.

Рассмотрим работу авторулевого при этих законах управления.

2.1. Режим стабилизации курса

Управляющий сигнал в авторулевом формируется с помощью сравнивающего устройства, куда поступают сигналы, пропорциональные заданному судоводителем курсу $K_{\text{зад}}$ и текущему курсу $K_{\text{Т}}$ от гирокомпаса. В результате сравнения сигналов вырабатывается напряжение, пропорциональное углу α отклонения судна от заданного курса $\alpha = K_{\text{зад}} - K_{\text{Т}}$. Данное напряжение называется сигналом рассогласования.

При использовании только пропорционального (П) закона управления отклонение судна от заданного курса (появление угла α) вызывает в блоке ФЗУ выработку электрического управляющего сигнала, соответствующего заданному углу кладки пера руля β_3 . Сформированный сигнал поступает через схему вычитания на усилитель и далее на исполнительный механизм (ИМ). Последний преобразует электрический сигнал в механический для управления рулевой машиной, а следовательно, и перекладкой руля с помощью гидравлических насосов или электродвигателей в зависимости от окончного устройства. Перо руля оказывает механическое управляющее воздействие непосредственно на судно. Пропорционально углу β кладки руля механически разворачивается рулевой датчик (РД), который является датчиком внутренней обратной связи (ОС). Его роль обычно выполняет сельсин, преобразующий механический сигнал в электрический. Сигнал РД с обратным знаком подается на вход следящей системы (СС), где вычитается из управляющего сигнала, пропорционального β_3 . Когда сигналы сравниваются, суммарный сигнал становится равным нулю и перо руля оказывается переложеным на заданный угол.

Под действием переложеного руля судно начнет возвращаться на заданный курс. Поскольку угол α будет уменьшаться, то уменьшается и управляющий сигнал β_3 по отношению к сигналу внутренней обратной связи. Следовательно, сигнал на входе следящей системы меняет знак, что заставляет перо руля возвращаться к исходному положению. Когда судно вернется на заданный курс ($\alpha = 0$), то и перо руля окажется в диаметральной плоскости ($\beta = 0$). Теперь оба сигнала, как управляющий, так и сигнал обратной связи, равны нулю. На входе СС сигнал отсутствует.

Однако судно имеет значительную инерционность, характеризуемую постоянной времени T_1 . Следовательно, при возвращении на заданный курс судно разгонится и по инерции перейдет на другую сторону от его линии. Далее процесс возвращения на курс повторяется в обратном направлении. Возникают незатухающие колебания судна относительно заданного курса.

Действительно, из сказанного видно, что управляющее воздействие пера руля синхронно находится в противофазе с колебаниями судна. Отсюда следует, что постоянная времени устройства T_2 управления практически равна постоянной времени T_1 судна. Следовательно, $T_1 < 2T_2$. Таким образом, возникло колебательное звено, что отмечено в параграфе 1.6. Подобное явление наблюдается, например, в гирокомпасе: под воздействием только маятникового момента чувствительный элемент совершает незатухающие колебания относительно плоскости истинного меридиана.

Вывод: при пропорциональном законе управления объект управления совершает незатухающие колебания. В случае с авторулевым управляющее воздействие при пропорциональном законе управления можно изменить регулировкой $K_{ос}$, уменьшив его до минимально возможного значения, при котором судно еще управляется, а рысканье остается гармоническим. Однако это не приносит желаемого результата. Амплитуда рыскания если и снижается, то незначительно, зато нагрузка на рулевую машину многократно возрастает. Очевидно, что необходимо ввести в схему управления упреждающее, то есть дифференцирующее звено.

При использовании пропорционально-дифференциального (ПД) закона повышается качество управления, то есть улучшается устойчивость судна на курсе. Дополнительный, в данном случае дифференциальный, сигнал определяется в ФЗУ путем определения угловой скорости $\dot{\alpha}$ отклонения судна от курса, то есть дифференцируется значение угла α . Графики обоих сигналов показаны на рис. 2.2, который является примером геометрического дифференцирования сигнала.

Допустим, в некоторый нулевой момент времени судно начало уход с заданного курса, то есть приобрело некоторую угловую скорость $\dot{\alpha}$. Угол α нарастает, однако оба сигнала имеют один и тот же знак, в данном случае «+». Следовательно, сигналы складываются, что приводит к большому углу β кладки руля. Судно замедляет скорость ухода с курса, и в момент t_1 оно полностью останавливается, то есть α максимален, а $\dot{\alpha} = 0$. Благодаря форсированному действию руля угол отклонения судна от курса значительно меньше, чем при действии только пропорционального сигнала. С этой точки судно начинает возвращение к линии курса. Поскольку оно идет в обратную сторону, то угловая скорость движения $\dot{\alpha}$ меняет знак. Теперь сигналы вычитаются, и угол кладки руля уменьшается. В момент времени t_2 сигналы сравниваются. На входе следящей системы сигнал равен нулю; руль находится в диаметральной плоскости. Однако благодаря большой инерционности судно продолжает с нарастающей угловой скоростью $\dot{\alpha}$ двигаться дальше. В промежутке времени от t_2 до t_3 пропорциональный сигнал уменьшается и отрицательный дифференциальный сигнал становится больше чем пропорциональный, благодаря чему руль переключается в противоположную сторону. Так достигается эффект автоматического одерживания.

При ПД законе управления возникает статическая погрешность вследствие несимметричного рысканья судна (рис. 2.3).

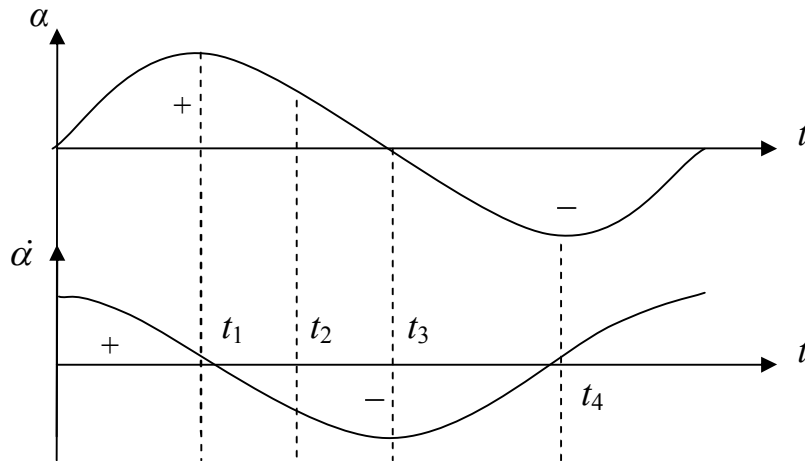


Рис. 2.2. Графики пропорционального и дифференциального сигналов

Допустим, гармоническое внешнее воздействие оказывается несимметричным: например, в нашем случае волна бьет в левый борт. Момент от удара волны сбивает судно с линии заданного курса ($K_{\text{зад}}$) вправо на значительный угол α . Отрабатывая этот сигнал, авторулевой возвращает судно на прежний курс (линия 1). Однако следующий удар приводит опять к отклонению вправо уже от этой линии. Судно снова возвращается на прежний курс, но на линию 2, и т. д. Следовательно, линия пути не соответствует заданному курсу. Таким образом, возникает необходимость добиться, чтобы рысканье стало симметричным. Эту задачу решает *интегрирующее* звено, которое имеется в составе ФЗУ авторулевого.

Обратимся к рис. 1.9 и уравнению (1.22), которые характеризуют интегрирующее звено. С точки зрения физического смысла интеграл – это сумма бесконечно малых приращений. Следовательно, знакопеременная часть сигнала при суммировании взаимокompенсируется. Постоянная часть α_3 накапливается и в качестве дополнительного сигнала поступает на вход следящей системы. Благодаря этому руль оказывается постоянно переложенным на некоторый угол, в нашем случае влево. Далее уже от этого положения работает ПД закон.

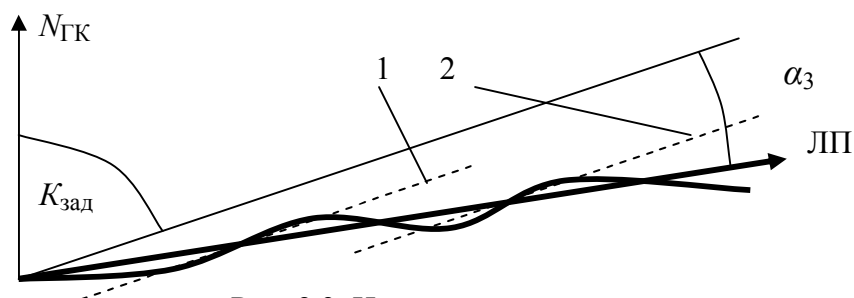


Рис. 2.3. Несимметричное рысканье судна

Рассмотренные примеры показывают принцип реализации выражения (2.4) в типовом авторулевом с использованием пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) закона управления.

Параметры K_0 – «коэффициент обратной связи» (K_{OC}) и K_1 – «производная» настраиваются вручную в зависимости от условий плавания так, чтобы соблюдалось примерное равенство $T_1 \approx 2T_2$. Однако величины постоянных времени отыскивать сложно и практически нецелесообразно. При эксплуатации рулевого пользуются другими показателями качества управления, которые на практике легко оценить по движению судна и по работе рулевого устройства, а именно точностью удержания судна на заданном курсе и степенью нагрузки на рулевую машину. При разработке автоматических систем названные показатели не могут быть использованы, что будет рассмотрено в параграфе 2.2 и 2.3.

2.2. Режим маневрирования

Авторулевой позволяет не только управлять судном на прямом курсе K , но и изменять его (рис. 2.4). Для этого достаточно задать новый курс $K_{зад}$.

Для удобства представим шкалу курса в виде вертикальной оси. На время маневра пренебрегаем внешним воздействием и полагаем, что интегрирующее звено (регулятор K_3) отключено.

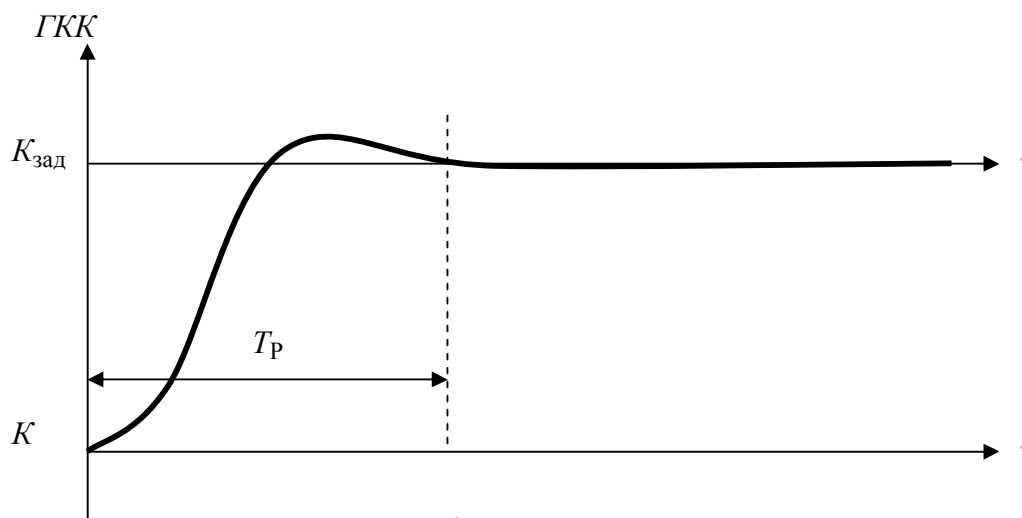


Рис. 2.4. График автоматического изменения курса

Качество переходного процесса во время маневра судна оценивается критериями, приведенными в п. 1.3:

- статической погрешностью. Для практических целей обычно принимается $\Delta_{ст} = \pm 1^\circ$;

- длительностью переходного процесса T_p , то есть временем, в течение которого величина динамической погрешности входит в зону заданной статической погрешности;

- величиной перерегулирования, то есть динамической погрешностью.

На практике $\Delta_d = \pm 1^\circ$;

– формой процесса. Оптимальным считается, что процесс должен быть аperiodическим с небольшим перерегулированием.

Качество переходного процесса регулируется вручную коэффициентами K_0 и K_1 , то есть «Коэффициентом обратной связи» (K_{oc}) и «Производной» соответственно, исходя из параметров судна (размеров, коэффициента управляемости), его загрузки и характера груза, состояния внешних условий.

2.3. Обобщенные показатели качества управления

Проанализируем с помощью обобщенных показателей качество переходных процессов, графики которых представлены на рис. 2.5.

Предложенные выше показатели качества управления, во-первых, не всегда применимы, во-вторых, могут быть заменены одним аналитическим критерием.

На рис. 2.5а показан график процесса, когда САУ переходит в новое установившееся состояние. *Обобщенный показатель – это интегральная оценка качества переходного процесса:*

$$I_1 = \int_0^{T_p} \Delta_{\text{д}} dt = \int_0^{T_p} [y(t) - y_0] \cdot dt . \quad (2.5)$$

Графически это сумма площадей (заштриховано) отклонения кривой от заданного положения равновесия. Очевидно, что чем меньше показатель интегральной оценки, тем выше качество переходного процесса.

Однако и данный показатель не всегда применим, например, для гирокомпаса на маневрирующем судне или для авторулевого во время волнения. В этих условиях работа САУ представляет собой непрерывный переходный процесс без начала и конца, возмущения действуют постоянно и имеют случайный характер (рис. 2.5б). В этом случае рекомендуется выбирать время наблюдения T , достаточно большое, чтобы усреднить возмущающие воздействия

$$I_2 = \int_0^T \Delta_{\text{д}} dt = \int_0^T [y(t) - y_0] \cdot dt . \quad (2.6)$$

Из сказанного ясно, что формулы (2.5) и (2.6) применяются для разных условий использования САУ. Если интегральные оценки качества (2.5) и (2.6) рассчитаны для одной и той же САУ, но для разных условий, то для сравнимости результатов каждое из значений надо поделить на время интегрирования, то есть $I_1 / T_p \sim I_2 / T$. Тогда формулы приобретут соответственно следующий вид:

$$I_1 = \int_0^{T_p} \Delta_{\text{д}} dt = \frac{1}{T_p} \int_0^{T_p} [y(t) - y_0] \cdot dt ; \quad (2.7)$$

$$I_2 = \int_0^T \Delta_D dt = \frac{1}{T} \int_0^T [y(t) - y_0] \cdot dt . \quad (2.8)$$

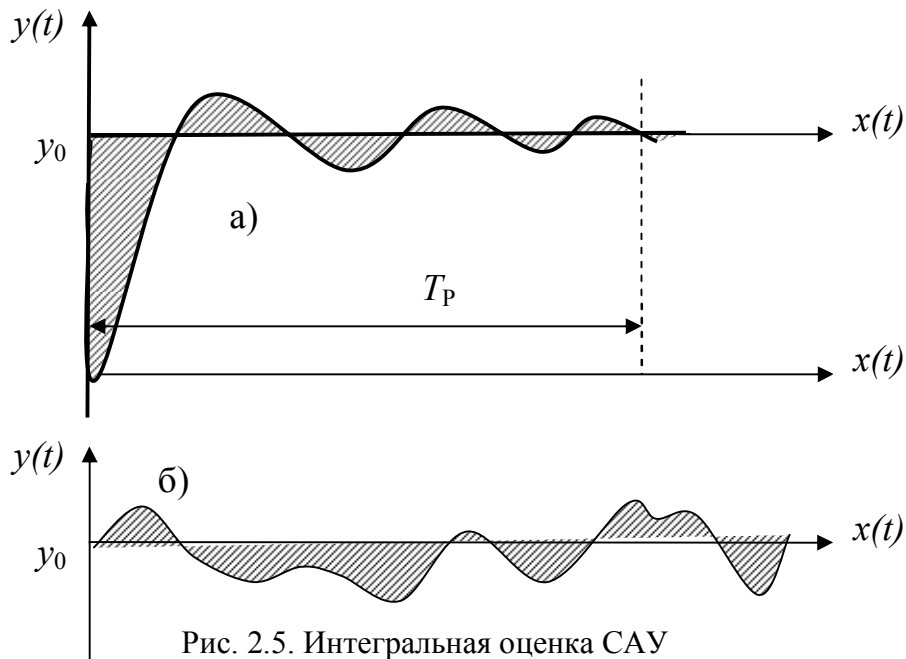


Рис. 2.5. Интегральная оценка САУ

Однако и эти уравнения имеют недостаток, который заключается в следующем. При особенно тяжелых условиях использования САУ, при больших случайных знакопеременных внешних воздействиях, особенно близких к гармоническим, интегральные оценки I_1 и I_2 становятся минимальными независимо от качества регулирования. Это происходит потому, что интеграл – это сумма, а суммирование гармонических знакопеременных колебаний дает минимальный результат, так как положительные и отрицательные отклонения взаимокompенсируются. Следовательно, минимум оценок I_1 и I_2 в данном случае не характеризует качество управления. Необходимо принять меры, исключающие учет знака динамической погрешности. Для этого достаточно возвести ее в квадрат, тогда получим интегральную квадратичную оценку качества переходного процесса

$$I_3 = \int_0^T (\Delta_D)^2 dt = \int_0^T [y(t) - y_0]^2 \cdot dt . \quad (2.8)$$

Во всех случаях для того, чтобы обеспечить оптимальную в данных условиях настройку САУ, надо при ее регулировке добиться минимума соответствующей интегральной оценки качества переходного процесса.

3. ГИРОКОМПАС НА НЕПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

Гирокомпас является автоматической системой, вырабатывающей направление компасного меридиана на Земле. По этой причине чувствительный элемент (ЧЭ) гирокомпаса (ГК) связан с Землей посредством силы тяжести. Если эта связь обусловлена смещением центра тяжести ЧЭ относительно центра подвеса, то это гирокомпас с непосредственным управлением («Курс», «Амур»). Если связь осуществляется через физический маятник (индикатор горизонта, акселерометр), то это гирокомпас с косвенным управлением («Вега», «Гюйс»). Объектом управления является гироскопический ЧЭ, а Земля с ее силой тяжести – устройством управления. Одновременно Земля благодаря своему вращению формирует закон управления, поскольку вектор силы тяжести вращается в инерциальном пространстве вокруг горизонтальной составляющей ω_1 угловой скорости вращения Земли. Главная ось ЧЭ всегда находится в плоскости истинного меридиана. Следовательно, Земля является задающим элементом. Таким образом, управляющее воздействие формирует Земля в виде маятникового и демпфирующего моментов. Одновременно благодаря маятниковости осуществляется и внешняя обратная связь выходного параметра (направления компасного меридиана) с управляющим устройством, то есть с Землей. Отсюда следует, что в гирокомпас как в автоматическую систему входит Земля. Из сказанного можно сделать вывод: ГК – это замкнутая система автоматического управления, в которой реализован наиболее универсальный и эффективный принцип управления – управление по отклонению.

3.1. Гирокомпасы с непосредственным управлением

В гирокомпасе объектом управления является гироскопический чувствительный элемент (ЧЭ), а управляющее устройство – это Земля. Она управляет гироскопом посредством силы тяжести, вектор которой всегда находится в истинном меридиане. Управляющими сигналами являются маятниковый и демпфирующий моменты. В гирокомпасе с непосредственным управлением маятниковый момент создается смещенным центром тяжести гироскопа, а демпфирующий момент – масляным успокоителем. Уравнения движения такого гирокомпаса

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} - H\omega_0 \sin \varphi = -B\beta + C\gamma, \\ \dot{\beta} - \omega_0 \cos \varphi \cdot \alpha = 0, \\ \dot{\gamma} + F(\beta + \gamma) = 0, \end{cases} \quad (3.1)$$

где α и β – углы отклонения ЧЭ в азимуте и по высоте, а их производные – угловые скорости движения ЧЭ в азимуте и по высоте;

φ – широта места судна;

H – кинетический момент гиросферы;

ω_0 – угловая скорость вращения Земли;

$\omega_0 \sin \varphi = \omega_2$ – вертикальная составляющая угловой скорости вращения Земли;

$\omega_0 \cos \varphi = \omega_1$ – горизонтальная составляющая угловой скорости вращения Земли;

γ – угол, характеризующий уровень жидкости в сосудах масляного успокоителя, а его производная – скорость перетекания масла;

B и C – модули маятникового и демпфирующего моментов соответственно;

F – фактор перетекания масла.

Первое уравнение показывает движение гиросферы в азимуте, второе – по высоте, третье характеризует масляный успокоитель.

Для практической эксплуатации гирокомпас нет необходимости находить общее решение системы уравнений (3.1). Если отключить масляный успокоитель, то останется рассмотреть два первых уравнения без демпфирующего момента $C \gamma$. После операции разделения переменных получим

$$H\ddot{\alpha} + B\omega_0 \cos \varphi \cdot \alpha = 0. \quad (3.2)$$

Для приведения уравнения в удобный вид для анализа в рамках теории автоматики разделим его на второй член

$$T_2^2 \ddot{\alpha} + 1 = 0. \quad (3.3)$$

Сравним общие уравнения (1.9), (1.11) и (1.12) с уравнениями (3.2) и (3.3). В последних уравнениях отсутствует постоянная времени T_1 или, по крайней мере, она мала ($2T_2 \gg T_1$). Это действительно так, поскольку гироскоп безынерционен к внешнему воздействию. Конечно, гирокомпас придет в меридиан благодаря моментам сил трения в поддерживающей жидкости, но это длительный переходный процесс, занимающий несколько суток.

Гирокомпас представляет собой колебательное звено. Графиком его переходного процесса является периодическая кривая. При этом с применением управляющего воздействия только в виде маятникового момента ГК совершает незатухающие колебания. Для их превращения в затухающие в гирокомпасе посредством момента силы тяжести, вызывающей перетекание масла в сосудах масляного успокоителя, вырабатывается демпфирующий момент. В результате действия управляющих моментов (маятникового и демпфирующего) гирокомпас приходит в меридиан. Найдем положение равновесия гиросферы для этого случая.

Координаты положения равновесия найдем из уравнений (3.1). В этом положении $\dot{\alpha} = \dot{\beta} = \dot{\gamma} = 0$, то есть движение относительно Земли отсутствует. Тогда

$$\begin{aligned} \alpha_r &= 0; \\ \beta_r &= \gamma_r = H \omega_0 \sin \varphi / (B - C), \end{aligned} \quad (3.4)$$

где α_r – положение ЧЭ в азимуте;

β_r – положение ЧЭ по высоте.

На неподвижном основании главная ось этих ГК приходит в истинный меридиан. При этом она приподнята над плоскостью горизонта, что говорит о наличии равновесных управляющих моментов, обеспечивающих движение гиросферы вслед за истинным меридианом на вращающейся Земле.

Для ГК «Курс-4» координаты могут быть рассчитаны по данным, приведенным в прил. 1.

3.2. Гироскомпасы с косвенным управлением

В гироскомпасах «Вега», «Гюйс» и им подобным управляющие моменты создаются по данным физического маятника – индикатора горизонта (ИГ), поэтому они называются гироскомпасами с косвенным управлением. Уравнения их движения:

$$\begin{cases} H\dot{\alpha} - H\omega_0 \sin \varphi = -A_y \gamma, \\ \dot{\beta} - \omega_0 \cos \varphi \cdot \alpha = -A_z \gamma, \\ \tau \dot{\gamma} + \gamma = \beta, \end{cases} \quad (3.5)$$

где A_y и A_z – модули маятникового и демпфирующего моментов соответственно;

γ – угол отклонения маятника индикатора горизонта;

τ – постоянная времени индикатора горизонта, равная 60 с.

Анализ, представленный в п. 3.1, полностью соответствует и данному типу гироскомпасов, за исключением координат динамического равновесия. Найдем их, используя систему уравнений (3.5):

$$\begin{aligned} \alpha_r &= (A_z \operatorname{tg} \varphi) / A_y, \\ \beta_r &= (H \omega_0 \sin \varphi) / A_y. \end{aligned} \quad (3.6)$$

В отличие от гироскомпасов типа «Курс» и «Амур» в гироскомпасах типа «Вега» главная ось ЧЭ приходит в положение равновесия, смещенное относительно плоскости истинного меридиана на угол $\alpha_r = \delta_\varphi$, называемый девиацией затухания, или широтной девиацией.

В ГК с непосредственным управлением «Курс» и «Амур» и в ГАК с косвенным управлением «Вега», «Гюйс» применены разные схемы управления. Первые имеют один канал управления – управление в азимуте. Управляющие моменты приложены по одной горизонтальной оси – оси y . Для обеспечения затухания демпфирующий момент сдвинут по фазе относительно маятникового приблизительно на $\pi/2$. Вторые гироскомпасы имеют два канала управления – следовательно, эти моменты приложены по разным осям. Маятниковый момент действует по оси y (в азимуте), а демпфирующий – по оси z (по вертикали), то есть демпфирующий момент сдвинут в пространстве относительно маятникового на угол $\pi/2$. Таким образом, смещение ЧЭ гироскомпаса «Вега» в азимуте, то есть широтная девиация, вызвано причинами из области задач автоматического управления.

Как уже отмечалось, у гирокомпасов применяется принцип управления по отклонениям – отклонениям главной оси ЧЭ от плоскости горизонта, то есть по высоте (углу β). У гирокомпасов с непосредственным управлением с их приходом в меридиан этот угол сохраняется, так как по высоте не действуют никакие моменты.

У гирокомпасов с косвенным управлением, если ось x окажется в плоскости истинного меридиана, который в инерциальном пространстве не поднимается и не опускается при вращении Земли, то вертикальный (демпфирующий) момент приведет ее в плоскость горизонта. Сигнал ИГ исчезнет. Это означает, что управляющие сигналы равны нулю: $g(t) - y(t) = 0$ (с. 7). САУ потеряла управление. Таким образом, гироскоп становится свободным (неуправляемым) и вследствие вращения Земли начинает движение в азимуте к востоку. Как только появится угол α отклонения в азимуте, начинается подъем оси x гироскопа. С индикатора горизонта снимется сигнал, пропорциональный углу подъема β . По данному сигналу формируются управляющие моменты, причем маятниковый момент направлен к западу, куда и начинается прецессия гироскопа. Однако, пока углы α и β небольшие, скорость прецессии меньше скорости вращения меридиана и углы, а вместе с ними и управляющие моменты, будут возрастать. В конечном итоге прецессия к западу под действием маятникового момента сравняется с угловой скоростью вращения меридиана. Теперь гироскоп следит за меридианом, но с отставанием от него на угол $\alpha_r = \delta\varphi$.

Таким образом, для слежения за меридианом гироскопу необходим постоянный момент по оси y , направленный к западу. Для этого главная ось должна быть приподнята над горизонтом, чтобы с ИГ снимался сигнал, создающий маятниковый момент. Такое положение у гиросуказателя возможно только тогда, когда ось x отклонена к востоку на угол α_r .

Конструкция гирокомпасов с косвенным управлением позволяет применить комбинированное управление этими САУ, то есть совместно с принципом управления по отклонениям используется принцип управления по задающему воздействию. Из систем уравнений (3.5) и (3.6) известен закон изменения широтной девиации. Вычислительное устройство по этому закону формирует задающее воздействие в виде корректирующего момента в азимуте:

$$L_{Ky} = H\omega_0 \sin \cdot \varphi . \quad (3.7)$$

В первом уравнении системы (3.5) второй член компенсируется, тем самым движение в азимуте за меридианом обеспечивается моментом L_{Ky} . Величина $\delta\varphi = 0$, так как числитель в тангенсе равен нулю.

Заметим, что и на подвижном основании скоростная девиация также исключается рассчитанным корректирующим моментом, действующим по высоте.

Благодаря комбинации принципов управления появилась возможность в одной САУ создать два прибора – гирокомпас и гироазимут (ГА). Для пе-

рехода из режима ГК в режим ГА достаточно отключить индикатор горизонта от управления в азимуте, что означает разрыв связи с Землей как управляющим устройством. Маятниковый момент теперь не создается, но L_{Ky} продолжает действовать, реализуя принцип управления по задающему воздействию. Таким образом, по управлению в азимуте гироазимут является *системой программного управления*.

По второму каналу, то есть по высоте, управляющее воздействие формируется по данным индикатора горизонта. С отклонением гироскопа от плоскости горизонта ИГ вырабатывает сигнал, формирующий вертикальный управляющий момент. По этому каналу продолжает использоваться принцип управления по отклонениям. Таким образом, вертикальный канал представляет собой *систему автоматической стабилизации*.

3.3. Оценка пригодности чувствительного элемента к навигационному использованию

Пригодность чувствительного элемента гирокомпаса к навигационному использованию оценивается по характеру переходного процесса его движения к положению равновесия. Положением равновесия является гирокомпасный меридиан, а переходный процесс представляет собой кривую затухающих колебаний.

Траекторией движения является двумерная кривая, так как ЧЭ движется в азимуте и по высоте. Измерение движения гиросферы по высоте затруднено вследствие конструкции гирокомпасов, поэтому на практике ограничиваются определением кривой ее движения в азимуте. В этом случае с достаточной степенью точности ЧЭ можно считать инерционным звеном второго порядка.

В процессе выполнения этой работы определяются статические и динамические характеристики:

- время переходного процесса (время прихода гирокомпаса в меридиан);
- период затухающих колебаний;
- фактор затухания;
- зона «устойчивости», которую иногда называют зоной «нечувствительности».

Первые три параметра сравнивают с паспортными данными для загруженного в гирокомпас чувствительного элемента. Если хотя бы один из параметров выходит за допустимые пределы, то ЧЭ не пригоден к дальнейшему навигационному использованию и подлежит замене. Указанная причина может служить основанием для составления акта на списание гиросферы.

Четвертый параметр, зона «устойчивости», позволяет определить точность прихода ЧЭ в меридиан (в положение равновесия) и выявить причину постоянной поправки ГК. Ее величина также не должна превышать допустимого значения.

Для выполнения указанной процедуры необходимо построить график переходного процесса, то есть измерить кривую затухающих колебаний гирокомпаса. Для этого необходимо выполнить действия в указанном ниже порядке.

1. Установить скоростной корректор ГК «Курс» на нулевой отсчет и записать широту места снятия кривой. В гирокомпасе «Амур-3М», имеющем электронный корректор, по шкале ручной установки скорости выставить нулевое значение. В гироазимуткомпасе (ГАК) «Вега» на приборе ВГ-3А установить широту места и нулевой отсчет скорости.

2. Подготовить курсоуказатель к пуску в соответствии с инструкцией по эксплуатации, после чего в ГК «Курс» включить однофазный ток, а в ГАК «Вега» подать питание в режиме «Подготовка».

3. Определить курс судна (положение гирокомпасного меридиана) любым независимым от гирокомпаса способом, например по магнитному компасу, и отклонить чувствительный элемент от гирокомпасного меридиана на угол $90-100^\circ$. Для отклонения ЧЭ в азимуте используется устройство ускоренного приведения гирокомпаса в меридиан.

4. В гирокомпасе «Курс-4» подать питание трехфазного тока и приблизительно через 15-20 минут, когда токи станут рабочими, включить следящую систему курса. В гироазимуткомпасе «Вега» по окончании режима «Подготовка» установить режим «Работа». На курсограмме начнется запись переходного процесса, характеризующего приход гирокомпаса в меридиан.

5. Произвести согласование систем синхронной передачи курса и, зафиксировав время, начать снимать отсчеты курса по любому репитеру с точностью до $0,1^\circ$. Снятие и запись отсчетов курса необходимо производить через интервалы времени в 5 минут, а на перегибах кривой – в 1 минуту.

Запись отсчетов курса производится до полного прихода гирокомпаса в меридиан.

Для ГК «Курс» и «Амур» с целью оценки зоны «устойчивости» необходимо продолжить запись отсчетов в течение времени, равного примерно одному периоду затухающих колебаний гирокомпаса. Все результаты заносятся в таблицу. Методика определения устойчивости гироазимуткомпаса «Вега» изложена в п. 7.

6. По данным таблицы наблюдений на миллиметровой бумаге строится кривая затухающих колебаний гирокомпаса (рис. 3.1) в масштабе по горизонтальной оси 1 мм – 1 мин времени; по вертикальной оси 1 мм – 1° курса. Для построения зоны устойчивости масштаб по вертикальной оси рекомендуется принять 1 мм – $0,1^\circ$ курса. Нанесенные точки соединяются плавной кривой, а затем проводится линия курса как среднее значение отсчетов за последний период колебаний.

Аналогичная кривая затухающих колебаний автоматически фиксируется и на курсограмме, но на ней зона устойчивости практически неразличима. Поэтому для ее построения необходимо отсчеты снимать по репитеру.

Для обработки полученных наблюдений можно использовать графическое построение на миллиметровке или курсограмму с дополнительным построением только зоны устойчивости. Порядок обработки заключается в следующем.

1. Для гирокомпасов «Курс» и «Амур» исключают из рассмотрения начальный участок кривой, примерно по времени 60–80 мин, так как на этом участке из-за неустановившегося движения масла в успокоителе маятниковый и демпфирующий моменты действуют в противофазе, поэтому переходный процесс не колебательный, а экспоненциальный. Колебания чувствительного элемента возникают тогда, когда сдвиг по фазе между управляющими моментами становится близким к $\pi/2$. У гироазимуткомпасов такой сдвиг по фазе существует всегда, так как управляющие моменты приложены по разным осям, сдвинутым в пространстве на угол $\pi/2$.

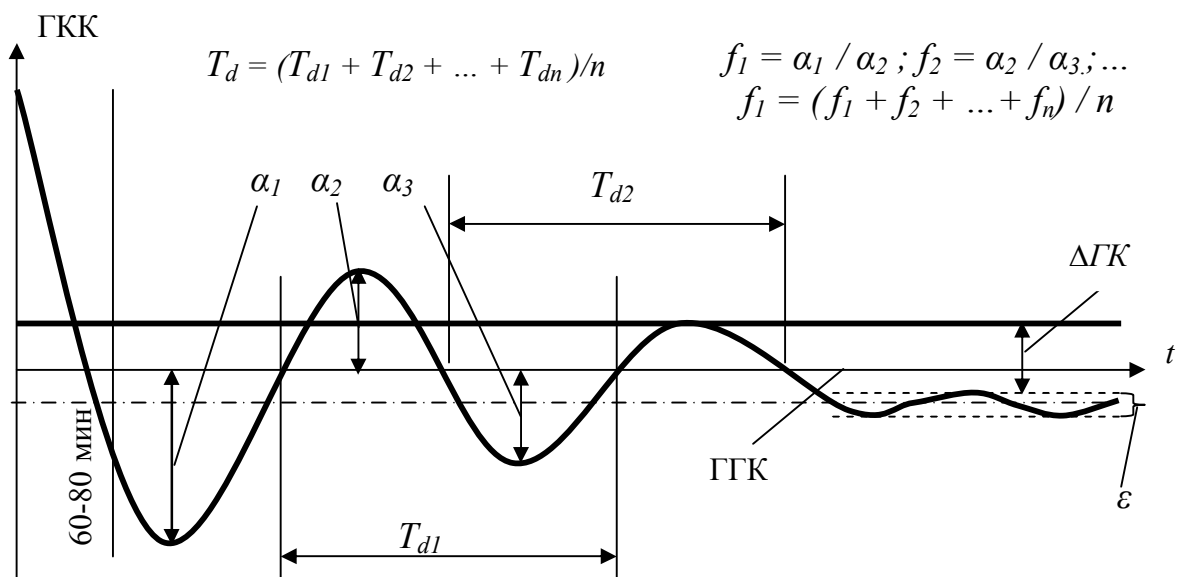


Рис. 3.1. Обработка кривой затухающих колебаний

2. На оставшемся участке кривой, а для курсоуказателя «Вега» на всей кривой, находят период T_d затухающих колебаний чувствительного элемента и определяют фактор f затухания как отношение предыдущей амплитуды отклонения к последующей:

$$f_1 = \frac{\alpha_1}{\alpha_2} ; f_2 = \frac{\alpha_2}{\alpha_3} .$$

Если колебаний несколько, то находят средние значения периода и фактора:

$$T_{dcp} = \frac{T_{d1} + T_{d2}}{2} ; f_{cp} = \frac{f_1 + f_2}{2} .$$

3. На участке, где приведена зона устойчивости чувствительного элемента, определяют его максимальное отклонение вверх и вниз относительно установившегося значения.

4. Найденные значения периода и фактора (средние значения) сравнивают с паспортными данными чувствительного элемента и делают соответ-

вующие выводы. Период колебаний не должен отличаться от расчетного (указанного в паспорте) более чем на ± 15 минут, а фактор затухания должен находиться в пределах от 2-х до 5-ти.

5. Разность значений ε максимальных отклонений чувствительного элемента на участке оценки зоны устойчивости сравнивают с допустимым значением. При этом должно соблюдаться условие

$$\varepsilon = \sqrt{(0,35^\circ \sec\varphi)^2 + (0,2^\circ)^2}, \quad (3.8)$$

где φ – широта выполнения работ.

6. Установившееся значение курса сравнивают с истинным курсом и определяют поправку гирокомпаса. Методика определения поправки приведена ниже. Если поправка гирокомпаса превышает допустимое значение $\pm 1^\circ$ (требования Регистра РФ), то ее необходимо уменьшить до требуемого значения.

7. Для ГАК «Вега» необходимы дополнительные измерения, которые заключаются в следующем.

После прихода гирокомпаса в меридиан зона устойчивости определяется пеленгованием отдаленного берегового ориентира в течение 4 часов с интервалом 10-15 мин. Среднее арифметическое значение пеленгов считается установившимся. Максимальное отклонение пеленгов от установившегося значения в одном пуске не должно превышать $\pm 0,5^\circ$.

После этого компас останавливают на 2 часа, затем запускают и после его прихода в меридиан всю операцию повторяют. Потом все повторяется при третьем пуске. Разница между установившимися значениями пеленгов в первом и последующем пусках допустима не более $\pm 0,5^\circ$. Данная величина называется погрешностью от пуска к пуску. Ее появление обусловлено тем, что управление гиросферой в этом приборе происходит косвенным путем. Следовательно, в формировании управляющего воздействия участвуют различные элементы, параметры которых могут оказаться недостаточно стабильными. Кроме того, недостаточно стабильными могут быть параметры вычислительной схемы (схемы коррекции), формирующей задающие воздействия.

У ГК «Курс» и «Амур» погрешности от пуска к пуску не наблюдаются, так как управляющее воздействие зависит только от вращения Земли и от смещенного центра тяжести. Очевидно, что эти параметры не изменяются. Некоторые изменения условий (температура, питающее напряжение и т. д.) могут вызвать отклонения, но они находятся в пределах зоны устойчивости.

3.3.1. Определение и устранение постоянной поправки гирокомпасов

Существует единственный метод определения постоянной поправки – метод пеленгования отдаленного предмета, истинное направление на который известно. Однако на точности измерения поправки скажется точность установки курсовой черты пеленгаторного репитера в диаметральной плос-

кости (ДП) судна. Следовательно, определение ΔGK производится только после выставки пеленгаторных репитеров параллельно ДП судна. Это можно сделать двумя способами.

Первый способ. Его называют способом по сличению с магнитным компасом. Главный магнитный компас при постройке судна устанавливается в диаметральной плоскости. Используя это обстоятельство, поступают следующим образом. По азимутальным кругам магнитного компаса и пеленгаторного репитера измеряют курсовые углы на один и тот же береговой ориентир, расстояние до которого не менее двух миль. Если курсовые углы отличаются друг от друга, то ослабляют болты, фиксирующие положение шейки соответствующего пелоруса, и разворачивают его верхнюю часть так, чтобы добиться равенства курсовых углов с точностью $\pm 0,25^\circ$.

Второй способ. По теоретическому чертежу (рис. 3.2) определяют угол γ между ДП и направлением, например, на флагшток (или любое устройство, имеющееся на чертеже):

$$\gamma = \text{arc tg } b/a, \quad (3.9)$$

где a – расстояние от линии в плоскости шпангоута, соединяющей пеленгаторные репитеры;

b – расстояние от этой линии до флагштока.

После этого пеленгатор устанавливают на отсчет курсового угла $\pm \gamma$ для правого и левого репитера соответственно. Если предметная мишень не совпадает с флагштоком, то ослабляют болты, фиксирующие положение шейки соответствующего пелоруса, и, разворачивая его верхнюю часть (не трогая пеленгатор), наводят предметную мишень на флагшток. Установив пелорус в нужное положение, болты закрепляют. Только после выполнения данной работы производится определение постоянной поправки ΔGK .

Определяют поправку пеленгованием отдаленного предмета, истинное направление на который можно измерить по карте с места ошвартованного судна. Расстояние до выбранного для пеленгования ориентира должно быть не менее 2 миль. Более точный способ – это пеленгование небесного светила. Истинные азимуты ($A_{сч}$) в этом случае рассчитываются по специальной номограмме (адм. № 90190) или по таблицам ВАС-58, ТВА-57. Измерение пеленгов производят с интервалами 10-15 мин в течение 3 часов (2 периода затухающих колебаний) для ГК «Курс» и «Амур» и 4 часов для ГАК «Вега». Для повышения точности рекомендуется пеленговать 2-3 ориентира на разных курсовых углах и брать серии пеленгов. Рассчитывается поправка по формулам

$$\Delta GK = ИП - КП; \quad \Delta GK = A_{сч} - КП, \quad (3.10)$$

где $ИП$ – истинный пеленг на ориентир;

$КП$ – компасный пеленг на тот же ориентир;

$A_{сч}$ – расчетный азимут светила.

Среднее значение всех поправок и есть постоянная поправка гироком-
паса. Если она превышает значение $\pm 1^\circ$ (требования Регистра РФ), то ее уст-
раняют.

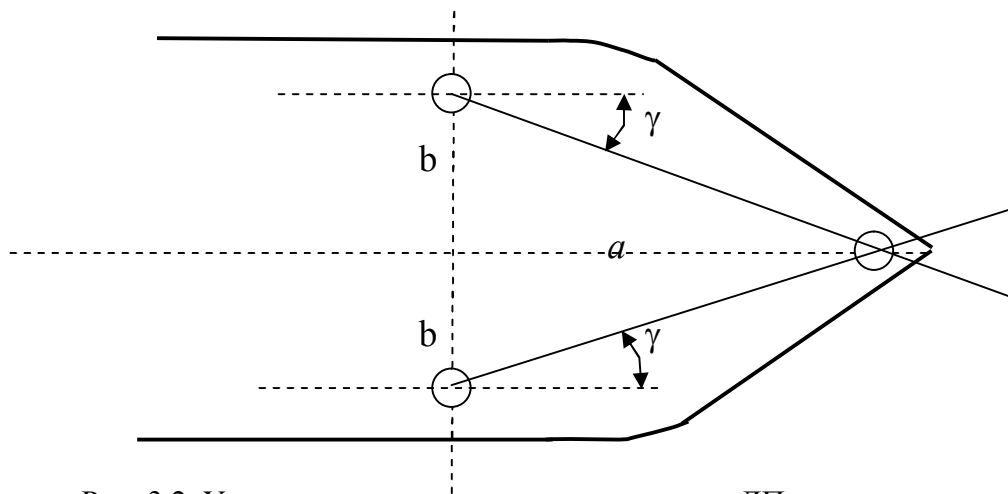


Рис. 3.2. Установка пеленгаторных репитеров в ДП судна

У гирокомпасов с непосредственным управлением (типа «Курс» и «Амур») и с косвенным управлением («Вега», «Гюйс») причины возникнове-
ния ДГК могут быть разными, следовательно, и способы устранения поправ-
ки разные.

Устранение постоянной поправки гирокомпасов «Курс» и «Амур». По-
стоянная поправка основных приборов указанных компасов обусловлена
только неточностью установки курсовой черты относительно диаметральной
плоскости судна. Ее исключение с точностью $\pm 1^\circ$ производится разворотом
нактоуза на величину поправки. Для этой цели в нижней части нактоуза ос-
лабляются 4 гайки и производится его разворот с помощью кремальерного
устройства. После закрепления гаек определяется остаточная ДГК по выше-
указанной методике. Остаточная поправка с точностью $\pm 0,5^\circ$ исключается из
показаний компаса поворотом скоростного корректора.

Таким образом, корректирующего воздействия на объект управления (то
есть на чувствительный элемент) в данных гирокомпасах не производится.
Разворот нактоуза и скоростного корректора отражается только в системе
индикации курса, то есть на шкалах репитеров.

3.3.2. Устранение постоянной поправки гироазимуткомпаса «Вега»

Качество работы ГАК определяется двумя параметрами: точностью
прихода в положение равновесия (то есть постоянной поправкой) и устойчи-
востью ЧЭ в меридиане. В свою очередь сама постоянная поправка зависит
от трех факторов: 1) от неточности установки основного прибора (ВГ-1А) в
диаметральной плоскости судна; 2) от азимутального дрейфа; 3) от верти-
кального дрейфа.

1. Если ДГК вызвана первым фактором, то она не зависит от широты и
ее устраняют разворотом прибора ВГ-1А. Влияние на данный прибор указан-

ной причины – явление исключительно редкое. При первом монтаже силами заводских специалистов прибор устанавливают параллельно ДП и закрепляют на все время эксплуатации. На подставке отбивают риску напротив нуля шкалы основания прибора ВГ-1А. По данной риске можно выставить новый прибор в случае его замены. Поскольку это практически всегда выполняется, то этот фактор из рассмотрения исключен.

2. Выходной характеристикой гироазимута является заданное направление в азимуте, которое он удерживает длительное время. Однако в отличие от гирокомпаса гироазимут не имеет связи с Землей посредством какого-либо физического параметра. В этом режиме (режиме ГА) происходит управление по задающему воздействию. Управление по отклонению отключают (то есть отключают индикатор горизонта от азимутального канала), и маятниковый момент не прикладывается. Прибор переходит в режим ГА. Задающее воздействие в азимуте, которое в этом приборе называется широтной коррекцией, рассчитывается вычислительным устройством и подается на гироскопический ЧЭ. Таким образом, Земля не оказывает управляющего воздействия на гироазимут, нет с нею и обратной связи. Следовательно, по отношению к Земле гироазимут является разомкнутой системой управления. Недостатком таких систем является их неустойчивость по выходному параметру, нарастающий уход от его первоначального значения.

Азимутальный дрейф определяется в режиме гироазимута (ГА) при стоянке судна. Для этого с промежутком не менее часа пеленгуют любой отдаленный неподвижный береговой ориентир и определяют дрейф $\dot{\alpha}$ по формуле

$$\dot{\alpha} = \frac{КП_2 - КП_1}{t_2 - t_1} \left[\frac{\circ}{ч} \right], \quad (3.11)$$

где $КП_2$ и $КП_1$ – компасные пеленги ориентира, измеренные в моменты t_2 и t_1 . Если уход превышает $\pm 1^\circ/ч$, его необходимо компенсировать. Причиной дрейфа является несоответствие корректирующего момента движению гироскопа в азимуте. Данная погрешность имеет инструментальный характер и появляется в результате изменения параметров ЧЭ или вычислительной схемы прибора ВГ-3А. В первом случае уход необходимо компенсировать резистором «Дрейф», а во втором – резистором « $\sin \varphi$ ». Проблема состоит в разделении этих причин.

Вначале проверяется дрейф непосредственно гиросферы. Для этого широтная коррекция исключается установкой шкалы «Широта» в нулевое положение. Тогда $\varphi = 0$, $\sin \varphi = 0$. В этом случае на гиросферу не оказывается никакого управляющего воздействия. Момент широтной коррекции отсутствует, и она, будучи неуправляемой, переходит в режим свободного гироскопа в азимуте. Следовательно, она должна двигаться в азимуте вследствие вращения Земли с угловой скоростью $\dot{\alpha} = \omega_0 \sin \varphi = 15 \sin \varphi [^\circ/ч]$. Допустимое отклонение от расчетного значения $\pm 1^\circ/ч$. Измерив фактическую угловую скорость $\dot{\alpha}_\varphi$ движения ЧЭ в азимуте, рассчитывают остаточный дрейф: $\dot{\alpha}_{др} = \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_\varphi$. Если

$\dot{\alpha}_{др}$ превышает $\pm 1^\circ/\text{ч}$, то резистором «Дрейф» он уменьшается до нужной величины. После этого снова измеряют остаточный дрейф и повторяют регулировку, если он не соответствует допустимой величине. Данная регулировка называется компенсацией остаточной скорости ухода ЧЭ. Момент $L_{Дв}$, создаваемый по напряжению резистора «Дрейф», называется компенсационным.

Затем проверяется точность формирования управляющего воздействия, то есть момента широтной коррекции. Для этого устанавливают широту места по шкале «Широта». Если момент вырабатывается правильно, то остаточный дрейф не должен превышать $\pm 1^\circ/\text{ч}$. В противном случае производится его регулировка резистором « $\sin \varphi$ », находящимся в приборе ВГ-3А. В результате данной регулировки не только устраняется азимутальный дрейф, но и компенсируется часть постоянной поправки ГК, вызванная этим дрейфом. После этого можно переходить к определению и компенсации остаточной поправки гирокомпас, вызванной вертикальным дрейфом.

3. Итак, постоянная поправка $\Delta\text{ГК}$, вызванная неточностью установки основного прибора ВГ-1А в ДП, исключается при постройке судна. Часть $\Delta\text{ГК}$, вызванная азимутальным дрейфом, исключается, как показано в п. 2. Считается, что оставшаяся погрешность гирокомпаса теперь зависит только от вертикального дрейфа ЧЭ. Данная регулировка достаточно сложна, поэтому она, как правило, выполняется силами базовых специалистов с применением точных измерительных приборов. Во-первых, ее сложность обусловлена тем, что вертикальный дрейф не является выходной характеристикой гирокомпаса и не может наблюдаться. Его значение вместе с горизонтальной составляющей угловой скорости вращения Земли входит основным параметром в формируемую функцию задающего воздействия. Именно угол отклонения гироскопа от плоскости горизонта (угол β) является условием формирования управляющих моментов – маятникового и демпфирующего. Во-вторых, сложной является сама регулировочная работа.

Вертикальный дрейф зависит от широты. Для его компенсации нужно подобрать новый корректирующий момент гиросферы по высоте. Перед ее началом переключают закорачивают гнезда 1 и 4 разъема 1ШЗ, а к гнездам 1 и 3 подключают милливольтметр. Сигнал по шкале милливольтметра изменяют поворотом резистора «Поправка». В средних широтах изменение сигнала на 1 мВ соответствует изменению поправки на 1° .

По окончании регулировки снимается переключатель с гнезд 1-4, и прибор выдерживается в режиме ГК не менее 4 часов. Затем проверку повторяют и при необходимости повторяют и регулировку. Окончательное значение $\Delta\text{ГК}$ должно быть не более $\pm 1^\circ$.

3.4. Оценка систем передачи и обработки информации

Данная работа включает в себя проверку и оценку схемы трансляции курса. Необходимо отметить, что эти конкретные вопросы с точки зрения

теории и практики автоматического управления рассматриваются исключительно редко. По этой причине в данной главе приведены известные схемы в переложении на структурные схемы, принятые в системах автоматического регулирования и управления.

Анализ переходных процессов следящей системы курса (теоретическая оценка)

Гирокомпас «Курс 4». При повороте судна чувствительный элемент (ЧЭ) в приборе 1М остается относительно Земли неподвижным, т. е. остается в плоскости компасного меридиана (рис. 3.3).

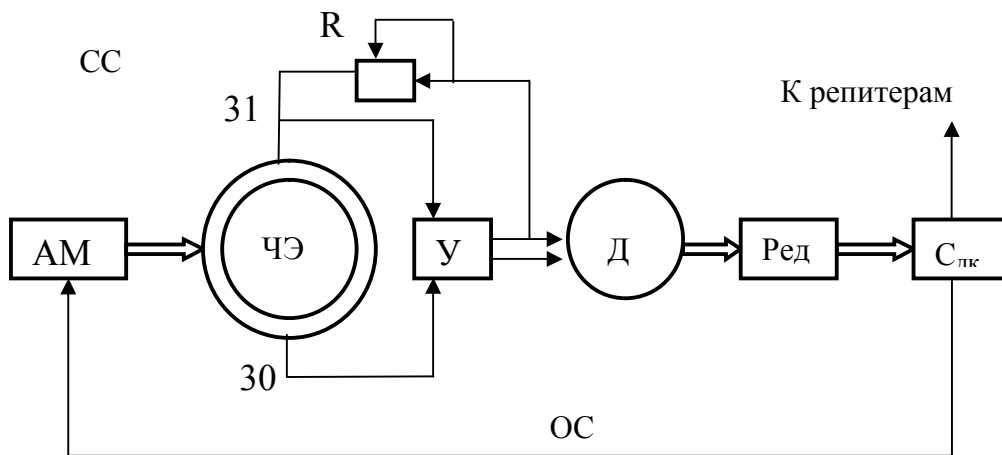


Рис. 3.3. Структурная схема следящей системы
гироскопа «Курс-4»

Следящая сфера (СС) увлекается судном, в результате равенство сопротивлений жидкостных мостиков между парами клемм 30-31 нарушается, что приводит к возникновению сигнала рассогласования. Данный сигнал поступает в прибор 9Б на магнитный усилитель У, а после усиления – на исполнительный двигатель Д. Отрабатывая усиленный сигнал, двигатель через механический редуктор Ред вращает сельсин-датчик курса С_{дк}. Сельсин-датчик передает информацию о курсе потребителям, а также на сельсин-приемник курса – азимут-мотор (АМ), находящийся на столе прибора 1М и механически связанный со следящей сферой. Азимут-мотор, как и все сельсины-приемники в репитерах, начинает работать. При этом он разворачивает следящую сферу до согласованного положения с гиросферой. Когда судно ляжет на заданный курс, азимут-мотор развернет следящую сферу в положение, показанное на рис. 3.3. Равенство жидкостных мостиков восстановится, и сигнал рассогласования исчезнет. На шкалах репитеров и прибора 1М будет показан курс судна. В обратной связи усилителя предусмотрен переменный резистор R, предназначенный для регулировки чувствительности следящей системы.

Структурная схема следящей системы курса показана на рис. 3.4. Узел, состоящий из гиросферы и следящей сферы, выполняет роль преобразующего элемента (ПЭ), так как здесь происходит преобразование механического внешнего воздействия $x(t)$ в электрический сигнал.

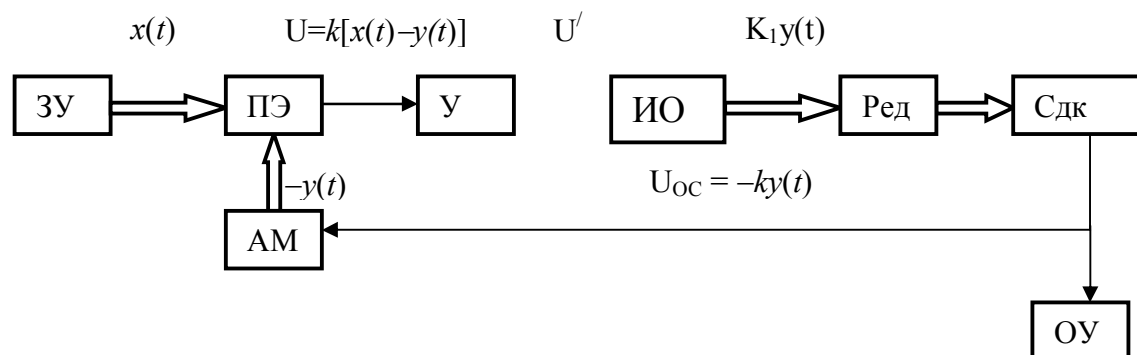


Рис. 3.4. Структурная схема следящей системы гирокомпаса «Курс-4»

Задающим устройством является судно. Его поворот – это механическое воздействие, так как следящая сфера механически увлекается судном, тогда как ЧЭ остается на месте. В то же время единичное ступенчатое воздействие можно оказать и другим путем – например, принудительно рассогласовать следящую сферу с ЧЭ. В преобразующем элементе происходит и ликвидация механического сигнала.

После усиления преобразованный сигнал обрабатывает двигатель – исполнительный орган (ИО), который через редуктор вращает сельсин-датчик курса $C_{дк}$. С обмоток этого сельсина снимается выходной параметр, то есть курс, пропорциональный $y(t)$. Объектом управления (ОУ) являются сельсин-приемники репитеров. Кроме того, объектом управления является и следящая сфера. Ее разворачивает сельсин-приемник, выполняющий функцию азимут-мотора (АМ), до исчезновения сигнала рассогласования, обеспечивая обратную связь. В узле «ЧЭ – следящая сфера» происходит сравнение входного сигнала $x(t)$ с выходным $y(t)$. Таким образом, этот же узел является и сравнивающим устройством.

Гироазимуткомпас «Вега». В нем слежение за ЧЭ осуществляет следящая система основного прибора ВГ-1А. Сигнал рассогласования между гиросферой и следящей сферой возникает вследствие того, что судно при своем повороте увлекает следящую сферу, тогда как ЧЭ остается на месте. Сигнал рассогласования возникает в двухкоординатных датчиках угла, усиливается и подается на исполнительный двигатель (Д) слежения в азимуте. Двигатель согласует следящую сферу с гиросферой, т. е. работает до исчезновения сигнала рассогласования. Такая следящая система называется системой местного слежения. Ее наличие отличает следящую систему курса ГАК «Вега» от следящей системы ГК «Курс» и «Амур».

Однако для передачи курса потребителям используется отдельная дистанционная следящая система (рис. 3.5, 3.6).

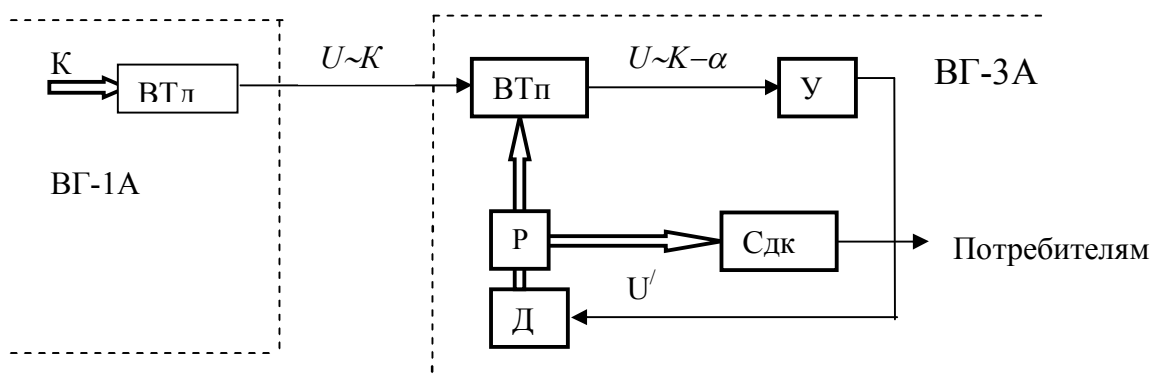


Рис. 3.5. Структурная схема следящей системы гироазимуткомпаса «Вега»

Когда азимутальный двигатель прибора ВГ-1А разворачивает следящую сферу, то одновременно через механическую связь вращает синусно-косинусный вращающийся трансформатор (СКВТ) прибора ВГ-1А, который является датчиком курса. Роторные обмотки ВТ_д электрически соединены со статорными обмотками СКВТ-приемника ВТ_п прибора ВГ-3А. Данный СКВТ работает в трансформаторном режиме – принимает на статорные обмотки как на первичную обмотку трансформатора электрический сигнал и передает его на вторичную обмотку, в качестве которой используются роторные обмотки ВТ_п. С этих обмоток сигнал поступает на усилитель У, а после усиления – на исполнительный двигатель Д. Обрабатывая сигнал, двигатель разворачивает через редуктор Р сельсин-датчик курса, а также ротор ВТ_п, до тех пор пока его положение не совпадет с положением ротора ВТ_д. В этом случае сигнал рассогласования исчезнет, вращение прекратится, а сельсины-приемники отразят курс судна.

Очевидно, что азимутальный двигатель прибора ВГ-1А является для данной следящей системы задающим устройством, а шкалы репитеров и других приемников курса – объектом управления.

Независимо от того, что между следящими системами есть конструктивные отличия, они являются колебательными звеньями, которые описываются дифференциальным уравнением 2-го порядка (1.18):

$$T_2^2 \ddot{y}(t) + T_1 \dot{y}(t) + y(t) = kx(t),$$

где $x(t)$ и $y(t)$ – входная и выходная функции соответственно;

T_1 и T_2 – постоянные времени системы;

k – коэффициент пропорциональности.

Или в символической форме:

$$(T_2^2 p^2 + T_1 p + 1)y(t) = kx(t). \quad (3.12)$$

Опустив некоторые преобразования, найдем передаточную функцию колебательного звена (1.19):

$$W_{(p)} = \frac{k}{T_2^2 p^2 + T_1 p + 1}. \quad (3.12)$$

Звено является колебательным при известном условии

$$T_1 < 2T_2, \quad (3.13)$$

что можно показать, решив предыдущее уравнение для этого случая.

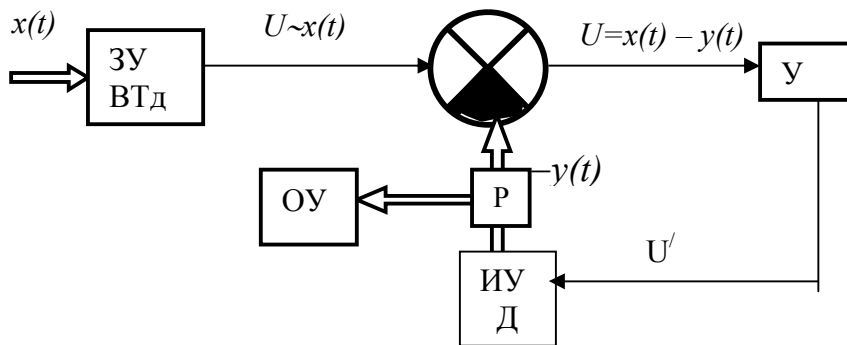


Рис. 3.6. Структурная схема следящей системы гироазимуткомпаса «Вега»

Практическая оценка. Качество переходного процесса следящей системы ГК «Курс-4» определяется ее чувствительностью, скоростью отработки углов рассогласования, число колебаний после отработки. Для оценки качества рекомендован нижеуказанный порядок действий.

1. Запустить гирокомпас, привести ускоренно в меридиан.
2. Включить следящую систему в приборе 9В.
3. Проверить чувствительность, то есть минимальный угол рассогласования, при котором срабатывает следящая система. Для этого заметить отсчет курса по репитеру; вращая ротор исполнительного двигателя прибора 9Б, рассогласовать первоначальный отсчет на 0,3-0,5° в любую сторону; отпустив ротор двигателя, снять отсчет, на который отработала система; проделать аналогичную операцию в другую сторону. Средняя разность отсчетов не должна превышать 0,2°.

4. Замкнув в приборе 9В клемму 29 с клеммой 30 или 31, рассогласовать шкалу курса с установившимся значением на 140-150°.

5. Убрать переключку и, снимая показания шкалы курса через каждые 2 с, проследить процесс согласования следящей сферы с ЧЭ гирокомпаса. В конце процесса посчитать количество колебаний и зафиксировать их амплитуды. В это же время с помощью секундомера измерить время отработки угла 90°. Повторить операцию, рассогласовав шкалу курса в другую сторону. Время отработки угла 90° не должно превышать 15 с для гирокомпаса «Курс-4М» и 20 с – для гирокомпаса «Курс-4».

6. Установить резистор R «Чувствительность» (рис. 3.3) в крайнее левое положение и повторить пп. 3 и 4. При этом в пп. 6 и 7 время отработки угла 90° измерять не нужно.

7. Установить резистор R в крайнее правое положение и повторить пп. 3 и 4, но без измерения времени отработки угла 90° .

8. Для более глубокого анализа по зафиксированным отсчетам курса начертить все графики и определить T_1 , T_2 , дать заключение о характере переходного процесса в соответствии с неравенством (3.13). Из этих практических данных выявить оптимальное положение резистора R «Чувствительность» по его влиянию на качество переходного процесса.

В гироазимуткомпасе «Вега» следящая система передачи курса от основного прибора ВГ-1А в прибор ВГ-3А самосогласующаяся, в отличие от гирокомпаса «Курс-4». По этой причине на точность, а значит, и на качество ее переходного процесса влияет точность взаимного согласования вращающихся трансформаторов датчика и приемника курса со шкалами, что нужно проконтролировать и при необходимости отрегулировать. Поэтому работа начинается с контроля точности установки шкал и датчиков курса.

Контроль установки шкал и датчиков курса начинают на неработающем гироазимуткомпасе. В первую очередь проверяется точность установки курсовой шкалы прибора ВГ-1А. Для этого совмещают отверстия на вертикальном кардановом кольце и на основании гиросекции, затем фиксируют это положение арретирующим штифтом. Курсовая шкала должна находиться на нуле с точностью $\pm 0,5^\circ$. В противном случае необходимо ослабить крепежные винты и развернуть шкалу в нулевое положение.

Отсоединить кабель в штепсельных разъемах ШЗ и Ш4 гиросекции и включить ГКУ. Шкала «Курс» прибора ВГ-3А должна установиться на нуле с точностью $\pm 0,1^\circ$. Если эта точность не выдерживается, то проверяется правильность установки нулевых положений СКВТ_д датчика курса основного прибора и СКВТ_п приемника курса штурманского пульта. Для этого необходимо установить шкалу курса на отсчет ноль, подключить милливольтметр к выходам синусных обмоток Р1 и Р2 СКВТ_д, ослабить крепежные винты статора и его разворотом добиться наименьших показаний милливольтметра. Затем такую же операцию проделать для СКВТ_п. Согласование нулевых положений СКВТ с нулем шкалы устраняет рассогласование шкал.

Проверка следящей системы проводится в любом режиме работы ГАК при всех подключенных репитерах. Рукояткой, закрепленной на роторе сельсина-датчика прибора ВГ-3А, при выключенном тумблере «Следящая система» рассогласовать шкалы на 1° . Включить «Следящую систему». Шкалы должны вернуться в прежнее положение с точностью $\pm 0,05^\circ$. Аналогичным способом рассогласовать шкалы более чем на 90° и с помощью секундомера определить время отработки угла 90° . Оно не должно превышать 12 с, а число колебаний после отработки угла должно быть менее 5.

При проверке синхронной передачи курса на репитеры выключают тумблер «Следящая система» и рукояткой вышеназванного сельсина изменяют курс по шкалам ВГ-3А. Шкалы всех приемников курса должны вращаться в ту же сторону, а точность отработки не должна превышать $\pm 0,1^\circ$.

Для более глубокого анализа качества переходного процесса с точки зрения основ автоматики необходимо выполнить следующее.

1. Ускоренно запустить ГАК «Вега» в режиме ГК.
2. Отключить тумблер «Следящая система» в приборе ВГ-3А и, вращая рукоятку одного из сельсинов-датчиков, рассогласовать показания шкалы прибора ВГ-3А со шкалой прибора ВГ-1А на $140-150^\circ$.
3. Включить тумблер «Следящая система» и проследить процесс согласования показания шкалы прибора ВГ-3А со шкалой прибора ВГ-1А, фиксируя при этом отсчеты шкалы через каждые 2 с. В конце процесса зафиксировать число колебаний и их амплитуды.
4. Повторить пп. 2 и 3, отведя шкалу в противоположную сторону.
5. Начертить графики и определить T_1 , T_2 для графического представления наблюдаемых процессов и по этим данным сделать заключение об устойчивости следящей системы и характере ее переходного процесса.

4. ВЛИЯНИЕ ДВИЖЕНИЯ СУДНА НА ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ ГИРОКОМПАСАМИ

4.1. Гирокомпас на судне, движущемся равномерно

Как уже отмечалось, Земля является управляющим устройством гирокомпаса и своим вращением формирует закон управления, который реализуется посредством силы тяжести маятниковым и демпфирующим моментами. Однако при движении судна положение изменяется.

Закон управления изменяется, так как гирокомпас получает дополнительное вращение ω_C в инерциальном пространстве за счет движения судна по круглой поверхности Земли. Теперь *закон управления формирует не только вращающаяся Земля, но и вращающееся судно*. Возникает погрешность за счет изменения закона управления – скоростная девиация (рис. 4.1). Гирокомпасный меридиан отклоняется в новое положение, которое является новым положением динамического равновесия гирокомпаса. Влияние движения судна с точки зрения основ автоматики рассматривается как единичное ступенчатое воздействие, что и приводит к изменению динамического равновесия.

Как сказано выше, закон управления на неподвижном основании формирует горизонтальная составляющая угловой скорости вращения Земли ω_1 . Благодаря ω_1 возникают отклонения оси x гироскопа от плоскости горизонта (угол β). Вследствие этого возникают управляющие моменты силы тяжести.

В результате движения судна с некоторой скоростью V в плоскости горизонта возникает дополнительная угловая скорость ω_C , вектор которой на-

правлен в левый борт. Сложение этих двух векторов дает суммарный вектор ω_{Σ} , определяющий положение нового компасного меридиана, то есть нового закона управления САУ. Отклонения ЧЭ по высоте (по углу β) теперь происходят относительно вектора ω_{Σ} .

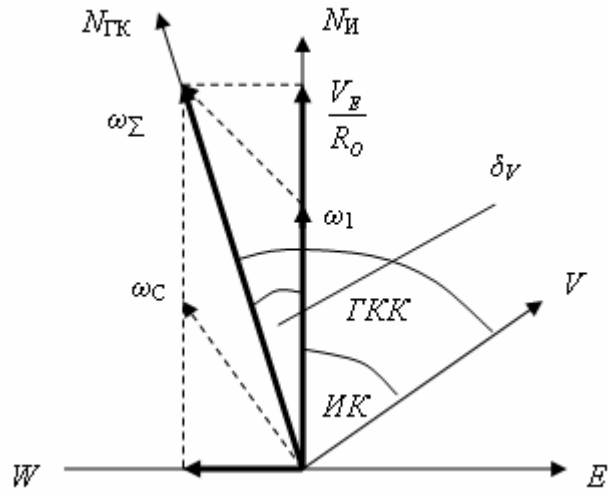


Рис. 4.1. Скоростная девиация гирокомпаса

Новое положение равновесия в азимуте рассчитывается по формуле

$$\alpha_r = \delta_V = -\frac{V_N}{R_0 \omega_0 \cos \varphi + V_E}, \quad (4.1)$$

где δ_V – скоростная девиация гирокомпаса;

$V_N = V \cos IK$; $V_E = V \sin IK$;

R_0 – радиус Земли.

Изменение закона управления на равномерно движущемся судне может привести к потере управления гирокомпасом. Обратимся к рис. 4.1. Если судно движется на запад, то вектор ω_C направлен на юг и вычитается из вектора ω_1 . При достаточно большой скорости может возникнуть равенство векторов:

$$\omega_{\Sigma} = \omega_1 - \omega_C = 0. \quad (4.2)$$

Данное явление называется «эффектом остановки Земли». Это означает, что объект, движущийся на запад, в инерциальном пространстве неподвижен, то есть не имеет вращения относительно звезд. Отсюда следует, что отклонения ЧЭ по высоте не происходит, угол β всегда равен нулю, что говорит о потере управления САУ. *Управляющие моменты не возникают.* Широта, в которой при данной скорости возникло это явление, называется критической широтой φ_K .

На экваторе линейная скорость любой точки составляет 900 узлов. С учетом этого представим формулу (4.1) в другом виде:

$$\delta_V = -\frac{V_N}{900 \cos \varphi}. \quad (4.3)$$

Данная формула позволяет найти φ_K для любой скорости. Экватор становится критической широтой при скорости 900 узлов ($\varphi_K = 0$). Можно решить и обратную задачу. Например, широта Владивостока становится критической при скорости 540 узлов или 1000 км/час. На практике это проверить просто: самолет, вылетевший из Владивостока по владивостокскому времени, прибывает в Москву приблизительно в то же время, но московское. Это обусловлено тем, что скорость самолета близка к 1000 км/час.

ПРИМЕЧАНИЕ. Известно, что гирокомпас не работает в высоких широтах. Причина этого подобна изложенной выше. Дело в том, что в приполюсных районах горизонтальная составляющая угловой скорости вращения Земли близка к нулю ($\omega_1 \approx 0$). Отклонений ЧЭ по высоте не происходит, тем самым принцип управления по отклонениям не может реализоваться. Происходит потеря управляемости САУ. Гироазимут же работает в любых широтах, так как в нем реализуется принцип управления по задающему воздействию, которое рассчитывается по своей программе.

4.1.1. Исключение скоростной девиации

У всех современных отечественных гирокомпасов и большинства зарубежных предусмотрено исключение скоростной девиации из показаний приборов. В гирокомпасах «Курс» и «Амур-3» чувствительный элемент находится в компасном меридиане и отклонен от истинного на величину δ_V . В таких гирокомпасах корректируются показания курса только на шкалах репитеров на величину, автоматически рассчитанную скоростным корректором.

В гироазимуткомпасах типа «Вега» и «Гюйс», как уже отмечалось, применен комбинированный принцип управления – по уклонению, как и в любом гирокомпасе, и по задающему воздействию. Выше уже рассматривалось, как в ГАК исключается широтная девиация: корректирующий момент, пропорциональный δ_φ , рассчитывается в вычислительном устройстве и прикладывается по горизонтальной оси y к чувствительному элементу, оказывая таким образом задающее воздействие в азимуте. Корректирующий момент, пропорциональный скоростной девиации, также рассчитывается вычислительным устройством, но прикладывается по вертикальной оси z . С применением корректирующих моментов гиросфера ГАК находится в истинном меридиане и горизонте.

Из анализа формулы (4.1) следует, что скоростная девиация возникает только тогда, когда существует меридиональная составляющая V_N скорости судна. Следовательно, δ_V максимальна при движении судна по меридиану, то есть на курсах 0° и 180° , и равна нулю при движении по параллели (на курсах 0° и 270°). Таким образом, δ_V возникает из-за дополнительного вращения судна вокруг линии $E - W$ (рис. 4.1). Гироскоп вследствие первого свойства, свойства сохранять неизменным свое положение в инерциальном пространстве, при движении на север поднимается, а при движении на юг опускается. Так возникает дополнительное отклонение ЧЭ от плоскости горизонта

(угол β). В результате возникает маятниковый момент, отклоняющий ось гироскопа в первом случае к западу, во втором – к востоку. Вертикальный корректирующий момент, рассчитанный по формуле (4.1), удерживает ЧЭ в плоскости горизонта. Так реализуется принцип управления по задающему воздействию в вертикальном канале ГАК.

4.1.2. Проверка качества скоростной коррекции

Гироскомпасы «Курс» на скоростном корректоре имеют номограмму для расчета скоростной девиации. Поэтому ее ввод не вызывает затруднений. Однако в гироазимуткомпасах для устранения скоростной девиации корректирующими моментами предусмотрена специальная схема, точность работы которой необходимо проверять. Данная проверка состоит из проверки сопряжения ГАК с лагом и проверки выработки корректирующего момента.

При выполнении первой милливольтметр подключают к обмотке возбуждения СКВТ_V прибора ВГ-3А и измеряют напряжения при различных положениях шкалы лага и шкалы «Скорость» ГАК. Эти напряжения с точностью $\pm 10\%$ должны соответствовать данным инструкции по эксплуатации.

Вторая проверка выполняется сравнением показаний компаса с расчетными. При работе в режиме ГК шкалу «Скорость» выставляют на ноль, шкалу «Широта» – на отсчет, равный широте места, и определяют установившееся значение пеленга на отдаленный ориентир. После этого шкалы прибора ВГ-3А выставляют так, чтобы вычислительное устройство вырабатывало сигналы для создания фиксированного корректирующего момента. Тумблер «Следящая система» выключают и шкалу «Курс» устанавливают на ноль, шкалу «Скорость» устанавливают на отсчет 20 уз. Выдержав прибор в таком положении не менее 3 часов, необходимо включить «Следящую систему» и быстро, чтобы гироскомпас не успел отработать новый момент, измерить пеленг на тот же ориентир.

Изменение пеленга должно соответствовать скоростной поправке, выработанной для заданных условий, с точностью $\pm 0,3^\circ$, а именно

$$\Delta GK_V = -V_N \cdot 57,3^\circ / 900 \cos \varphi = -20 \cdot 57,3^\circ / 900 \cos \varphi \approx -1,28 / \cos \varphi. \quad (4.4)$$

Если показания отличаются более чем на $\pm 0,3^\circ$, то следует снова установить шкалу «Курса» на ноль (шкала «Скорость» остается на отсчете 20 уз), закоротить гнезда 1 и 4 разъема 1ШЗ и подключить милливольтметр к гнездам 1 и 3. Поворачивая рукоятку резистора « V_N », необходимо изменить сигнал с таким расчетом: для увеличения ΔGK на 1° в средних широтах напряжение нужно увеличить на 1 мВ. Соответственно, для уменьшения ΔGK напряжение надо уменьшать. После завершения регулировки повторяют проверку. При необходимости производится дополнительная регулировка. По достижении указанной точности резистор « V_N » стопорят, а прибор приводится в исходное положение.

4.2. Гирокомпасы на маневрирующем судне

Во время маневра судна возникают силы инерции, которые действуют как на само судно, так и на любые предметы на нем, в том числе и на гирокомпас. Для гирокомпаса это дополнительное внешнее воздействие, нарушающее прежний режим управления.

4.2.1. Переходные процессы гирокомпасов с непосредственным управлением

Рассмотрим маневр судна скоростью. Допустим, судно, следуя курсом NW , увеличило скорость ($V_2 > V_1$). Гиросфера до маневра находилась в гирокомпасном меридиане $N_{ГК1}$, отклоненном от истинного меридиана на величину скоростной девиации δ_{V1} (рис. 4.2).

С увеличением скорости увеличилась и скоростная девиация. Гирокомпасный меридиан сместился в новое положение равновесия $N_{ГК2}$. Теперь скоростная девиация стала равной δ_{V2} . *Так движется гирокомпасный меридиан* во время маневров судна. А как же движется чувствительный элемент?

Судно получило ускорение в направлении NW , которое можно разложить на меридиональную составляющую J_N и составляющую по параллели J_E . Соответствующие им силы инерции действуют на пониженный центр тяжести G . Сила F_E направлена по параллели, а ее момент L_x – по оси x (в данном случае в отрицательную сторону) и прецессию не вызывает. Сила F_N действует по меридиану (в данном случае на юг). Ее момент L_y направлен по оси y к западу, куда и будет следовать гиросфера. Данный момент как раз и вызывает движение в нужную сторону – к новому компасному меридиану, то есть к новому положению равновесия. Проблема состоит в том, чтобы к окончанию маневра, когда силы инерции уже не действуют, ЧЭ оказался в этом новом положении. Такой переходный процесс, как выше отмечалось, является апериодическим (бесколебательным). В этом случае корректор исключит из показаний ГК новую скоростную девиацию, и на шкалах репитеров отразится истинный курс.

Рассмотрим, каким образом можно добиться апериодического переходного процесса для гирокомпаса. Обычно в САУ в таких случаях изменяют управляющее воздействие соответствующей настройкой устройства управления. В нашем случае возможности ограничены, так как в устройство управления входит Земля. Оказалось проще изменить характеристики самого объекта управления, то есть гирокомпаса, так, чтобы соответствующим образом настроить его переходный процесс.

Условие апериодических переходов можно сформулировать так: для того чтобы главная ось чувствительного элемента гирокомпаса в результате маневра переходила в новое положение равновесия без колебаний, необходимо и достаточно, чтобы период незатухающих колебаний гирокомпаса

равнялся периоду математического маятника, длина подвеса которого равна радиусу Земли. Действительно, груз такого маятника находится в центре земного шара, и никакие ускорения центра подвеса в горизонтальной плоскости не могут вывести его из равновесия (рис.4.3). Период колебаний такого маятника для Земли и гирокомпаса

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{R_0}{g}} = 2\pi \sqrt{\frac{H}{B\omega_0 \cos \varphi}} = 84,4 \text{ мин}, \quad (4.5)$$

где g – ускорение свободного падения; $B = mga$ – модуль маятникового момента; a – расстояние от центра подвеса до центра тяжести ЧЭ.

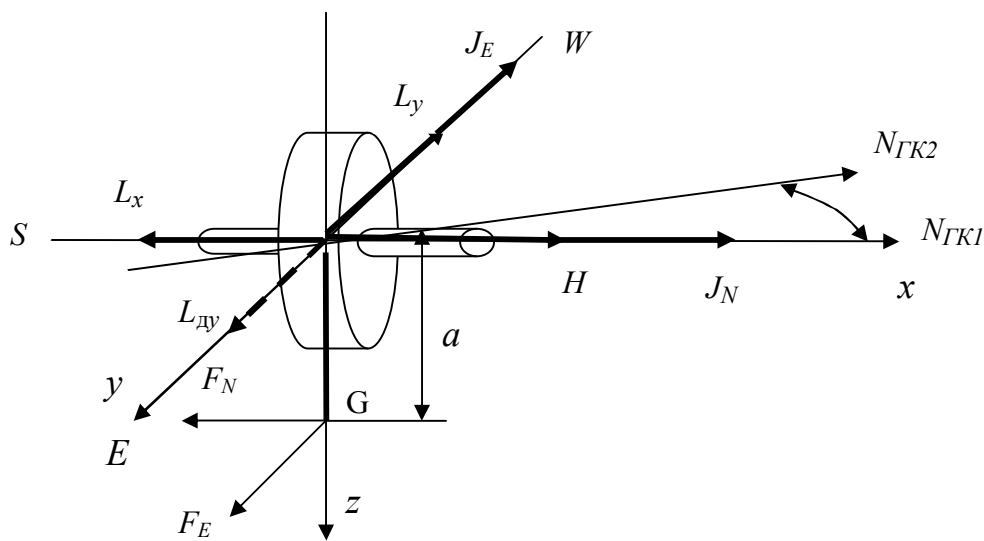


Рис. 4.2. Действие сил инерции на гирокомпас

Это условие называется также условием невозмущаемости гирокомпаса. Оно получено немецким ученым М. Шулером (1882–1972) и носит его имя.

Для того чтобы условие Шулера соблюдалось в любой широте, необходима соответствующая регулировка периода незатухающих колебаний. Как следует из второй части формулы, изменения периода незатухающих колебаний конструктивно можно добиться двумя путями: изменением кинетического момента H и изменением модуля маятникового момента B . Первый вариант используется в отечественных гирокомпасах, начиная с гирокомпаса «Курс-5». В них регулировка кинетического момента H осуществляется изменением угла разведения гиromоторов. Последний вариант использовался, например, в некоторых модификациях гирокомпасов Anschutz, в которых изменялось расстояние a (рис. 4.2) перемещением груза. Впоследствии от этого отказались в связи со сложностью конструкции чувствительного элемента.

Но гирокомпасы «Курс-4» и «Амур» настроены на период Шулера только в расчетной широте: $\varphi_p = 60^\circ$. Только в этой широте они являются аperiодическими. В этом случае *инерционное перемещение первого рода ЧЭ*

в новое положение равновесия вследствие маневра (рис. 4.4) равно разности скоростных девиаций:

$$b_H^1 = \delta_{V2} - \delta_{V1}. \quad (4.6)$$

Траектория движения ЧЭ показана сплошной жирной линией. Напомним, что здесь речь идет о периоде незатухающих колебаний, поэтому масляный успокоитель во время маневра выключен.

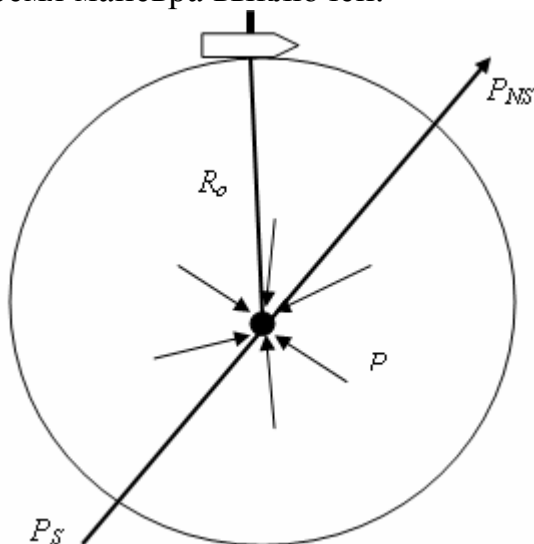


Рис. 4.3. Невозмущаемый маятник

Однако в широтах, отличающихся от φ_P , переходный процесс будет другим. Как следует из выражения (4.5), в широтах ниже расчетной период незатухающих колебаний меньше периода Шулера ($T < T_0$) и ЧЭ движется быстрее, чем в расчетной широте. По этой причине в конце маневра он пройдет новый компасный меридиан (рис. 4.5а). В широтах выше расчетной, напротив, $T > T_0$, ЧЭ движется медленнее и в конце маневра не дойдет до нового положения равновесия (рис. 4.5б). Угол между новым положением равновесия (новым компасным меридианом) и фактическим положением ЧЭ в конце маневра называется *инерционной девиацией 1-го рода* δ_H^1 . По окончании маневра включают масляный успокоитель, и гирокомпас с колебаниями приходит в компасный меридиан. Таким образом, в широтах, отличающихся от расчетной, переходный процесс не является аperiodическим, что снижает точность показаний ГК. Очевидно, что возникает инерционная девиация 1-го рода вследствие действия сил инерции во время маневра на пониженный центр тяжести гиросферы. Маневр является ступенчатым воздействием, приводящим САУ (гирокомпас) в новое положение равновесия.

Инерционную девиацию 1-го рода на конец маневра можно рассчитать по формуле

$$\delta_H^1 = (\delta_{V2} - \delta_{V1}) [(\cos\varphi / \cos\varphi_P) - 1]. \quad (4.7)$$

Но силы инерции действуют не только на пониженный центр тяжести, но и на жидкость в масляном успокоителе, заставляя ее перетекать в нашем примере в южный сосуд. Избыток масла создает момент $L_{ду}$ (рис. 4.2), про-

тиводействующий моменту L_y , что снижает скорость прецессии к новому компасному меридиану. В результате в конце маневра ЧЭ не дойдет до точки 2 (рис. 4.4), а окажется в точке 3. Далее, с окончанием маневра, поскольку силы инерции уже перестали действовать, $L_y = 0$. Поскольку перетекание масла в успокоителе отстает по фазе, то его избыток все еще будет в южном сосуде. Момент $L_{дy}$ продолжает действовать, и ЧЭ пойдет в обратную сторону к старому компасному меридиану, куда и пойдет ЧЭ (рис. 4.4 и рис 4.5 – штриховая линия). Через четверть периода незатухающих колебаний гиросфера с затуханием пойдет к новому компасному меридиану. Угол, на который отклоняется ЧЭ гироскопа под действием сил инерции на жидкость в успокоителе, называется *инерционной девиацией 2-го рода* $\delta_{И}^2$.

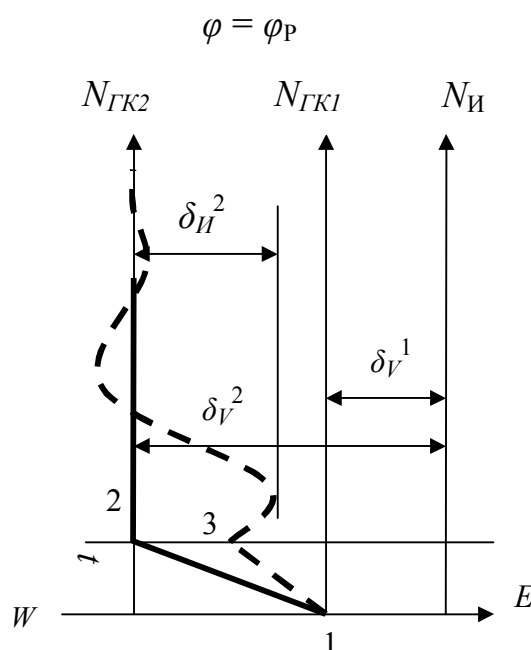


Рис. 4.4. Движение ЧЭ в расчетной широте

С точки зрения автоматики с введением демпфирующего момента появилась инерционность гиросферы (постоянная времени T_1). Отставание гиросферы есть следствие ее инерционности.

Из сказанного ясно, что переходный процесс ГК с включенным масляным успокоителем всегда колебательный. Суммарная инерционная девиация после маневра убывает по закону затухающих колебаний. Через один период затухающих колебаний она пренебрежимо мала. В качестве рекомендации для персонала, эксплуатирующего гироскоп, можно отметить следующее. При плавании *в расчетной широте и выше нее* на время маневра необходимо *отключать масляный успокоитель*. В гироскопах «Курс-4М» это делается автоматически. При маневре курсом эту функцию выполняет фрикционный автомат, а при маневре скоростью – центробежный замыкатель. *В широтах ниже расчетной* такое отключение нецелесообразно, так как инерционные девиации 1-го и 2-го рода частично компенсируют друг друга.

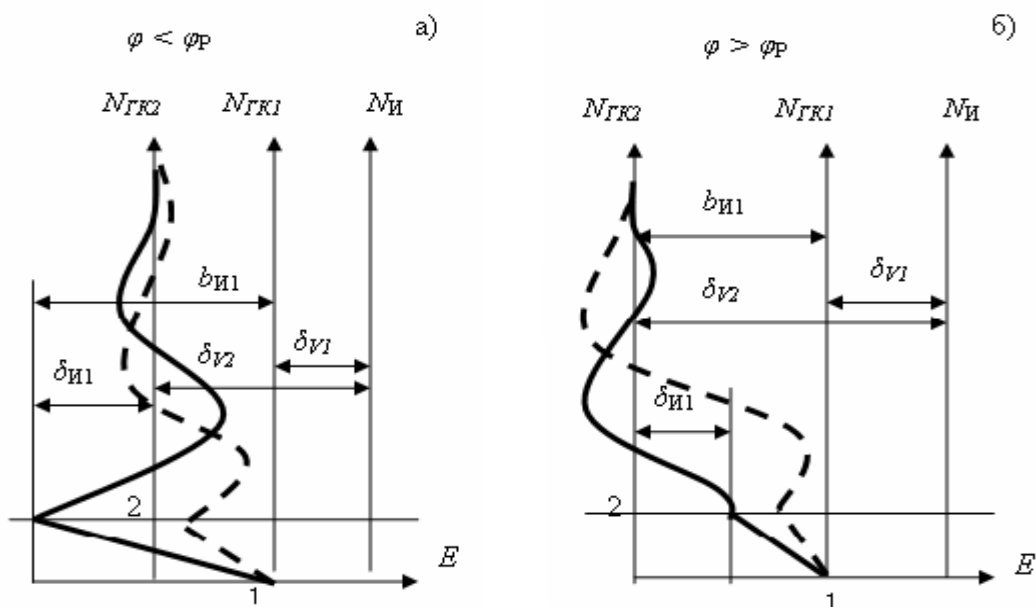


Рис. 4.5. Движение гирокомпасного меридиана и гирисферы в широтах, отличающихся от φ_P

Из сказанного можно сделать вывод, что инерционная девиация 1-го рода присутствует в показаниях гирокомпаса во всех широтах, кроме расчетной. Это необходимо учитывать при определении поправки гирокомпаса в море.

4.2.2. Переходные процессы корректируемых гирокомпасов с косвенным управлением

Гирокомпасы «Вега», «Гюйс», «Меридиан» имеют комбинированный принцип управления. Широтная и скоростная девиации исключаются корректирующими моментами, благодаря чему их ЧЭ всегда находятся в истинном меридиане. По этой причине во время маневра им не нужно переходить в новое положение равновесия. Их задача – остаться в истинном меридиане.

Управляющее устройство, Земля, воздействует на гироскоп благодаря данным индикатора горизонта. Как раз на его маятник и воздействуют силы инерции во время маневрирования судна. Вернемся к нашему примеру маневра. Поскольку ускорение происходит к северу, то маятник отклоняется к югу. Схема реагирует на это отклонение, как на подъем ЧЭ. Подъем гироскопа вследствие вращения Земли происходит, когда главная ось обращена в восточную часть горизонта. По этой причине формируется маятниковый момент $A_y \gamma$, направленный к западу, куда и будет прецессировать гирисфера, уходя из истинного меридиана (рис. 4.6). Угол, на который отклонится ЧЭ за время маневра от истинного меридиана, является *инерционной девиацией* $\delta_{И}$ для данных ГК. Другие инерционные девиация у этих гирокомпасов незначительны, поэтому величину $b_{И}$ называют «инерционной девиацией» без определения рода. Для ГАК «Вега» она может быть рассчитана по формуле

$$\delta_{И} = - (A_Y \Delta V_N) / H, \quad (4.7)$$

где $\Delta V_N = V_2 \cos IK_2 - V_1 \cos IK_1$ – разность меридиональных составляющих скорости судна до и после маневра.

Характер переходного процесса показывает, что ЧЭ отклоняется от истинного меридиана, а затем возвращается в него. Для уменьшения угла отклонения гиросферы нельзя использовать управляющее устройство, поскольку им является Земля. Необходимо настраивать объект управления, то есть гирокомпас.

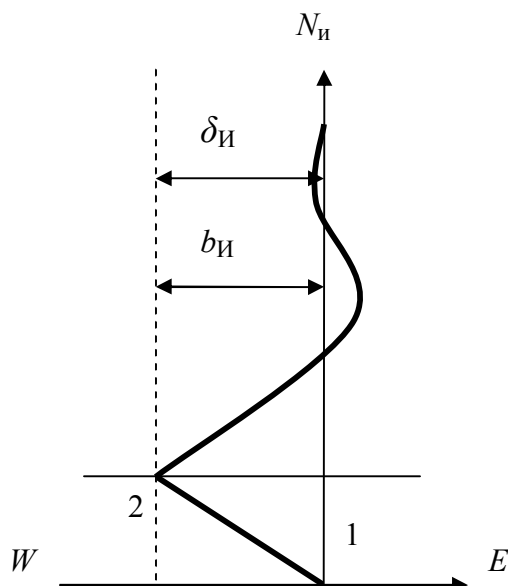


Рис. 4.6. Инерционная девиация ГК с косвенным управлением

Использовать управляющее устройство, поскольку им является Земля. Необходимо настраивать объект управления, то есть гирокомпас.

Известно несколько способов снижения инерционной девиации.

1. Увеличение постоянной времени τ индикатора горизонта. Напомним, что для ГАК «Вега» $\tau = 60$ с. Это замедляет быстроту реакции маятника на отклоняющее воздействие.

2. Ограничение угла отклонения маятника ИГ до значения $\pm 1^\circ$. При маневре высокой интенсивности маятник доходит до упора и его сигнала

больше не возрастают. Не увеличивается и маятниковый момент, что снижает скорость прецессии в азимуте.

3. Увеличение периода T незатухающих колебаний ЧЭ. По этой причине у гироазимуткомпасов этот период в зависимости от широты находится в пределах 90–150 мин.

4. Перевод прибора в режим ГА. В этом режиме ИГ отключен от схемы управления в азимуте. А именно, на его маятник действуют силы инерции. Следовательно, момент $A_y \gamma$ не формируется и не выводит ЧЭ из меридиана.

ПРИМЕЧАНИЕ. На основании сказанного можно сделать определенные выводы.

Преимущество гирокомпаса – он вырабатывает компасный меридиан. Недостаток – благодаря связи с Землей (УУ) он подвержен влиянию сил инерции, что снижает качество его переходных процессов.

Преимущество гироазимута – он не подвержен влиянию сил инерции. Земля в нем исключена из устройства управления, то есть ИГ, через который эта связь установлена, отключен. Остается управление по задающему воздействию, где роль УУ выполняет вычислительное устройство. Однако именно это обстоятельство и приводит к возникновению недостатка ГА. Он только

хранит заданное ему направление. Точность хранения зависит от точности работы гироскопа и вычислительного устройства. САУ разомкнута. По этой причине наблюдается дрейф гироскопа, то есть уход его от заданного направления.

5. КОРРЕКЦИЯ МАГНИТНОГО КОМПАСА

Магнитный компас вырабатывает направление компасного курса благодаря тому, что на Земле существует магнитное поле. Земля представляет собой большой магнит. В его магнитном поле свободно подвешенная магнитная стрелка (как и любой другой магнит) ориентируется определенным образом. Это явление было открыто в Китае примерно во втором веке нашей эры. Спустя тысячу лет независимо от Китая оно было открыто в Европе. Свободно подвешенная магнитная стрелка ориентируется в плоскости, как считали в Европе, истинного меридиана.

На основании этого открытия была разработана одна из первых САУ в судовождении – магнитный компас. Поскольку свободно подвешенная стрелка имела наклон к плоскости горизонта (J – магнитное наклонение, или магнитная широта), то для ее приведения в горизонтальное состояние использовалась сила тяжести. Южный конец стрелки намерено утяжелялся, в результате чувствительный элемент магнитного компаса изготавливался в виде ложки, которая подвешивалась примерно в горизонтальном положении. Кстати, подобная конструкция магнитных компасов применялась не только в Китае, но и спустя более полутора тысяч лет у поморов в Белом море.

То, что Земля представляет собой «большой магнит», было доказано позже У. Гильбертом (1544–1603) на основании основного свойства магнитов: одноименные полюса притягиваются, а разноименные отталкиваются. Благодаря этому свойству ЧЭ и ориентируется на Земле в направлении вектора T – полного вектора напряженности магнитного поля.

Однако «большой магнит» в Земле не ориентирован в направлении ее полюсов. Совершенно случайно совпало, что в Европе магнитный меридиан был достаточно близок к истинному меридиану. Впоследствии оказалось, что стрелка магнитного компаса ориентируется в плоскости магнитного меридиана, который отличается от истинного на величину магнитного склонения d . Впервые это обнаружил Х. Колумб (1451–1506) во время своего первого плавания через Атлантический океан.

Благодаря основному свойству магнитов на стрелку магнитного компаса действует направляющий момент L , ориентирующий ее в направлении магнитного меридиана. Таким образом, *в магнитном компасе используется принцип управления по отклонениям.*

Направляющий момент может быть получен, если введем условное понятие магнитной массы m . Она характеризует намагниченность материала. Тогда вращающий (направляющий) момент картушки будет

$$L = mH \cdot l \sin \alpha \approx HM \sin \alpha, \quad (5.1)$$

где H – горизонтальная составляющая магнитного поля Земли;

l – длина магнитной стрелки;

α – угол отклонения стрелки от магнитного меридиана (от вектора H);

$M = ml$ – магнитный момент картушки.

Поскольку направляющий момент зависит от H , найдем закономерность ее изменения:

$$H = T \cos J; \quad Z = T \sin J, \quad (5.2)$$

где Z – вертикальная составляющая магнитного поля Земли.

Отсюда следует, что вектор H , а с ним и направляющий момент, уменьшаются от экватора к полюсу. На полюсе $H = 0$. Это означает, что в высоких широтах происходит потеря направляющего момента, то есть магнитный компас там не работает.

Первые магнитные компасы были достаточно устойчивы. Направляющий момент приводил их в плоскость компасного меридиана, а силы трения в подвесе ЧЭ играли роль демпфирующего момента.

Однако силы трения играли и отрицательную роль: они приводили к застою ЧЭ. В дальнейшем ЧЭ были усовершенствованы. Они приобрели форму картушки, имеющей магнитный момент. Для исключения вертикальной составляющей магнитного поля Земли (МПЗ) картушка, помещенная в поддерживающую жидкость, снабжена поплавком. Теперь в любой широте ЧЭ занимает горизонтальное положение благодаря архимедовым силам поддерживающей жидкости. Жидкость играет роль еще и демпфера ввиду ее вязкости. ЧЭ имеет и направляющий, и демпфирующий моменты, действующие в плоскости магнитного меридиана. В настоящее время существует множество конструкций магнитных ЧЭ, но способы управления ими принципиально не отличаются.

Направляющий момент зависит не только от конструкции картушки и ее подвеса, но и от магнитной широты. Управляет магнитным ЧЭ (картушкой) горизонтальная составляющая H напряженности магнитного поля Земли. Таким образом, управляющим устройством такой САУ, как магнитный компас, является магнитное поле Земли. Как уже отмечено, с точки зрения судовождения магнитное поле Земли ориентирует ЧЭ в плоскости магнитного меридиана, относительно которого и производятся измерения. Для того чтобы получить истинное направление (истинный курс или истинный пеленг), измерения необходимо исправить:

$$\begin{aligned} ИК &= МК + d, \\ ИП &= МП + d. \end{aligned} \quad (5.3)$$

С появлением железных кораблей и судов положение изменилось. Судовое железо, намагничиваясь, изменяет величину и направление вектора магнитного поля в районе картушки магнитного компаса. Картушка ориентируется в направлении суммарного вектора. Судовое железо вызывает девиацию магнитного компаса δ .

Исследованиями удалось выявить закономерности изменения девиации, которые описываются основной формулой

$$\delta = A + B \sin KK + C \cos KK + D \sin 2KK + E \cos 2KK, \quad (5.4)$$

где KK – компасный курс;

A, B, C, D, E – коэффициенты девиации: A – постоянный, B и C – полукруговые, D и E – четвертные.

Основная формула позволила разработать достаточно простые способы уничтожения и определения остаточной девиации. Поскольку закономерность выявлена, то дополнительно удалось реализовать *принцип управления по задающему воздействию*. Задающее воздействие формируется приемами уничтожения всех видов девиации. Таким образом, *магнитный компас – это САУ с комбинированным управлением*.

Остаточная девиация определяется на 8 компасных курсах – $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ$ и т. д. При этом сравнивают показания компаса с магнитными направлениями, которые должны быть известны:

$$\begin{aligned} \delta &= MK - KK, \\ \delta &= MP - KP. \end{aligned} \quad (5.5)$$

Для этой цели чаще всего используются способы «по пеленгам» и «по сличению».

Первый способ применяется на девиационном полигоне, специально оборудованном створами с магнитными направлениями $0-180$ и $90-270$ градусов. Пеленг измеряется в момент пересечения створов.

Второй способ реализуется сличением показаний магнитного и гирокопического компасов. В этом случае девиация находится по формуле

$$\delta = (ГКК + \Delta GK - d) - KK, \quad (5.6)$$

где $ГКК$ и KK – одновременно измеренные отсчеты курса по гирокомпасу и магнитному компасу (сличение);

ΔGK – известная поправка гирокомпаса.

Магнитное склонение d снимается с карты. В правой части выражения (5.6) в скобках представлена величина магнитного курса (MK).

Иногда формулу (5.6) представляют в более удобном для выполнения сличения виде

$$\delta = (ГКК - KK) + (\Delta GK - d). \quad (5.7)$$

Здесь в первых скобках разность одновременно измеренных курсов.

Способ «по пеленгам» более точен. Дело в том, что в гирокомпасе во время маневрирования, как это показано выше, снижается качество управления из-за воздействия сил инерции. Если для сличения используется гироазимуткомпас, то его рекомендуется переводить в режим ГА.

Остаточная девиация и её график рассчитываются на специальных бланках (прил. 2–7). После расчета оценивается качество выполнения девиационных работ. При этом должны выполняться следующие требования. Разность между наблюденной и вычисленной девиациями не должна превы-

шать 1°. Остаточная девиация для главного компаса должна быть не более 3°, а для путевого – не более 5°.

С течением времени магнитное поле судна изменяется, поэтому по сложившейся практике уничтожение девиации магнитного компаса производится ежегодно.

6. КОРРЕКЦИЯ СИСТЕМЫ СЛЕЖЕНИЯ ИНДУКЦИОННОГО ЛАГА ИЭЛ-2М

6.1. Общая характеристика автоматического индукционного измерителя скорости судна

Лег – это навигационный прибор, измеряющий скорость судна и пройденное расстояние.

Скорость можно измерить, используя любую опорную среду, относительно которой судно имеет движение. Если лег измеряет скорость относительно грунта, то он является абсолютным. В случае если измерение производится относительно воды, то лег называется относительным.

Изменение положения судна, то есть движение относительно опорной среды, можно рассматривать с точки зрения автоматики как возмущения этой среды. Таким образом, лег – это САУ, использующая принцип управления по возмущающему воздействию.

Индукционные лаги являются относительными.

Работа индукционного лага основана на явлении электромагнитной индукции, известном как закон М. Фарадея: если проводник находится в изменяющемся магнитном потоке Φ , то в проводнике возникает электродвижущая сила (ЭДС)

$$\varepsilon = -\frac{d\Phi}{dt}.$$

Изменение магнитного потока и, следовательно, возникновение ЭДС в проводнике происходит в следующих случаях:

- 1) при движении проводника в магнитном поле;
- 2) при изменении самого магнитного потока, проходящего через поверхность, ограниченную проводящим замкнутым контуром (ЭДС возникает в этом контуре).

Для измерения скорости используется первый случай. Проводником является вода, а магнитное поле создает электромагнит, установленный в специальном корпусе на судне. При движении судна в воде, то есть в проводнике, наводится ЭДС, пропорциональная скорости.

Чувствительный элемент индукционного лага представляет собой изолированный корпус, внутри которого помещен электромагнит. Корпус установлен в подводной части судна так, что магнитный поток излучается в воду, освещая некоторую поверхность. При движении судна в пределах этого уча-

стка наводится ЭДС. Для ее измерения в корпусе ЧЭ установлены два электрода в плоскости, параллельной плоскости шпангоута. Напряжение на них называется полезным сигналом U_{Π} , поскольку оно пропорционально скорости судна. С электродов U_{Π} поступает в схему лага для обработки и получения значения скорости.

Таким образом, чувствительный элемент преобразует возмущающее воздействие судна на опорную среду, которое проявляется в виде встречного потока воды, в электрический сигнал. Вследствие этого ЧЭ называется индукционным первичным преобразователем сигнала (ИППС), или просто индукционным преобразователем (ИП).

Схема лага представляет собой разомкнутую систему слежения за входным сигналом U_{Π} , поскольку она не имеет обратной связи по выходному параметру. Как отмечалось выше, недостатком разомкнутых систем является необходимость в их коррекции.

Такая необходимость возникает уже на стадии первичного преобразования сигнала. Дело в том, что названный выше закон М. Фарадея точно выполняется только в металлическом проводнике, где носителями электричества являются электроны. В воде же носители электричества – это ионы, то есть молекулы, приобретшие или потерявшие один или несколько электронов. При соизмеримости зарядов ионы имеют несоизмеримо большие, чем электроны, размеры. Вследствие этого уже при малых скоростях судна в воде возникает явление поляризации, то есть предельная плотность ионов на измерительных электродах. Следовательно, плотность электрических зарядов уже возрастет не может. Это означает, что напряжение на электродах с увеличением скорости также возрастет не будет.

Для исключения поляризации питание электромагнита осуществляется переменным током, следовательно, вокруг него образуется переменное магнитное поле. Полезный сигнал U_{Π} становится переменным. Но, кроме этого, вступает в действия случай 2 проявления закона Фарадея: переменное магнитное поле наводит дополнительную ЭДС в контуре. Данная электродвижущая сила также измеряется электродами. Она сдвинута по фазе относительно полезного сигнала на 90° , поэтому получила название квадратурной помехи $U_{\text{к}}$. Помеха не содержит информации о скорости, поэтому от нее необходимо избавиться. Закон ее проявления известен – это указанный фазовый сдвиг, который позволяет исключить $U_{\text{к}}$ при обработке сигнала в схеме лага.

6.2. Характер систематических погрешностей индукционного лага

Любая САУ должна функционировать с заданной точностью. Поскольку система автоматического управления, которой является индукционный лаг, имеет указанные выше особенности, то основным способом повышения точности его работы является коррекция показаний скорости. Вопросы коррекции показаний уже рассматривались по отношению к гироазимуткомпасу.

Из рассмотренного известно, что для построения корректирующего устройства необходимо знать закономерности проявления погрешностей. Рассмотрим этот вопрос применительно к индукционному лагу.

Как уже отмечалось, с индукционного преобразователя снимается напряжение $U_{инп}$, состоящее из суммы полезного сигнала $U_{п}$ и сигнала квадратурной помехи $U_{к}$. Причем на полезный сигнал могут накладываться погрешности, носящие случайный и систематический характер. Случайные погрешности устраняются осреднением скорости, а также продолжительным наблюдением за отсчетами лага. Систематическая погрешность имеет тот же характер, что и полезный сигнал. При их сложении сигнал искажается:

$$U_c = U_{п} + U_{пом} .$$

В схеме лага квадратурная помеха благодаря сдвигу по фазе отделяется от полезного сигнала, но синфазная (совпадающая по фазе) остается в составе сигнала U_c . В результате лаг имеет поправку

$$\Delta V = V_{и} - V_{л} ,$$

где $V_{и}$ и $V_{л}$ – истинная и лаговая скорости соответственно.

Поправку лага можно разделить на три составляющие (рис. 6.1):

$$\Delta V = a + b \cdot V + c(V) ,$$

где a – постоянная, bV – линейная, $c(V)$ – нелинейная составляющие.

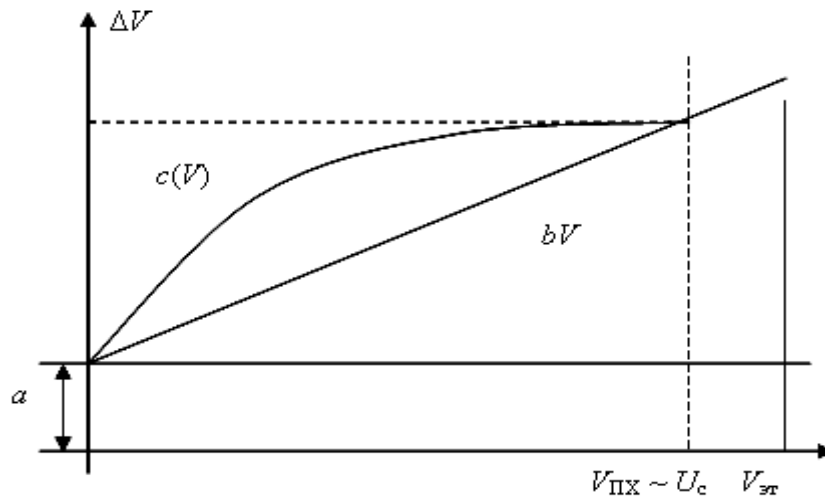


Рис. 6.1. Характер погрешностей лага «ИЭЛ-2М»

Постоянная составляющая поправки лага определяется и устраняется при выполнении регулировки «Установка рабочего нуля» во время каждой подготовки к выходу в море. Остальные составляющие определяются непосредственно на мерной линии.

Для устранения линейной составляющей используется принцип изменения масштаба сигнала, поступающего на индикацию скорости. Этот процесс называется «Масштабированием». В индукционном лаге отсчет скоро-

сти $V_{л}$ судна пропорционален электрическому сигналу индукционного преобразователя (рис. 6.2)

$$V_{л} = M_1 U_c .$$

Отсюда следует, что изменением коэффициента пропорциональности M_1 можно внести линейные изменения в показания скорости:

$$V_{и} = V_{л} + \Delta V = M_2 \cdot U_c ,$$

где M_2 – новый коэффициент пропорциональности.

Для выявления новой зависимости определяются истинная $V_{и}$ и лаговая $V_{л}$ скорости на полном ходу судна. Очевидно, что одному и тому же сигналу U_c в общем случае будут соответствовать разные скорости $V_{л}$ и $V_{и}$. Изменив коэффициент пропорциональности, можно ввести поправку лага.

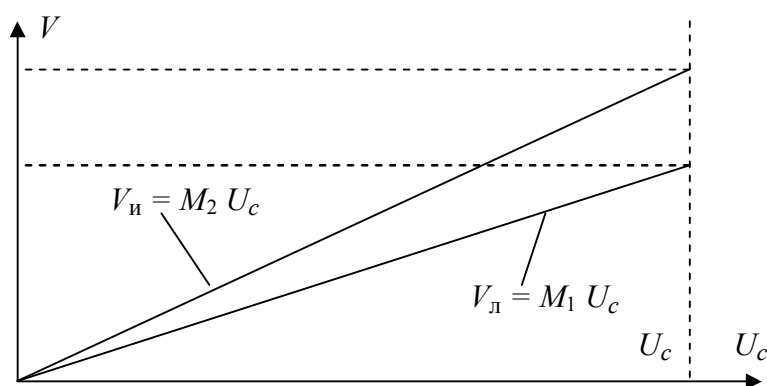


Рис. 6.2. Масштабирование сигнала скорости

Данная регулировка называется регулировкой крутизны характеристики лага ИЭЛ-2М, или масштабированием. Она выполняется регулировкой опорного напряжения $U_{оп}$ в такой последовательности:

- на мерной линии при выключенном корректоре определяются $V_{и}$ и $V_{л}$;
- старому коэффициенту M_1 соответствует старый отсчет эталонной скорости, определенной на предыдущей мерной линии и записанной на матовом стекле прибора 6. Рассчитывается отсчет эталонной скорости, соответствующий новому коэффициенту M_2 (рис. 6.2):

$$M_2 = M_1 \cdot \frac{V_{и}}{V_{л}} ; \quad (6.1)$$

- переключатель режимов в центральном приборе устанавливают в положение «Масштаб» и с помощью одноименных резисторов приводят отсчет эталонной скорости к значению, пропорциональному M_2 . После этого новую величину M_2 записывают на матовом стекле прибора 6.

Итак, введены постоянная и линейная часть поправки. Осталась переменная часть погрешности $c(V)$, которая исключается с помощью корректора. Корректор работает по программе, которая определяется кривой $c(V)$.

Для того чтобы ввести данные в корректор, производят кусочно-линейную аппроксимацию кривой $c(V)$. Поскольку поправки лага определяются на трех режимах скоростей, то и в корректоре предусмотрено три участка, на каждом из которых кривая заменяется прямой. Таким образом, кривая аппроксимируется ломаной линией. На каждом ее участке имеется свой линейный коэффициент. Очевидно, что этот частный коэффициент нельзя вводить изменением величины M_2 , которая является общей для всех скоростей, так как нарушится предыдущая регулировка «Масштабирование».

6.3. Методика регулировки лага ИЭЛ-2М на мерной линии

Перед выходом на мерную линию необходимо выполнить все проверки и регулировки, изложенные в предыдущей главе. В результате этого исключается постоянная поправка.

К мерному полигону предъявляются определенные требования. Длина мерной линии должна быть такой, чтобы обеспечить требуемую точность определения поправок лага. При скоростях до 12 узлов длина пробегов должна быть не менее одной мили, а при более высоких скоростях – не менее двух миль. Глубина в районе должна быть достаточной, чтобы исключить влияние мелководья на точность измерения скорости. Желательно также, чтобы течение в районе не менялось или его изменения были бы незначительными. Волнение моря не должно превышать 3 баллов, так как оно сказывается на показаниях лага. Причины требований просты: условия должны быть такими, чтобы избежать внешних воздействий, влияющих на точность измерений.

Калибровку лага можно выполнять не только с использованием мерной линии, но и с помощью РЛС или высокоточных обсерваций. Цель калибровки – выявление систематических погрешностей в измерении скорости для их последующей компенсации. При этом одновременно определяются истинная и лаговая скорости на маневрировании судна между двумя пунктами, координаты которых известны с высокой точностью. На рис. 6.3 показано маневрирование судна между двумя секущими створами. Определение поправок лага производится на трех режимах скоростей: «Полный ход», «Малый ход», «Средний ход». Количество пробегов выбирается исходя из характера течения в полигоне. Как правило, на каждом режиме делается три пробега. Это позволяет исключить случайные погрешности. При этом одновременно измеряются истинная $V_{и}$ и лаговая $V_{л}$ скорости. В момент пересечения переднего створа наблюдатель на мостике запускает секундомер, а в момент пересечения второго – останавливает его. Таким образом измерено время $t_{и}$, за которое судно проходит истинное расстояние $S_{и}$. Истинные скорости на пробегах рассчитываются по формуле

$$V_{и} = \frac{3600 \cdot S_{и}}{t_{и}} . \quad (6.2)$$

При осреднении скорости на трех пробегах исключается влияние течения:

$$V_{\text{ср}} = \frac{V_1 + 2V_2 + V_3}{4}, \quad (6.3)$$

где V_1, V_2, V_3 – истинные скорости на пробегах.

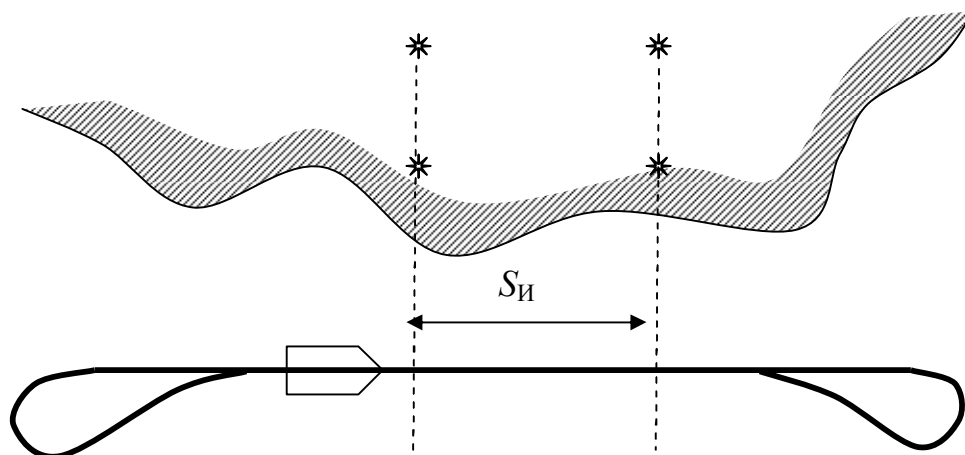


Рис. 6.3. Маневрирование судна на мерной линии

Одновременно на каждом пробеге определяется лаговая скорость. После пересечения переднего створа наблюдатель у прибора 6 замечает отсчет $S_{\text{н}}$ по счетчику лага и запускает секундомер, а через 1 или 2 мили в зависимости от длины пробега при отсчете лага $S_{\text{к}}$ останавливает секундомер. Измерено время $t_{\text{л}}$, за которое пройдено расстояние $S_{\text{к}} - S_{\text{н}}$, после чего рассчитывают скорость по лагу на пробегах $V_{\text{л}}$ и на режиме $V_{\text{л. ср}}$ по формулам

$$V_{\text{л}} = \frac{3600 \cdot (S_{\text{к}} - S_{\text{н}})}{t_{\text{л}}}, \quad (6.4)$$

$$V_{\text{л. ср}} = \frac{V_{\text{л1}} + 2V_{\text{л2}} + V_3}{4}. \quad (6.5)$$

Расчет поправки на режиме производится по формуле

$$\Delta V = V_{\text{и. ср}} - V_{\text{л. ср}}. \quad (6.6)$$

Исходя из того, что вначале устраняется линейная часть погрешности, измерения начинают с режима «Полный ход». После этого по формуле (6.1) рассчитывают новый коэффициент масштаба M_2 и, записав его на матовом стекле прибора 6, вводят в схему лага. Затем определяют поправки еще на двух режимах – малого (МХ) и среднего (СХ) ходов.

Пусть на мерной линии получены следующие поправки на режимах:

Скорость, уз	Поправка, уз
Малый ход (МХ) $V_1 = 5,5$	$\Delta V_1 = + 0,5$
Средний ход (СХ) $V_2 = 11,6$	$\Delta V_2 = + 0,65$
Полный ход (ПХ) $V_3 = 16,7$	$\Delta V_3 = 0$

Поскольку линейная часть корректуры уже введена с установкой коэффициента M_2 , то значение ΔV_3 принимается равным нулю.

Регулировочная номограмма (рис. 6.4) строится следующим образом. Поправки в соответствии со значениями истинной скорости наносятся на график, который строится на миллиметровой бумаге. Значения $V_{и}$ откладываются по горизонтальной оси в масштабе 1 см – 1 узел, значения ΔV – по вертикальной оси в масштабе 1 см – 0,1 узла. Соединив полученные точки А, В, С, получают ломаную кривую, характеризующую нелинейную составляющую погрешности.

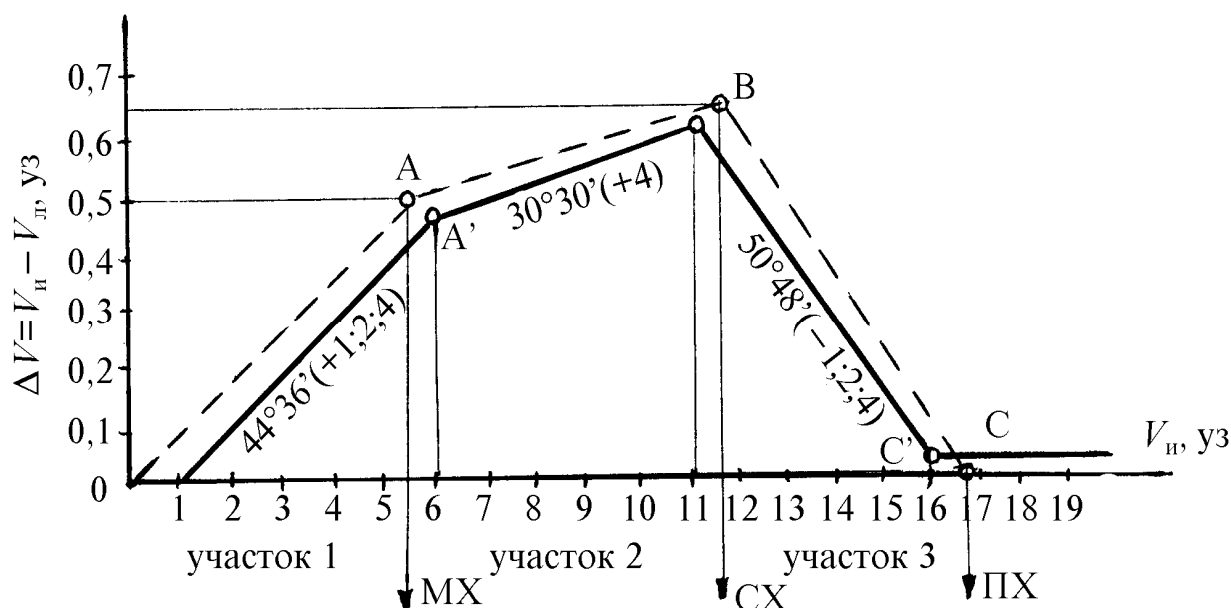


Рис. 6.4. Порядок определения аппроксимирующих коэффициентов на номограмме

Построенная кривая показывает закон изменения нелинейной части погрешностей САУ – индукционного лага ИЭЛ-2М. Она устраняется корректором, то есть специальным устройством с жестко установленной программой. Таким образом, корректор вводит дополнительный сигнал – сигнал программного управления.

Составление корректирующей программы. Пользуясь трафаретом (рис. 6.5а), который имеется в ЗИПе, на графике строят регулировочную ломаную линию, которая наиболее близко повторяет кривую поправок, но при этом удовлетворяет определенным требованиям. Линия должна иметь не более трех участков, каждый из которых начинается и заканчивается в точках, соответствующих целым значениям истинной скорости $V_{и}$ судна в узлах, поскольку так построена схема корректора. Первая прямая начинается не с нуля, а со значения $V_{и} = 1$ узлу, так как электронная схема воспринимает "нуль" как отсутствие информации. Каждый из участков имеет фиксированный наклон, задаваемый трафаретом. Кроме того, разность между аппроксимирующими прямыми и прямыми погрешностей не должна превышать 0,1 узла.

Для приведенного примера, наложив трафарет на график (рис. 6.5), определили, что в рассматриваемом случае первому участку соответствует луч

трафарета с наклоном $+ 44^{\circ}36'$ и средневзвешенными коэффициентами $+ (1; 2; 4)$. Другие лучи не годятся, так как проходят на большом расстоянии от точки А.

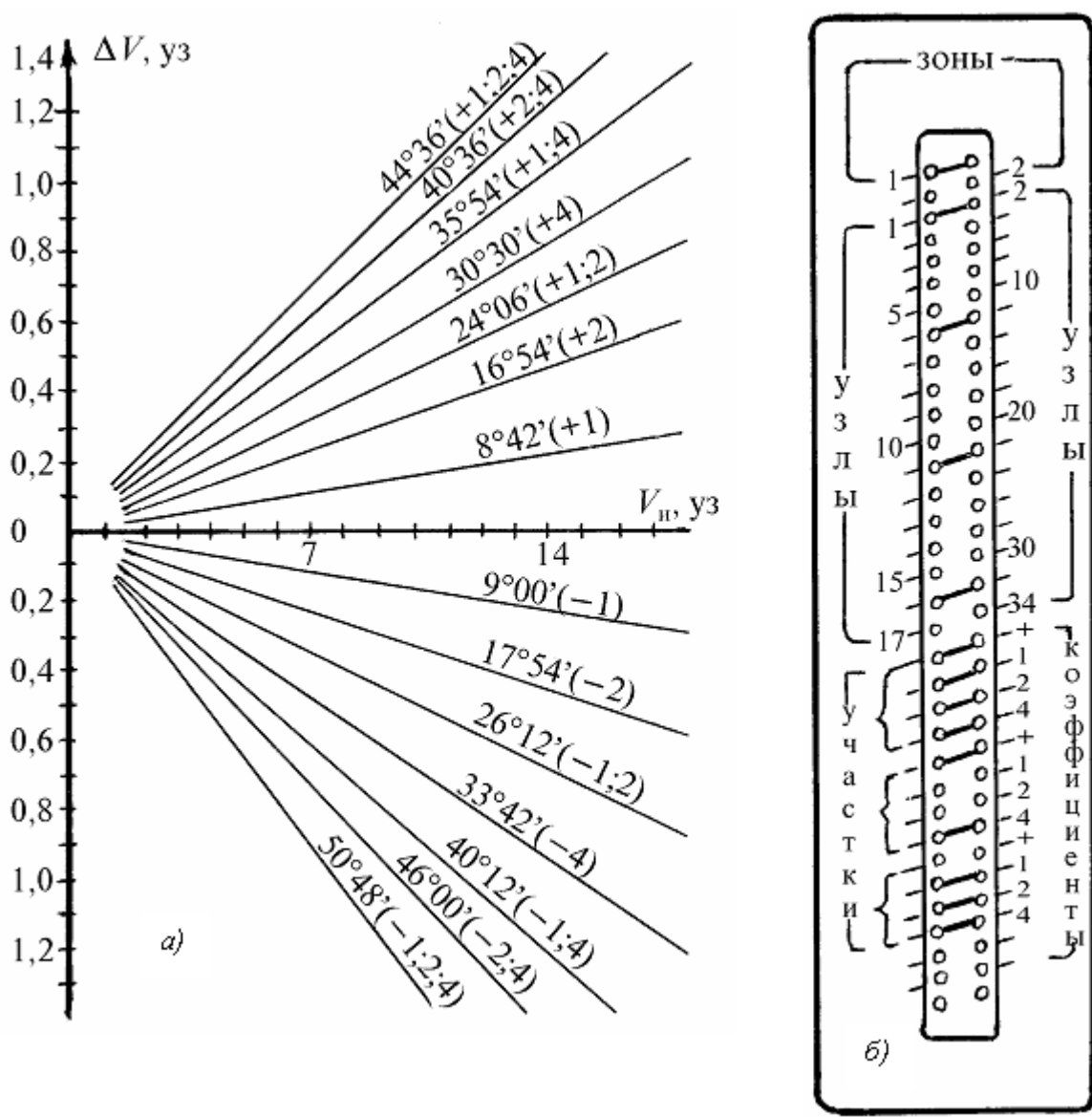


Рис. 6.5. Трафарет и регулировочная панель

После того как линия 1-го участка нанесена на миллиметровку, коммутационные переключки с помощью технологической панели вставляют в гнезда корректора, соответствующие данному участку. Панель (рис. 6.5 б) представляет собой линейку, на которой отмечены зоны, узлы, участки и коэффициенты. Зона 1 используется, когда полный ход судна составляет менее 17 узлов, а зона 2 – когда полный ход судна более 17 узлов. В приведенном примере переключка «Зоны» должна стоять в положении 1, переключка «Узлы» – в положении 1, а четыре переключки «Коэффициенты» – в гнездах «+», 1, 2, 4 первого участка (нижняя часть панели).

Затем проверяют работу корректора на участке 1, подключив тарировочный прибор к гнездам «Имитатор» прибора 6. При включенном корректоре потенциометром тарировочного прибора устанавливают отсчет скорости, соответствующий значению $V_{\text{л}}$ малого хода: $V_{\text{л}} = V_{\text{и}} - \Delta V = 5,5 - 0,5$ уз. После включения корректора на табло должно установиться истинное значение скорости $V_{\text{и}} = 5,5 \pm 0,1$ уз. Если отсчет не входит в данные пределы, то выбирают по трафарету другой наклон участка 1, устанавливают другие переключки коэффициентов и повторяют операцию контроля.

При отсутствии тарировочного прибора проверку правильности ввода данных в корректор выполняют в режиме работы лага «Ручной ввод».

Аналогично определяют установочные данные для остальных участков. В приведенном примере (рис. 6.4) участку 2 соответствует линия трафарета с наклоном $30^{\circ}30'$ и весовым коэффициентом +4. Начало участка А соответствует целому значению истинной скорости $V_{\text{и}} = 6$ уз. В корректоре, в разделе «Узлы», устанавливают переключку в положение 6, во втором участке «Коэффициенты» – в гнездо «+» и в гнездо 4. После этого необходимо проверить правильность установки переключек участка 2 с помощью тарировочного прибора. При выключенном корректоре устанавливают отсчет скорости $V_{\text{л}} = V_{\text{и}} - \Delta V = 11,6 - 0,65 \approx 11$ уз. После включения корректора отсчет должен стать $V_{\text{и}} = 11,6 \pm 0,1$ уз. При необходимости уточняют данные для участка 2 так же, как и для участка 1.

Начало участка 3 обозначается установкой переключки в положение 11 в разделе «Узлы». Этому участку соответствует луч трафарета, имеющий наклон $50^{\circ}48'$ вниз и отрицательные весовые коэффициенты $-(1; 2; 4)$. В эти положения и устанавливаются переключки на участке 3. Схема корректора учитывает коэффициенты отрицательными, поэтому в гнезде "+" переключка отсутствует. Правильность ввода поправки проверяется с помощью имитатора так же, как и в двух предыдущих случаях. Поправка на полном ходу равняется нулю, поэтому показания лага при включенном и выключенном корректоре должны отличаться не более чем на 0,1 узла. При большем отличии необходимо выбрать другой луч трафарета и провести соответствующую установку переключек. Заканчивается 3-й участок 16-ю узлами, в это положение и устанавливается последняя переключка в разделе «Узлы». Отсчет 16 здесь выбран потому, что в положении 17 остаточная погрешность будет больше. На ходу судна более 16 узлов поправка корректором вводится не будет.

На этом составление программы корректора заканчивается.

Очевидно, что трафарет и линейка при составлении корректирующей программы являются вспомогательными устройствами. Они позволяют *перевести данные из номограммы*, удобной для восприятия человеком, *к виду, который может воспринимать лаг*. Корректор в дальнейшем вырабатывает дополнительное напряжение, пропорциональное поправке лага, тем самым исправляя показания скорости.

Из вышесказанного вытекает следующий алгоритм коррекции схемы слежения лага ИЭЛ-2М на мерной линии.

1. Определить истинную $V_{и}$ и лаговую $V_{л}$ скорости на полном ходу, рассчитать поправку лага, пользуясь формулами (6.2) – (6.6).

2. Рассчитать новый коэффициент масштаба M_2 по формуле (6.1) и выполнить операцию масштабирования, после которой ΔV на полном ходу принимается равной нулю.

3. Определить поправки лага на малом и среднем ходах, построить график (рис. 6.4).

4. Определить установочные данные и ввести их в корректор.

5. Выполнить контрольные пробеги и определить остаточные погрешности лага. Контрольные пробеги и расчет остаточных погрешностей выполняются по той же методике, что и основные. Если полученные поправки превышают установленную величину, то следует произвести дополнительную регулировку.

Недостатком разомкнутых систем, к которым относится индукционный лаг ИЭЛ-2М, является невозможность их внутреннего контроля по выходному сигналу. С течением времени их погрешности изменяются, что можно выявить только средствами внешнего контроля. По этой причине калибровку лага на мерной линии необходимо выполнять ежегодно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В качестве заключения отметим следующее. Рассмотренные системы автоматического управления – навигационные САУ, это предмет изучения дисциплины «Технические средства судовождения». В то же время любой навигационный прибор может быть предметом изучения других отраслей технических наук. Каждый из них имеет свою физическую природу и включает себя устройства различной конструкции и принципа действия. Однако все эти технические средства, несмотря на разнообразие конкретных форм, имеют общие принципы построения, образующие автоматические и автоматизированные системы различной сложности. Все упомянутые в работе навигационные САУ классифицированы в соответствии с основами автоматики.

В области судовождения автоматизации подлежат операции, которые традиционно выполняет человек на основе длительной практической деятельности, поэтому формализация их, то есть выявление математических, логических и управляющих действий, посредством которых достигается результат, является важной и сложной проблемой.

Нетрудно предположить, что из общих принципов построения вытекают и общие подходы в обслуживании и настройке САУ и способах эксплуатации конкретных приборов. В настоящем пособии изложены с точки зрения автоматики уже известные и обязательные к исполнению приемы оценки, настройки и подготовки к эксплуатации навигационных САУ.

В пособии рассмотрены отечественные навигационные приборы. Но в настоящее время штурманам часто приходится сталкиваться с подобными приборами различных зарубежных фирм. Каждый класс навигационных приборов и систем не только имеет общие физические принципы работы, но и,

несмотря на различие в дизайне, в конструктивных особенностях, в элементной базе, построен на одинаковых принципах управления. Для их реализации используются одинаковые динамические звенья, только в различных количествах и разных сочетаниях. Знания в этой области как раз и позволяют эксплуатировать любые из этих приборов, что делает судоводителя инженером. Именно в этом состоит цель настоящего учебного пособия.

ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

- АМ – азимут-мотор
- ВТ_д – вращающийся трансформатор-датчик
- ВТ_п – вращающийся трансформатор-приемник
- ВУ – вычислительное устройство
- Д – двигатель
- ДП – диаметральной плоскость судна
- ЗУ – задающее устройство
- ЗЭ – задающий элемент
- ИМ – исполнительный механизм
- ИО – исполнительный орган
- ИУ – исполнительное устройство
- ИЭ – измерительный элемент
- К_{ос} – коэффициент обратной связи
- ОС – обратная связь
- ОУ – объект управления
- П – пропорциональный закон управления
- ПД – пропорционально-дифференциальный закон управления
- ПИД – пропорционально-интегрально-дифференциальный закон управления
- ПЭ – преобразующий элемент
- РД – рулевой датчик
- Ред – редуктор
- РМ – рулевая машина
- САР – система автоматического регулирования
- САУ – система автоматического управления
- САУКС – система автоматического управления курсом судна
- С_{дк} – сельсин-датчик курса
- СС – следящая система
- СЭ – сравнивающий элемент
- У – усилитель
- УУ – устройство управления
- ФЗУ – формирователь закона управления
- ЧЭ – чувствительный элемент
- R – резистор

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Воронов А. А. Основы теории автоматического управления. – М.: Энергия, 1965. – 324 с.
2. Воронов В. В., Перфильев В. К., Яловенко А. В. Технические средства судовождения. Конструкция и эксплуатация.– М.: Транспорт, 1988.– 336 с.
3. Воронов В. В., Филипченко В. Г., Яловенко А. В. Индукционный лаг ИЭЛ-2М.– М.: В/О "Мортехинформреклама", 1984. – 40 с.
4. Коган В. М., Чичинадзе М. В. Судовой гироазимуткомпас «Вега». – М.: Транспорт, 1983. – 200 с.
5. Кожухов В. П., Воронов В. В., Григорьев В. В. Магнитные компасы. – М.: Транспорт, 1981. – 212 с.
6. Попов Е. П. Автоматическое регулирование и управление. – М.: «Наука», 1966. – 388 с.
7. Родионов А. И., Сазонов А. Е. Автоматизация судовождения. – М.: Транспорт, 1992. – 192 с.
8. Саранчин А. И. Гироазимуткомпас «Вега». – Владивосток: ДВГМА, 1997. – 79 с.
9. Саранчин А. И., Петрунин Е. В., Коростелев В. В., Пасешниченко В. Н. Навигационные приборы и системы. – Владивосток: ТОВВМУ, 1987. – 220 с.
10. Саранчин А. И., Полковников В. Ф., Завьялов В. В. Индукционные лаги. – Владивосток: МГУ им. адм. Г.И. Невельского, 2007. – 48 с.
11. Смирнов Е. Л., Яловенко А. В., Якушенков А. А. Технические средства судовождения. Теория. – М.: Транспорт, 1988. – 376 с.

Некоторые справочные данные

Гирокомпас «Курс-4»

Имеет в качестве чувствительного элемента двухгироскопную гиросферу с кинетическим моментом $H = 15,55 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ [ньютон – метр – секунда].

Фактор перетекания масла в успокоителе $F = 0,0015 \text{ с}^{-1}$.

Модуль маятникового момента $B = 0,637 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Модуль демпфирующего момента $C = 0,399 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Для удобства расчетов формул, в которых встречается нижеуказанное отношение: $B/H = 0,0242 \text{ с}^{-1}$.

Смещение центра тяжести ЧЭ относительно центра подвеса $a = 7,9 \text{ мм}$.

Гироазимуткомпас «Вега»

Имеет в качестве чувствительного элемента одногироскопную гиросферу, центр тяжести и центр подвеса которой совмещены. Вместе с корпусом и системой подвеса образует трехстепенной поплавковый гироблок (ТПГ). Подвес гиросферы жидкостно-торсионный. Поддерживающая жидкость обеспечивает гиросфере нулевую плавучесть. Торсионы выполняют несколько функций:

- центрирование гиросферы в корпусе ТПГ;
- передача напряжений наряду с дополнительными проводами;
- приложение управляющих и корректирующих моментов.

Связь гироскопа с Землей осуществляется косвенным путем – с помощью индикатора горизонта, постоянная времени которого $\tau = 60 \text{ с}$.

Максимальный угол отклонения маятника относительно корпуса индикатора горизонта $\gamma_{max} = \pm 1^\circ$.

Кинетический момент $H = 0,4 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$.

Модуль маятникового момента $A_y = 6,84 \cdot 10^3 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Модуль демпфирующего момента $A_z = 3,08 \cdot 10^4 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Отношение $A_y / A_z = 0,045$.

Отношение $A_y / H = 0,0242 \text{ с}^{-1}$.

Бланк записей береговых наблюдений при уничтожении девиации

_____ (название судна)

БЕРЕГОВЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ « ____ » _____ 200_ г.

Дефлектор № _____ Инclinатор № _____

Компас _____, № _____ Н = Z = tg I = Z/H =
(тип)

УНИЧТОЖЕНИЕ ДЕВИАЦИИ « ____ » _____ 200_ г.

_____ (место уничтожения и определения девиации)

_____ (название судна)

Состояние моря _____ Ветер _____ Видимость _____

$\Delta ГК =$ d = $\Delta ГК = \Delta ГК - d =$

$H'_N =$

$H'_E =$

$H'_S =$

$H'_W =$

$\frac{1}{2}(H'_E + H'_W) \text{tg } I =$

$\frac{1}{2}(H'_N + H'_S) =$

$\frac{1}{2}(H'_E + H'_W) =$

$\lambda = \lambda(1 - D') = \frac{1}{2}(H'_E + H'_W) / H$

$Z' =$

$\lambda Z =$

$X' =$

$MK =$

$Y' =$

$X' = \lambda H \cdot \cos MK =$

$KK =$

$Y' = -\lambda H \cdot \sin MK$

$OKП =$

Положение магнитов и потенциометров КУС

Наименование магнита	Число	Размер	Направление северного конца	Отсчет по шкале
Продольный				
Поперечный				
Вертикальный				
1 группа			2 группа	
X	Y	Z	X	Y
3 группа			4 группа	
X	Y	Z	X	Y

Напряжение на входных клеммах регулировочного щита

--	--	--	--

Вычисление наблюдений девиации на 8 компасных курсах (до 0,1°) при _____

ПО ПЕЛЕНГАМ				ПО СЛИЧЕНИЮ				ПО ПЕЛЕНГАМ				ПО СЛИЧЕНИЮ					
<i>КК</i> в момент пеленгования	<i>МП</i> или <i>ОМП</i>	<i>КП</i> или <i>ОКП</i>	δ	<i>КК_{2л}</i> или <i>ГКК</i>	$\delta_{2л}$ или $\Delta ГК$	<i>МК</i>	<i>КК</i>	δ	<i>КК</i> в момент пеленгования	<i>МП</i> или <i>ОМП</i>	<i>КП</i> или <i>ОКП</i>	δ	<i>КК_{2л}</i> или <i>ГКК</i>	$\delta_{2л}$ или $\Delta ГК$	<i>МК</i>	<i>КК</i>	δ
N									S								
NE									SW								
E									W								
SE									NW								

Вычисление коэффициентов по девиациям, наблюдаемым на 8 комп. курсах (до 0,01°)

<i>КК</i>	I	<i>КК</i>	II	III	IV	Мн.	V	Мн.	VI	VII	VIII	IX	X	
	δ		δ	$\frac{1}{2}(I+II)$	$\frac{1}{2}(I-II)$		Мн.×IV		Мн.×IV	Верхняя половина ст. III	Нижняя половина ст. III	$\frac{VII+VIII}{2}$	$\frac{VII-VIII}{2}$	
<i>N</i>		<i>S</i>				0	-	1						= E
<i>NE</i>		<i>SW</i>				0,71		0,71						= D
<i>E</i>		<i>W</i>				1		0	-			Σ		
<i>SE</i>		<i>NW</i>				0,71		-0,71				$\frac{1}{2}\Sigma$		= A
						+		+						
						-		-						Контроль X + IX = VII
						Σ		Σ						
						$B = \frac{1}{2}\Sigma$		$\frac{1}{2}\Sigma$						= C

Вычисление таблицы девиации на компасные курсы через 15° (до 0,1°)

$$\delta^0 = \left[(D^0 \cdot \sin 2KK + E^0 \cdot \cos 2KK) + A^0 \right] \pm (B^0 \cdot \sin KK + C^0 \cdot \cos KK)$$

D =		E =		III	IV	B =		C =		VII IV+VII	KK	δ IV+VII	KK	δ IV-VII
Мн.	I	Мн.	II		A =	Мн.	V	Мн.	VI					
	D·Мн.		E·Мн.	I+II	III+A		B·Мн.		C·Мн.					
0	–	1				0	–	1			N 0°		S 180°	
S ₃₀		S ₆₀				S ₁₅		S ₇₅			15°		195°	
S ₆₀		S ₃₀				S ₃₀		S ₆₀			30°		210°	
1		0	–			S ₄₅		S ₄₅			45°		225°	
S ₆₀		– S ₃₀				S ₆₀		S ₃₀			60°		240°	
S ₃₀		– S ₆₀				S ₇₅		S ₁₅			75°		255°	
0	–	– 1				1		0	–		E 90°		W 270°	
– S ₃₀		– S ₆₀				S ₇₅		– S ₁₅			105°		285°	
– S ₆₀		– S ₃₀				S ₆₀		– S ₃₀			120°		300°	
– 1		0	–			S ₄₅		– S ₄₅			135°		315°	
– S ₆₀		S ₃₀				S ₃₀		– S ₆₀			150°		330°	
– S ₃₀		S ₆₀				S ₁₅		– S ₇₅			165°		345°	

ТАБЛИЦА ДЕВИАЦИИ

Судно _____

С. У. _____ С. У. _____

Компас _____ Компас _____

КК	δ	КК	δ	КК	δ	КК	δ
N 0°		S 180°		N 0°		S 180°	
15°		195°		15°		195°	
30°		210°		30°		210°	
45°		225°		45°		225°	
60°		240°		60°		240°	
75°		255°		75°		255°	
E 90°		W 270°		E 90°		W 270°	
105°		285°		105°		285°	
120°		300°		120°		300°	
135°		315°		135°		315°	
150°		330°		150°		330°	
165°		345°		165°		345°	

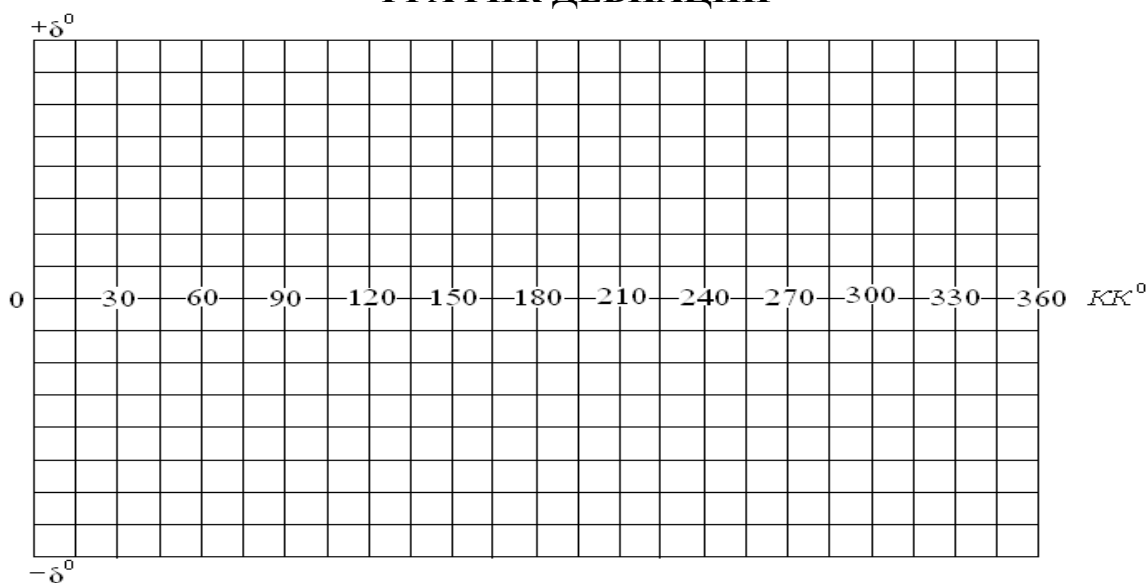
Коэффициенты

A= _____ | A= _____
 B= C= D= E= _____ | B= C= D= E= _____

Замечания: _____

« _____ » _____ 201_ г.
 Девиатор _____

ГРАФИК ДЕВИАЦИИ



ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
1. Основные понятия теории автоматического управления.....	3
1.1. Классификация систем автоматического управления	5
1.2. Принципы управления	6
1.3. Устойчивость САУ	8
1.4. Операторные методы в теории автоматического управления	10
1.5. Характеристики звеньев САУ	12
1.6. Типовые динамические звенья, используемые в навигационных приборах	15
2. Системы автоматического управления курсом судна (САУКС)	20
2.1. Режим стабилизации на курсе	22
2.2. Режим маневрирования	25
2.3. Обобщённые показатели качества управления	26
3. Гирокомпас на неподвижном основании	28
3.1. Гирокомпасы с непосредственным управлением	28
3.2. Гирокомпасы с косвенным управлением	30
3.3. Оценка пригодности чувствительного элемента к навигационному использованию по характеру переходного процесса	32
3.4. Оценка систем передачи и обработки информации	39
4. Влияние движения судна на законы управления гирокомпасами	45
4.1. Гирокомпас на судне, движущемся равномерно	45
4.2. Гирокомпасы на маневрирующем судне	49
5. Коррекция магнитного компаса	55
6. Коррекция системы слежения индукционного лага ИЭЛ-2М ...	58
6.1. Общая характеристика автоматического индукционного измерителя скорости судна	58
6.2. Характер систематических погрешностей индукционного лага	59
6.3. Методика регулировки лага ИЭЛ-2М на мерной линии	62
Заключение	67
Использованные сокращения	68
Список литературы	69
Приложения	70

Позиция № 104
в плане издания
учебной литературы
МГУ на 2011 г.

Учебное издание

Александр Иванович Саранчин
Виктор Валентинович Завьялов

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ
В НАВИГАЦИОННЫХ ПРИБОРАХ
Учебное пособие

Компьютерная верстка В. В. Завьялова

4,7 уч.-изд. л.

Формат 60 × 84 $\frac{1}{16}$

Тираж 100 экз

Заказ №

Отпечатано в типографии ИПК МГУ им. адм. Г. И. Невельского

Владивосток, 690059, ул. Верхнепортовая, 50а