

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

И. Е. ДАВЫДОВ

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛА

Электронное учебное пособие

Работа выполнена по мероприятию блока 1 «Совершенствование образовательной деятельности» Программы развития СГАУ на 2009 – 2018 годы по проекту «Разработка образовательной программы по направлению подготовки магистров 161100.68-системы управления движением и навигация»
Соглашение № 1/8 от 03 июня 2013 г.

С А М А Р А

2013

УДК 629.78 (075)
ББК 39.6я7
Д 138

Автор: Давыдов Игорь Евгеньевич

Компьютерная вёрстка И. Е. Давыдов

Давыдов, И. Е. Системы управления ЛА [Электронный ресурс] : Электронное учебное пособие / И. Е. Давыдов; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост. И.Е. Давыдов - Электрон. текстовые и граф. дан. - Самара, 2013. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Излагается конспект лекций по дисциплине «Системы управления ЛА» по дистанционной форме обучения, который выполнен на основе соответствующих рабочих программ для разделов «Непрерывные линейные системы автоматического управления» и «Нелинейные системы автоматического управления».

Пособие предназначено для научно-методического сопровождения курса «Системы управления ЛА», читаемого магистрантам СГАУ, обучающимся по направлению 161100.68 «Системы управления движением и навигация». Также пособие будет полезно студентам специалитета и магистрантам, обучающимся по смежным техническим и естественнонаучным специальностям и направлениям подготовки (в рамках УГС 010000 «Физико-математические науки» и 160000 «Авиационная и ракетно-космическая техника»). Издано в рамках выполнения Программы развития Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва» на 2009-2018 годы.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения.

© Самарский
государственный
аэрокосмический университет, 2013

ВВЕДЕНИЕ

Современные системы управления летательными аппаратами (ЛА) – это многомерные системы автоматического управления, применяемые для управления и навигации ЛА. Для успешного усвоения курса автоматике и управления студенты должны знать дисциплину "Теория управления ЛА".

Целью дисциплины является обучение студентов методам анализа и синтеза систем автоматического управления ЛА, выбора их основных функциональных элементов, а также демонстрация их использования на конкретных примерах.

Студенты, завершившие изучение данной дисциплины, должны знать методы анализа и синтеза линейных, непрерывных систем автоматического управления (САУ) ЛА; основные методы анализа и синтеза дискретных САУ; методы анализа нелинейных САУ; устройство, принцип действия основных элементов САУ ЛА и уметь на основе полученных знаний сформулировать задачу анализа и синтеза САУ, выбрать метод исследования, составить математическую модель системы.

1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

1.1. Технические средства автоматики

Технические средства автоматики принято подразделять на два класса:

1. Системы автоматического управления (САУ) и регулирования (САР).
2. Элементы, устройства и подсистемы САУ и САР.

Система автоматического управления включает в себя объект управления и собственно систему управления.

Объектом управления называют управляемую часть системы, т.е. машину, установку, яхту, а в нашем случае ЛА, требуемый режим функционирования которого должен поддерживаться управляющей частью системы в соответствии с поставленной задачей.

Управляющая система, т.е. САУ, содержит три подсистемы: информационную, логико-вычислительную и исполнительную.

Совокупность технических средств, предназначенных для получения, передачи и преобразования информации, называют информационной подсистемой.

Совокупность технических средств, предназначенных для обработки информации, называют логико-вычислительной подсистемой. Состав данной подсистемы определяется избранным законом управления. Основная функция логико-вычислительной подсистемы – выработка решений, необходимых для достижения цели управления. К техническим средствам данной подсистемы относятся различные вычислительные устройства, включая и бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ).

Технические средства для формирования управляющих воздействий, осуществляющие непосредственное управление объектами в соответствии с целью управления, образуют исполнительную подсистему. Основное содержание этой подсистемы составляют электрические, пневматические и гидравлические приводы.

Системы управления, в которых в процессе их функционирования все информационные системы управления, включая и принятие решений или выработку управляющих воздействий, производятся без участия человека-оператора, называются системами автоматического управления.

Системы управления, в которых на основе данных информационной и логико-вычислительной подсистем решения, обеспечивающие выполнение цели управления, принимает человек-оператор, называют

автоматизированными системами управления (АСУ).

Пусть, например, в поле зрения устройства самонаведения крылатой ракеты находится несколько целей и требуется выбрать ту из них, достижение которой обеспечивает выполнение задачи. Если задача выбора решается непосредственно на борту ракеты, то система управления является автоматической. Если же изображение поля зрения транслируется с ракеты на пункт управления, где решение о выборе цели принимает человек-оператор, то система управления является автоматизированной.

1.2. Классификация систем управления ЛА

Классификация систем автоматического управления (САУ) по различным признакам, связанным с математическим описанием и их функциональным назначением, рассмотрена в курсе «Основы теории автоматического управления». Здесь же рассмотрим только классификацию по способам управления.

Способом управления называют тот основной принцип, который определяет способы и место получения информации, используемой для управления полетом ЛА.

Существуют три основных способа управления: автономное управление (АУ), телеуправление (ТУ) и самонаведение.

Автономное управление – это управление полетом ЛА с помощью приборов, расположенных на его борту, при отсутствии энергетического контакта с пунктом управления и целью. Эффективность данного способа можно в первом приближении оценить среднеквадратической ошибкой (СКО) достижения цели полета

$$\sigma_{\text{АУ}} = \sqrt{\sigma_{\text{СТ}}^2 + \sigma_{\text{СУ}}^2}$$

где $\sigma_{\text{СТ}}$ – СКО старта; $\sigma_{\text{СУ}}$ – СКО системы управления.

В ошибку старта входят ошибки определения координат цели или параметров траектории, ошибки направления пуска, ошибки начальной ориентации измерительных приборов и т.д.

Ошибку СУ составляют инструментальные, методические и динамические ошибки. При полете на значительные расстояния составляющая Б может достигать значительных величин и это является серьезным недостатком систем АУ. Достоинства: простота, абсолютная скрытность работы, практически неограниченная дальность действия.

Телеуправлением называется управление на расстоянии любыми

объектами посредством сигналов, вырабатываемых на пункте управления. Применительно к управлению ЛА это означает, что в течение всего полета или на каком-либо его участке на пункте управления непрерывно ведется наблюдение за ЛА и целью управления и определяются их текущие координаты. На основании этих наблюдений рассчитывается требуемая траектория движения ЛА и, если последний отклоняется от этой траектории, то вырабатываются соответствующие команды управления, которые по радиолинии связи передаются на ЛА и реализуются бортовой частью системы управления. В данном случае полностью компенсируются ошибки старта, и точность управления определяется только ошибками системами управления. Ошибки наведения современных систем ТУ составляют несколько метров.

Недостатки ТУ: сложность системы, относительно низкая помехозащищенность из-за наличия средств наблюдения и связи, ограниченная дальность действия, связанная с возможностями средств наблюдения.

Самонаведение – это способ управления движением ЛА, при котором сигналы управления вырабатываются на борту ЛА под действием энергии, излучаемой или отражаемой целью. Устройство самонаведения, воспринимая сигналы от цели, измеряет координаты ЛА относительно цели и вырабатывает команды управления в соответствии с отклонением ЛА от требуемой в данный момент траектории.

Главное достоинство СН – высокая точность. Недостатки: относительная сложность (по сравнению с АУ) и недостаточная помехозащищенность.

В состав систем ТУ и СН обязательно входят технические средства АУ, реализующие задачу стабилизации угловых и линейных координат ЛА относительно траектории, заданной по линии ТУ и СН. В практике систем управления ЛА с целью компенсации недостатков, свойственных отдельным способам управления, используются комбинированные способы: АУ + СН, АУ + ТУ, АУ + ТУ + СН.

Выбор способа управления зависит от общей задачи полета, заданной дальности, цели полета, требуемой точности.

1.3. Задачи и состав системы управления ЛА

Состав СУ ЛА (рис. 1.1) полностью определяется способом управления. В любом случае выработка сигналов управления определяется данными информационной подсистемы, которая представляет собой комплекс измерительных устройств. Измерение параметров движения ЛА ведется в определенной системе координат. В соответствии с этим оси чувствительности

измерительных устройств должны быть ориентированы определенным образом относительно осей избранной (базовой) системы координат. Итак, первая задача – это задача ориентации осей измерительных устройств. Под задачей ориентации приборов информационной подсистемы будем понимать задачу ориентации связанной с измерительными приборами системы координат E по отношению к базовой системе J .

Ориентация измерительных приборов может производиться до старта ЛА и оставаться неизменной в процессе всего полета, но может и изменяться в процессе полета (управление ориентацией). При АУ в состав информационной подсистемы входят измерители угловых и линейных перемещений, измерители скоростей и ускорений. При ТУ измерители координат и параметров движения ЛА и цели находятся на пункте управления. Обычно это радиолокационные станции (РЛС). Устройство самонаведения является устройством, измеряющим угловые координаты ЛА относительно цели, и обычно оно ориентировано в связанной с объектом системе координат. Самонаведение может быть активным, полуактивным и пассивным. В случае активного самонаведения УСН включает в себя передатчик и приемник, т.е. представляет собой автоматическую РЛС. При полуактивном СН на борту ЛА находится только приемник, воспринимающий отраженную от цели энергию. Излучателем энергии в данном случае является пункт управления. При пассивном самонаведении УСН включает в себя только приемник, воспринимающий энергию, излучаемую целью: излучение в инфракрасном диапазоне (тепловое излучение) и излучение в оптическом диапазоне.

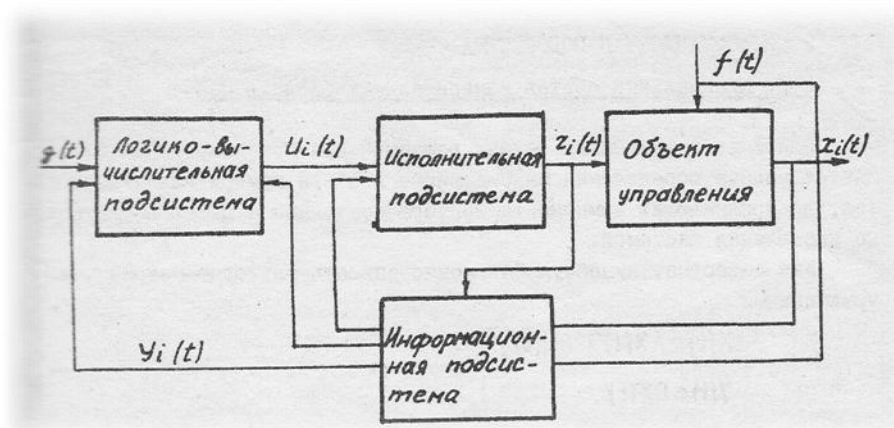


Рисунок 1.1. – Функциональная схема САУ

Информация, полученная от измерительных устройств с целью решения задачи управления, обрабатывается в логико-вычислительной подсистеме: аналоговой или цифровой. В случае аналоговой подсистемы задача

формирования закона управления обычно решается пассивными интегродифференцирующими цепями. Если система цифровая, то эта же задача решается БЦВМ. В данном случае в состав логико-вычислительной подсистемы должны входить преобразователи «Аналог-Код» и «Код-Аналог».

Исполнительная система (рулевой привод) преобразует сигнал логико-вычислительной системы в регулирующее воздействие, т.е. в непосредственное отклонение регулирующего органа.

Наиболее часто рулевой привод бывает электрическим или гидравлическим. Для самолетов и крылатых ракет (КР) рулевыми органами являются аэродинамические рули, для баллистических ЛА (БЛА) – поворотные камеры сгорания.

На основании сигналов измерительных устройств логико-вычислительная и исполнительная подсистемы решают задачу управления – удержание ЛА на заданной траектории.

2. ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДСИСТЕМА

2.1. Минимальный состав измерительных средств САУ

Одной из технических задач, решаемой при проектировании САУ, является задача определения минимального состава измерительных элементов, воспринимающих компоненты вектора состояния с целью эффективного управления системой.

Как известно, линейную САУ можно описать векторно-матричными уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + BU(t), \\ Y(t) &= CX(t), \\ X(0) &= X_0, \end{aligned} \tag{2.1}$$

где X – n - вектор (матрица-столбец $n \times 1$) состоит из переменных состояния x_1, x_2, \dots, x_n и называется вектором состояния объекта; U – m – вектор представляет собой воздействия, которые могут быть поданы на объект со стороны системы управления и называется вектором управления; Y – r – вектор, составляющие которого – выходные сигналы объекта, называется выходным вектором, $t \geq 0$;

A, B, C - соответственно матрицы собственной динамики линейной САУ, ее пространственной базы управления и выходного сигнала соответствующих

размерностей ($n \times n$, $n \times m$, $r \times n$).

В современной теории управления термин «объект управления» (матрица A) следует воспринимать в более широком смысле, чем обычно принято в теории автоматического управления (ТАУ): к объекту будем относить также исполнительные органы и предшествующие им усилители, а также чувствительные элементы (измерительные устройства), принимая их выходные сигналы в качестве составляющих выходного вектора объекта.

Вектор управления $U(t)$ состоит из вектора измеримых входных сигналов и вектора обратных связей

$$U(t) = V(t) - PX(t), \quad (2.2)$$

где P – матрица преобразования регулятора. Знак «минус» указывает, что реверсирование сигнала, имеющееся в любой замкнутой САУ с отрицательной ОС, происходит в регуляторе.

Подставив (2.2) в (2.1), получим

$$\dot{X}(t) = (A - BP)X(t) + BV(t). \quad (2.3)$$

Определитель матрицы $(A - BP)$ является характеристическим определителем всей системы управления, и собственные числа этой матрицы определяют характер процесса управления. С этой точки зрения матрицу P в практических задачах выбирают так, чтобы обеспечить заданное распределение собственных чисел матрицы $(A - BP)$ (корней характеристического уравнения). Возможность такого выбора зависит от полной управляемости объекта по состоянию $X(t)$ в отношении входного сигнала $U(t)$, т.е. выполняется условие

$$r = \text{Rang} \begin{bmatrix} B \\ AB \\ A^2B \\ \dots \\ A^{n-1}B \end{bmatrix} = n. \quad (2.3)$$

Если $r < n$, то речь может идти об обеспечении заданного расположения доминирующих собственных чисел матрицы $(A - BP)$.

После выбора параметров матрицы P становится ясным, какие составляющие вектора состояния необходимо измерить. Среди этих составляющих могут быть трудно измеряемые, а также те, которые измерить непосредственно невозможно. После этого формируется матрица C и определяется наблюдаемость системы. Система полностью наблюдаема, если

$$r_1 = \text{Rang} \left[\begin{bmatrix} C^T \\ A^T C^T \\ (A^T)^2 C^T \\ \dots \\ (A^T)^{n-1} C^T \end{bmatrix} \right] = n. \quad (2.4)$$

Если система полностью наблюдаема, это означает, что по измеряемым параметрам вектора состояния возможно восстановить остальные составляющие этого вектора и, таким образом, сформировать требуемую матрицу Р. Задачу восстановления параметров вектора состояния решают специальные наблюдающие устройства. Если $n < n$, то задача восстановления недостающих составляющих вектора $X(t)$ при избранной матрице C невозможна и требуется изменить матрицу C путем расширения состава измерительных устройств, либо, если это невозможно, то необходимо изменить исходные требования к проектируемой системе.

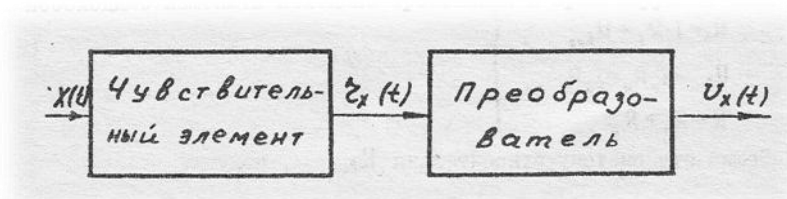


Рисунок 2.1. - Функциональная схема измерительного устройства

Любое измерительное устройство состоит из чувствительного элемента (ЧЭ), воспринимающего физическую величину, и преобразующего устройства, которое преобразует перемещение ЧЭ в другую форму, удобную для дальнейшего использования, чаще всего в электрический сигнал (рис. 2.1).

Изучение устройства измерительных приборов удобно начать с рассмотрения принципов работы и схем устройств.

3. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

3.1. Основы теории гироскопических устройств

Измерительные устройства систем управления ЛА предназначены для оценки параметров полета или их отклонений от заданных значений. Основными параметрами полета ЛА являются углы тангажа, крена, рыскания и их угловые скорости, а также скорость, ускорения и высота полета.

Любое измерительное устройство состоит из чувствительного элемента, воспринимающего физическую величину, и преобразователя, который преобразует перемещение чувствительного элемента в другую форму, удобную для дальнейшего использования, чаще всего в электрический сигнал.

В данном пособии под измерительным устройством будем понимать чувствительный элемент. Преобразователи рассмотрим в главе 2.

В качестве измерителей углов и угловых скоростей используются гироскопические устройства и системы.

Гироскоп - это быстро вращающееся тело с одной неподвижной точкой. Для придания гироскопу свободы вращения относительно неподвижной точки (точки подвеса) применяют карданов подвес (рис. 3.1).

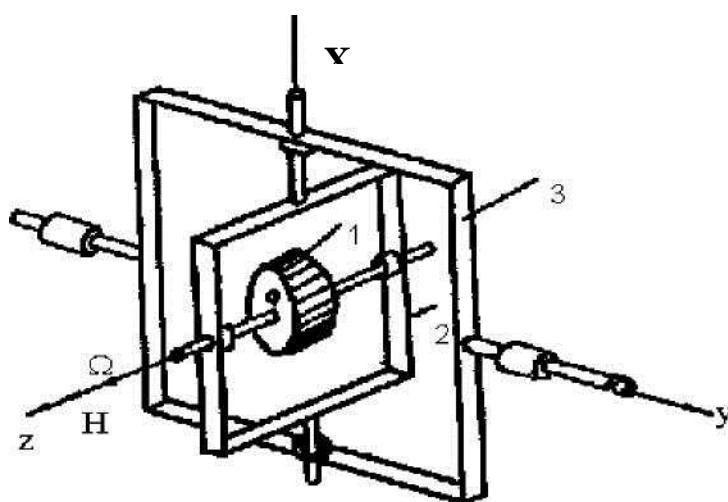


Рисунок 3.1. - Гироскоп с тремя степенями свободы

На рис. 3.1 обозначено: 1 - ротор гироскопа, вращающийся с угловой скоростью Ω ; 2 - внутренняя рамка карданова подвеса; 3 - внешняя рамка карданова подвеса.

Оси вращения ротора OZ, внутренней рамки OX и внешней рамки OY в исходном состоянии взаимно перпендикулярны. Неподвижной точкой является точка пересечения координатных осей O, которая называется точкой подвеса. Такой гироскоп имеет три степени свободы и называется трехстепенным. Ось вращения ротора OZ называется главной осью гироскопа, а конец главной оси, откуда вращение наблюдается против часовой стрелки, называется полюсом гироскопа. Оси вращения внутренней и внешней рамок называются экваториальными осями.

Гироскоп с тремя степенями свободы, у которого центр тяжести совпадает с точкой подвеса ротора, называется астатическим. Астатический гироскоп, на который не действуют моменты внешних сил, называется свободным гироскопом.

Основными параметрами гироскопа являются момент инерции и кинетический момент его ротора. Момент инерции твердого тела определяется выражением

$$J = \sum_{i=1}^n m_i h_i^2 \quad (3.1)$$

где J — момент инерции; m_i - масса материальной точки; h_i - расстояние данной точки от оси вращения.

Момент инерции J_z относительно главной оси называют главным моментом инерции, а моменты J_x и J_y - экваториальными моментами.

Кинетическим моментом ротора гироскопа называется главный момент количества движения всех материальных точек ротора

$$\bar{H} = \sum_{i=1}^n \bar{h}_i \times m_i \bar{V}_i, \quad (3.2)$$

где H - кинетический момент, V_i - линейная скорость материальной точки. Известно, что

$$\bar{V}_i = \bar{\Omega} \times \bar{h}_i.$$

Подставив значение вектора линейной скорости материальной точки в (3.2), получим

$$\bar{H} = \sum_{i=1}^n \bar{h}_i \times m_i \bar{\Omega} \times \bar{h}_i = \bar{\Omega} \sum_{i=1}^n m_i h_i^2 = J \bar{\Omega}, \quad (3.3)$$

так как $\bar{\Omega} \times \bar{h}_i \perp \bar{h}_i$.

Вектор кинетического момента совпадает с главной осью гироскопа и направлен в сторону, откуда вращение ротора наблюдается против часовой стрелки.

Определим производную от кинетического момента:

$$\frac{d\bar{H}}{dt} = \sum_{i=1}^n \frac{d\bar{h}_i}{dt} \times m_i \bar{V}_i + \sum_{i=1}^n \bar{h}_i \times m_i \frac{d\bar{V}_i}{dt}.$$

Так как $\frac{d\bar{h}_i}{dt} = \bar{V}_i$, а векторное произведение двух

параллельных векторов равно нулю, то первый член этого выражения равен нулю.

В то же время $\frac{d\bar{V}_i}{dt} = \bar{a}_i$, где \bar{a}_i – ускорение материальной точки.

Окончательно получим:

$$\frac{d\bar{H}}{dt} = \sum_{i=1}^n \bar{h}_i \times m_i \bar{a}_i = \sum_{i=1}^n \bar{h}_i \times \bar{F}_i = \bar{M}, \quad (3.4)$$

где M - момент внешних сил.

Рассмотрим свободный гироскоп, т.е. гироскоп для которого $M = 0$. В этом случае

$$\frac{d\bar{H}}{dt} = 0.$$

Это означает, что свободный гироскоп сохраняет неизменным положение оси кинетического момента в инерциальном пространстве. Свободный гироскоп есть некоторая математическая идеализация реального гироскопа, на который всегда действуют определенные возмущающие моменты, например моменты трения в осях подвеса, момент небаланса сил из-за несовпадения точки подвеса с центром тяжести, моменты токоподводов и т.д. Если сделать эти моменты малыми, то можно сказать, что гироскоп с тремя степенями свободы с достаточной точностью сохраняет неизменным положение оси кинетического момента в инерциальном пространстве, что и позволяет использовать его для оценки углового положения летательного аппарата относительно созданной гироскопом базовой системы координат.

Производная от вектора есть линейная скорость конца этого вектора, т. е.

$$\frac{d\bar{H}}{dt} = \bar{V}. \quad (3.5)$$

Сравнивая (1.5) и (1.4) можно сделать вывод, что $V = M$, т. е. линейная скорость конца вектора кинетического момента равна вектору момента внешних сил, приложенных к ротору гироскопа. Рассмотрим рисунок, причем для упрощения в дальнейшем на рисунках будем изображать гироскоп только в виде ротора с соответствующими осями. Пусть относительно оси OX внутренней рамки приложен момент M (рис. 3.2). Тогда, в полном соответствии с сделанным выше выводом, главная ось гироскопа будет поворачиваться относительно оси внешней рамки OY так, чтобы совместить полюс гироскопа с вектором внешнего момента, двигаясь по кратчайшему пути.

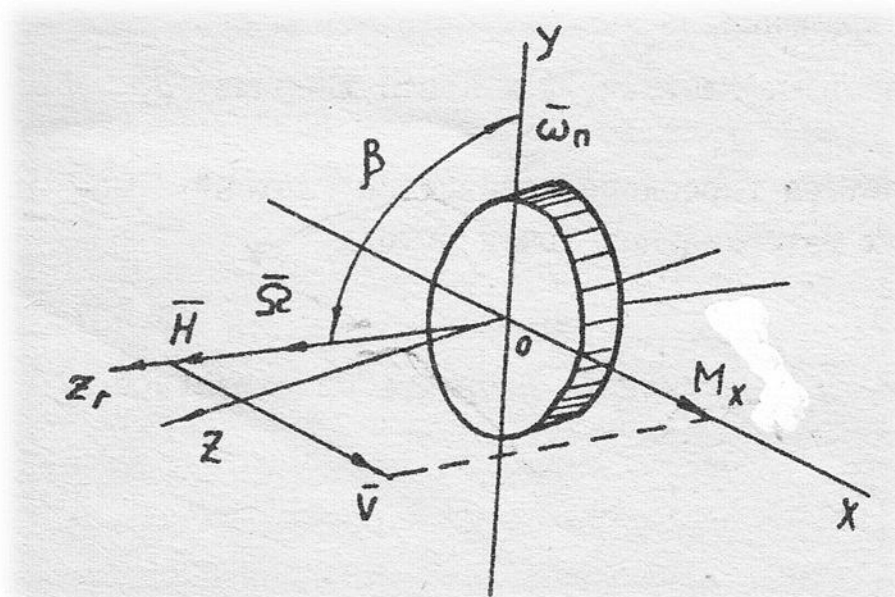


Рисунок 3.2. – Прецессия свободного гироскопа

Движение ротора гироскопа под воздействием внешнего момента относительно экваториальной оси, перпендикулярной оси приложенного момента, называется прецессией.

Линейная скорость конца вектора кинетического момента равна

$$\bar{V} = \bar{\omega}_{ny} \times \bar{H}, \quad (3.6)$$

где ω_n - угловая скорость прецессии относительно оси OY .

Тогда можно записать

$$\overline{M}_x = \overline{\omega}_{\text{пу}} \times \overline{H} = \omega_{\text{пу}} H \sin(90^\circ - \beta) = \omega_{\text{пу}} H \cos \beta,$$

где β - угол между главной осью и осью прецессии. Для угловой скорости прецессии получим

$$\omega_{\text{пу}} = \frac{M_x}{H \cos \beta}. \quad (3.7)$$

Если угол $\beta=0$, что будет при взаимной перпендикулярности рамок, то

$$\omega_{\text{пу}} = \frac{M_x}{H}.$$

Если приложить момент относительно оси внешней рамки, то получим аналогичное выражение для угловой скорости прецессии относительно оси ОХ. Полученные результаты свидетельствуют о том, что свойство прецессии можно использовать для установления оси кинетического момента в требуемое положение.

Известно, что при сложном движении тела возникает ускорение Кариолиса

$$\overline{a}_k = 2\overline{\omega} \times V.$$

Рассмотрим гироскоп, относительно оси внутренней рамки которого действует момент M_x (рис. 3.3). Для точек, расположенных выше оси ОХ, ускорение Кариолиса направлено на нас, для точек ниже оси ОХ - от нас.

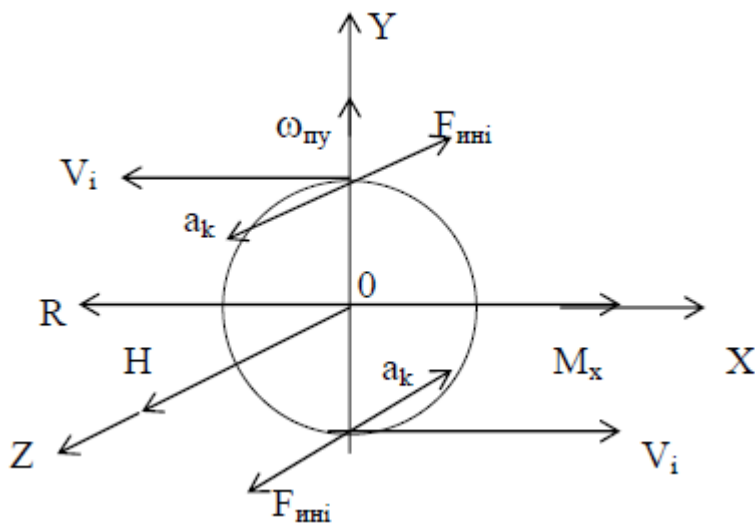


Рис. 3.3. Гироскопический момент

Ускорение Кариолиса вызывает появление сил инерции $F_{ин}$, которые в свою очередь создают момент R относительно оси OX , направленный противоположно моменту внешних сил. Этот момент называется гироскопическим. Определим величину этого момента.

$$\bar{F}_{ин} = -m_i \bar{a}_k = 2m_i \bar{\omega}_{пy} \times \bar{V}_i;$$

$$\bar{R} = \sum_{i=1}^n \bar{h}_i \times \bar{F}_{ин} = -\sum_{i=1}^n 2m_i \bar{h}_i \times \bar{\omega}_{пy} \times \bar{V}_i.$$

Учитывая, что $\bar{V}_i = \bar{\Omega} \times \bar{h}_i$ и $-\bar{\omega}_{пy} \times \bar{\Omega} = \bar{\Omega} \times \bar{\omega}_{пy}$, из последнего выражения получим

$$\bar{R} = 2J_y \bar{\Omega} \times \bar{\omega}_{пy} = \bar{H} \times \bar{\omega}_{пy}, \quad (3.8)$$

При этом $J_y = 0.5 J_z$.

Сравнивая полученный результат с выражением (1.7) можно сделать вывод о том, что гироскопический момент равен по величине внешнему моменту и противоположно ему направлен. Именно поэтому в рассматриваемом случае гироскоп относительно оси OX сохраняет неизменным положение в пространстве. Если к гироскопу приложить момент M_y относительно оси внешней рамки, то возникнет гироскопический момент, компенсирующий внешний момент относительно этой оси. Гироскопический момент появляется сразу с появлением внешнего момента и в этом смысле гироскоп является безинерционным звеном.

В заключение отметим, что выражения для гироскопического момента мы получили для постоянного по величине внешнего момента.

3.2. Уравнения движения гироскопа

Свяжем с гироскопом систему координат $Ox_2 y_2 z_2$, совместив ось Oz_2 с полярной (главной) осью ротора и расположив оси Ox_2 , Oy_2 в экваториальной плоскости так, чтобы они не принимали участия в собственном вращении ротора. Такая система осей носит название осей Резаля.

Пусть основание, на котором установлен гироскоп, вращается с угловой скоростью ω , причем $\omega \ll \Omega$. В начальный момент времени оси Резаля совпадают с соответствующими осями объекта $OXYZ$, на котором установлен

гироскоп. Ось вращения внешней рамки гироскопа установлена в подшипниках, наружные кольца которых жестко соединены с объектом (рис. 3.4).

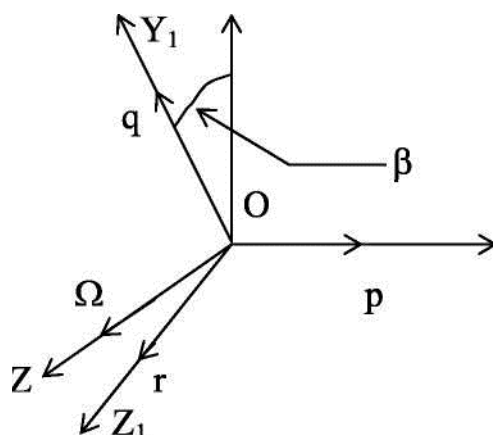


Рис. 3.4. Взаимное положение осей Резаля и ССК

При повороте объекта вокруг оси OX гироскоп сохранит неизменным положение оси кинетического момента. Наблюдатель, находящийся на объекте, увидит как бы вращение ротора относительно оси внутренней рамки. Это движение называется видимым движением гироскопа. Так как ось внешней рамки вместе с подшипниками повернется на тот же угол, то она по-прежнему будет совпадать с осью объекта, занявшей положение OY₁. Нарушится взаимная перпендикулярность оси внешней рамки и оси кинетического момента. При повороте объекта относительно оси внешней рамки гироскоп, стремясь сохранить неизменным положение кинетического момента, совершит видимое движение в противоположную сторону. Вместе с внешней рамкой повернется и внутренняя, так что взаимная перпендикулярность рамок не нарушится.

Выражение для угловой скорости объекта в проекциях на оси Резаля запишется в следующем виде:

$$\bar{\omega} = p\bar{x}_0 + q\bar{y}_0 + r\bar{z}_0,$$

где X_0, Y_0, Z_0 - орты координатных осей.

Угловая скорость ротора гироскопа в проекциях на оси Резаля будет равна

$$\bar{\Omega}_1 = p\bar{x}_0 + q\bar{y}_0 + (r \cos \beta + \Omega)\bar{z}_0.$$

Полное выражение для кинетического момента ротора гироскопа примет вид

$$\bar{G} = J_z (\Omega + r \cos \beta)\bar{z}_0 + J_x p\bar{x}_0 + J_y q\bar{y}_0.$$

Так как $\omega \ll \Omega$, то величиной r по сравнению с собственной угловой скоростью

ротора гироскопа можно пренебречь. Найдем производную от выражения для кинетического момента:

$$\begin{aligned} \bar{M} = & J_z \frac{d\Omega}{dt} \bar{z}_0 + J_x \frac{dp}{dt} \bar{x}_0 + J_y \frac{dq}{dt} \bar{y}_0 + \\ & + J_z \Omega \frac{d\bar{z}_0}{dt} + J_x p \frac{d\bar{x}_0}{dt} + J_y q \frac{d\bar{y}_0}{dt}. \end{aligned}$$

Производные от ортов координатных осей найдем из соображений, что все эти производные будут скоростями концов этих ортов, которые могут быть получены лишь за счет вращения ортов вокруг осей, не совпадающих с ним. Это означает, что производная от любого орта равна сумме угловых скоростей других ортов, векторно умноженной на сам орт:

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{z}_0}{dt} &= (p\bar{x}_0 + q\bar{y}_0) \times \bar{z}_0 = -p\bar{y}_0 + q \cos \beta \bar{x}_0, \\ \frac{d\bar{x}_0}{dt} &= (r\bar{z}_0 + q\bar{y}_0) \times \bar{x}_0 = r \cos \beta \bar{y}_0 - q\bar{z}_0, \\ \frac{d\bar{y}_0}{dt} &= (r\bar{z}_0 + p\bar{x}_0) \times \bar{y}_0 = -r \cos \beta \bar{x}_0 + p\bar{z}_0. \end{aligned}$$

Подставим полученные соотношения в уравнение для производной от кинетического момента, разложим M на составляющие по осям Резаля, получим, приравняв коэффициенты при одинаковых ортах, следующую систему уравнений:

$$\left. \begin{aligned} M_x &= J_x \frac{dp}{dt} + J_z \Omega q \cos \beta - J_y qr \cos \beta, \\ M_y &= J_y \frac{dq}{dt} - J_z \Omega p + J_x pr \cos \beta, \\ M_z &= J_z \frac{d\Omega}{dt} - J_x pq + J_y qp. \end{aligned} \right\}$$

Пренебрегая произведениями малых угловых скоростей и учитывая, что $\Omega = \text{const}$ и $J_z \Omega = H$, получим систему уравнений гироскопа с тремя степенями свободы

$$\left. \begin{aligned} J_x \frac{dp}{dt} + Hq \cos \beta &= M_x, \\ J_y \frac{dq}{dt} - Hp &= M_y. \end{aligned} \right\}$$

(3.9)

3.3. Гироскопы с двумя степенями свободы

3.3.1. Гироскопы с двумя степенями свободы на шариковых подшипниках

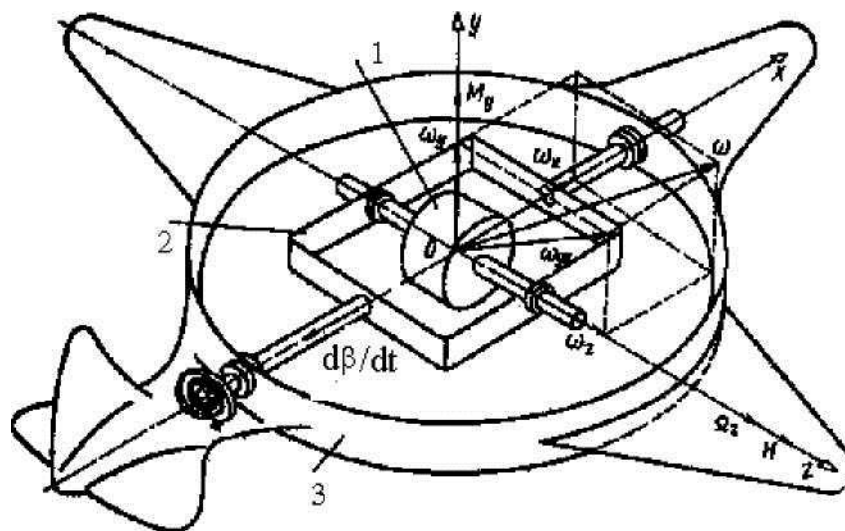


Рисунок 3.5. - Принципиальная схема гироскопа с двумя степенями свободы

Действие ряда приборов, устанавливаемых на борту летательных аппаратов, основано на применении гироскопов с двумя степенями свободы. Принципиальная схема гироскопа с двумя степенями свободы представлена на рис. 3.5.

Гироскоп с двумя степенями свободы состоит из ротора 1, рамки 2, основания 3, которое изображено в виде модели самолета. Ротор гироскопа имеет две степени движения относительно основания: вращение вокруг оси Z с угловой скоростью Ω и вращение вместе с рамкой вокруг оси X с угловой скоростью P. Измерительная ось OY направлена перпендикулярно плоскости XOZ так, чтобы трехгранник XYZ был правым. Пусть основание, на котором установлен прибор, вращается относительно некоторого направления с угловой скоростью ω . Эта угловая скорость имеет проекции $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ на оси избранной системы координат. В первом приближении будем считать, что основание 3 обладает столь большой массой, что гироскопические моменты, действующие на основание при поворотах гироскопа, не изменяют угловой скорости его вращения.

При вращении основания вокруг оси прецессии гироскопа возникает гироскопический момент $M_x^g = H\omega_y$. Если движение гироскопа вокруг оси X не ограничено, то угловую скорость ω_y можно представить в виде $\omega_y = \omega_{yz} \sin(H \wedge \omega_{yz})$ и, следовательно, гироскопический момент равен

$$M_x^g = H\omega_{yz} \sin(H \wedge \omega_{yz}). \quad (3.10)$$

Гироскопический момент имеет такое направление, при котором ось кинетического момента ротора гироскопа стремится совместиться с направлением проекции ω_{yz} вектора угловой скорости ω по кратчайшему пути. Уравнение гироскопа с двумя степенями свободы в первом приближении имеет вид

$$J_x \ddot{\beta} + H\omega_y = M_{bx}, \quad (3.11)$$

Где M_{bx} – момент внешних сил, действующих относительно оси X гироскопа.

Если момент внешних сил $M_{bx} = 0$, решение дифференциального уравнения (3.11) относительно угловой скорости прецессии будет

$$\dot{\beta} = \frac{H}{J_x} \int_0^t \omega_y(t) dt. \quad (3.12)$$

Интеграл в правой части (3.12) есть угол поворота φ гироскопа относительно измерительной оси Y . Решение для угла прецессии будет

$$\beta = -\frac{H}{J_x} \int_0^t \varphi(t) dt. \quad (3.13)$$

Полученные результаты говорят о том, что в первом приближении гироскоп с двумя степенями свободы интегрирует угол поворота φ основания вокруг измерительной оси. Если $M_{bx} \neq 0$, то появится ошибка в показаниях прибора, вызванная дрейфом гироскопа относительно оси прецессии. Для рассматриваемых гироскопов этот дрейф имеет величину порядка 0,1 - 0,5 град/час.

3.3.2. Поплавковые интегрирующие гироскопы

Поплавковые интегрирующие гироскопы (ПИГ) относятся к прецизионным гироскопическим приборам, предназначенным для измерения угла поворота стабилизируемого объекта. Принципиальная схема прибора в упрощенном варианте показана на рис. 1.16.

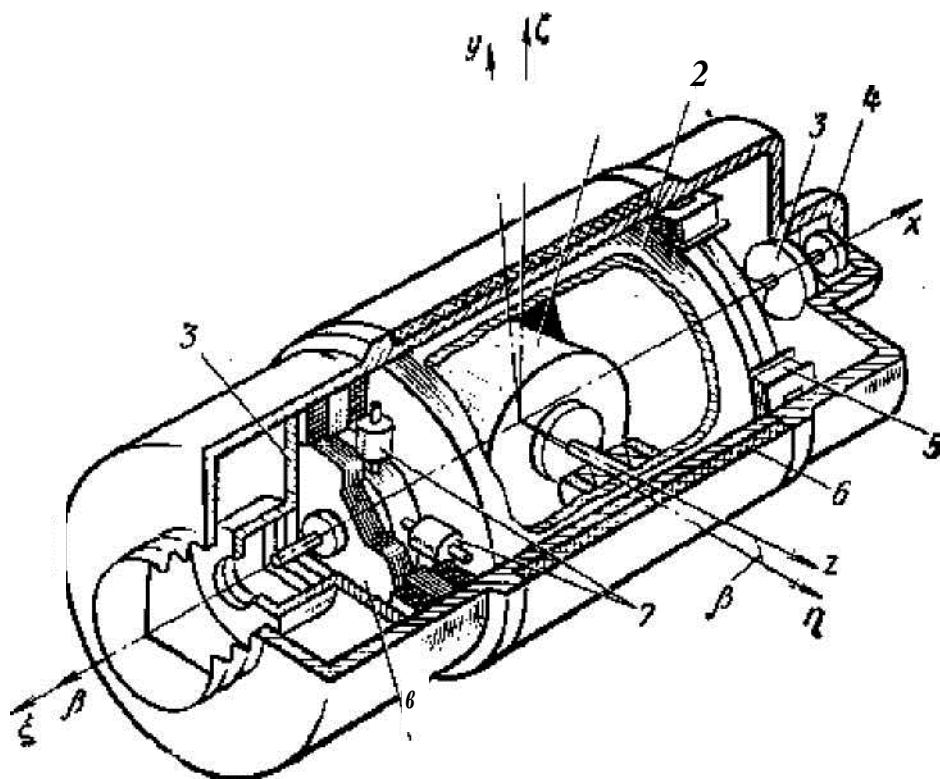


Рисунок 3. 6. - Принципиальная схема поплавокowego интегрирующего гироскопа

На схеме обозначено: 1 - гиросмотор; 2 - поплавок; 3 - подшипники; 4 - корпус; 5 - датчик момента; 6 - обмотка датчика температуры; 7 - балансировочные гайки; 8 - датчик угла.

Повышение точности прибора, что и позволяет отнести его к прецизионным приборам, достигается за счет жидкости, которая, заполняя все свободное пространство между поплавком и корпусом, осуществляет гидростатическую разгрузку подшипников, что значительно уменьшает моменты трения. Вторая функция жидкости заключается в создании момента M_d демпфирования углового движения поплавка относительно оси X его прецессии:

$$M_d = m_x \dot{\beta}.$$

Благодаря действию этого момента прибор приобретает свойство интегрировать входную угловую скорость ω_ζ , являющуюся проекцией угловой скорости основания ω на ось $O\zeta$.

Для малых углов прецессии β уравнение ПИГ можно записать в виде

$$J_x \ddot{\beta} + m_x \dot{\beta} + H\omega_\zeta = M_x.$$

Здесь M_x - сумма всех внешних неучтенных моментов, действующих на поплавки. Если считать, что $M_x=0$, то перейдя к изображениям по Лапласу, получим

$$s\left(\frac{J_x}{m_x}s + 1\right)\beta(s) = -\frac{H}{m_x}\omega_\zeta(s).$$

Величина $\frac{J_x}{m_x} = T$ имеет размерность времени и является постоянной времени прибора. Величину $\frac{H}{m_x} = k$ назовем коэффициентом передачи ПИГ. Так как постоянная времени очень мала ($T=0,002 - 0,005$ с), то пренебрегая ею в первом приближении, получим

$$\beta(s) = -\frac{k}{s}\omega_\zeta(s).$$

В оригиналах можно записать

$$\beta(t) = -k \int_0^t \omega_\zeta(t) dt. \tag{3.15}$$

Так как $\int_0^t \omega_\zeta(t) dt = \varphi(t)$, где $\varphi(t)$ - угол поворота основания, на котором установлен прибор, относительно измерительной оси $O\zeta$. Таким образом, используя поплавковый интегрирующий гироскоп с двумя степенями свободы, можно измерить угол поворота ЛА относительно некоторой измерительной оси. Учет момента внешних сил M_x показывает, что он вызывает уход ПИГ

относительно оси прецессии с малой угловой скоростью $\dot{\beta}$. Эта угловая скорость имеет порядок 0,015 град/ч и достаточно длительное время не вносит существенных погрешностей в показания прибора.

3.3.3. Датчик угловой скорости

Датчик угловой скорости (ДУС) предназначен для измерения проекции абсолютной угловой скорости ЛА на связанную ось. Датчик угловой скорости представляет собой гироскоп с двумя степенями свободы, у которого движение относительно оси прецессии ОХ ограничено пружинами и демпфером. Принципиальная схема ДУС представлена на рис. 3.6.

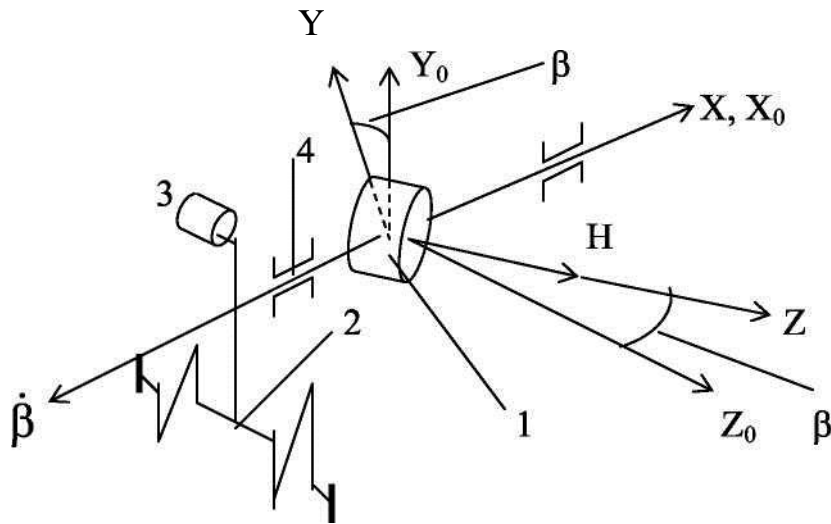


Рисунок 3.6. - Принципиальная схема датчика угловой скорости

На рисунке обозначено: 1 - гиروزел, включающий в себя ротор с внутренней рамкой; 2 - пружины; 3 - демпфер; 4 - подшипники; $X_0Y_0Z_0$ - система координат, связанная с ЛА; XYZ - система координат, связанная с гиروزлом и выбранная так, что ось ОХ совпадает с осью прецессии, а ось ОZ - с осью кинетического момента.

Если угол прецессии $\beta=0$, то обе системы координат совпадают. В общем случае ЛА вращается с угловой скоростью $\omega(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$. При малых значениях угла прецессии β уравнение относительно оси прецессии имеет вид

$$J_x \ddot{\beta} - H \omega_y + m_x \dot{\beta} + C \beta = M_{xb}, \quad (3.16)$$

где m_x - коэффициент демпфирования, C - коэффициент жесткости пружины. Разделим обе части уравнения на C и перейдем к изображениям по Лапласу при нулевых начальных условиях:

$$\left(\frac{J_x}{C}s^2 + \frac{m_x}{C}s + 1\right)\beta(s) = \frac{H}{C}\omega_y + \frac{M_{xb}(s)}{C}.$$

Сделаем обозначения:

$$T = \sqrt{\frac{J_x}{C}} \text{ - постоянная времени ДУС;}$$

$$\zeta = \frac{m_x}{2\sqrt{J_x C}} \text{ - относительный показатель затухания ДУС;}$$

$$k_{ДУС} = \frac{H}{C} \text{ - коэффициент передачи ДУС.}$$

Передаточная функция ДУС по задающему воздействию может быть записана в виде

$$W_{ДУС}(s) = \frac{\beta(s)}{\omega_y(s)} = \frac{k_{ДУС}}{T^2 s^2 + 2T\zeta s + 1}. \quad (3.17)$$

Величина постоянной времени очень мала, и в первом приближении можно записать

$$\beta(s) = K_{ДУС} \omega_y(s) \quad (3.18)$$

Следовательно, рассматриваемый прибор дает возможность измерять угловую скорость относительно оси недостающей степени свободы, которая называется измерительной осью.

Оценим погрешности измерения угловой скорости. Во-первых, при наличии угла прецессии прибор измеряет не потребную угловую скорость ω_y относительно соответствующей оси ЛА, а угловую скорость

$$\omega_y = \omega_{y0} \cos\beta - \omega_{z0} \sin\beta.$$

Уменьшение погрешности связано с необходимостью обеспечения малости угла прецессии.

Погрешности вызываются также действием возмущающего момента M_{xb} , который является суммой моментов трения в подшипниках, моментов небаланса и т.д. Если этот момент считать постоянным по величине, то на основании решения полученного дифференциального уравнения по возмущающему моменту

можно убедиться, что статическая ошибка измерения будет равна $\frac{M_{xb}^*}{C}$.

Если возмущающий момент непостоянен по величине, т.е. является некоторой функцией времени, то для угловой скорости ухода (дрейфа) гироскопа от требуемого положения в изображениях по Лапласу можно записать

$$\dot{\beta}(s) = \frac{sM_{xb}(s)}{C}.$$

Дрейф гироскопа с двумя степенями свободы на трехколесных шариковых подшипниках может составлять 5-10 град/ч. Для уменьшения этой величины вместо обычных цилиндрических пружин используют плоские пружины или торсионы. В этих случаях можно вообще избавиться от подшипников и тем самым снизить момент сухого трения. Недостатком таких конструкций являются значительные погрешности при действии линейных и вибрационных перегрузок. Уменьшение дрейфа достигается также применением поплавковых ДУС, где подшипники разгружены и момент сухого трения невелик. Из-за вязкости жидкости увеличивается также коэффициент демпфирования и за счет этого возрастает относительный показатель затухания. Повышение точности прибора возможно также при применении электрических пружин.

3.4.Силовая гироскопическая стабилизация. Гиросtabilизированные платформы

3.4.1. Понятие о силовой гироскопической стабилизации

Точность работы гироскопических приборов всецело зависит от значений возмущающих моментов, в частности, от моментов трения в подшипниках карданова подвеса. Допустим, что необходимо сохранять положение оси кинетического момента относительно оси внешней рамки, которая в этом случае называется осью стабилизации. Если внешний момент, действующий относительно этой оси, постоянен по величине, то, как следует из формулы (3.7), он будет уравниваться гироскопическим моментом, возникающим за счет прецессии гироскопа относительно оси внутренней рамки. Теоретически, любой момент постоянной величины будет уравниваться гироскопическим моментом в течение всего времени прецессии, но это равновесие крайне ограничено по времени и это время ограничено величиной внешнего момента. Если внешний момент является некоторой функцией времени, то появляется ошибка стабилизации за счет ухода гироскопа из заданного положения. Во всех случаях желательно уменьшить скорость прецессии и сделать угол прецессии β^* как можно меньшим.

Эта задача становится особенно важной, если внешняя рамка гироскопа

предназначается для определенной ориентации каких-либо приборов и становится как бы платформой для установки указанных приборов. Величина моментов, действующих относительно оси стабилизации, значительно увеличивается, изменяется их характер, но при этом к точности требуемой ориентации предъявляются высокие требования и время ориентации может быть достаточно велико. Решение задачи реализуется использованием принципа силовой гироскопической стабилизации. Принципиальная схема одноосного силового гиростабилизатора приведена на рис. 1.18. На рисунке обозначено: 1 - внутренняя рамка гироскопа; 2 - платформа; 3 - датчик угла прецессии; 4 - усилитель; 5 - датчик момента.

Так как внешней рамкой является собственно платформа, то по отношению к ней гироскоп имеет две степени свободы. Допустим, что относительно оси стабилизации действует внешний момент M_y , стремящийся повернуть ее. Начнется прецессия относительно оси прецессии OX с угловой скоростью $\dot{\beta}^*$. Появится гироскопический момент $M^c = H * \dot{\beta}^*$ который осуществит начальную компенсацию внешнего момента. Сигнал,

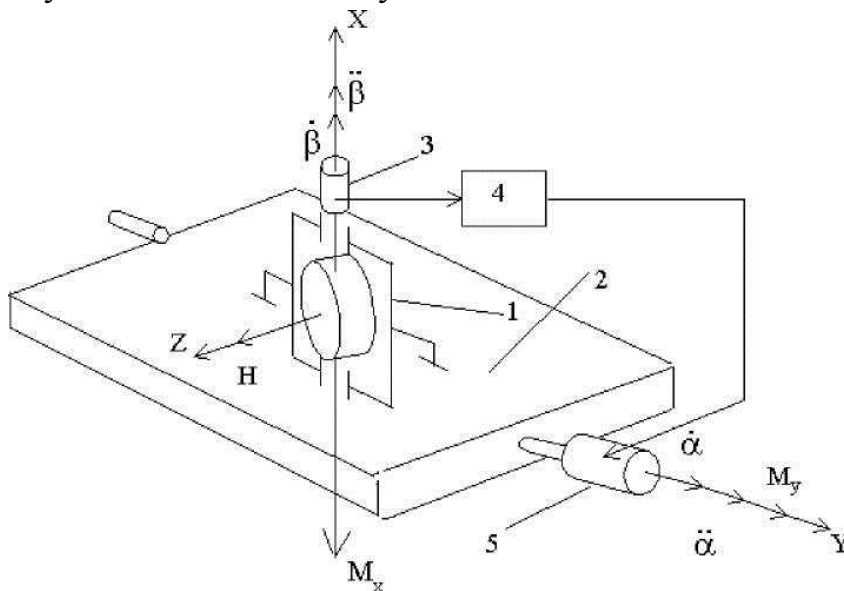


Рис. 3.7. Принципиальная схема одноосного силового гиростабилизатора

пропорциональный углу прецессии, от датчика угла 3 через усилитель 4 поступит на датчик момента 5, который создаст момент разгрузки $M = k \beta$, за счет которого

будет полностью компенсирован внешний момент, и угол прецессии станет близким к нулю. Достоинством такой стабилизации является то, что начальная стабилизация осуществляется за счет гироскопического момента, который появляется мгновенно, т.к. гироскоп является безинерционным звеном, а окончательно стабилизация реализуется моментом разгрузки. Такая схема обладает высоким быстродействием и высокой точностью.

Астатический гироскоп, ось ротора которого с помощью разгрузочного устройства удерживается на направлении перпендикуляра к плоскости наружной рамки карданова подвеса, называется одноосным гироскопическим стабилизатором.

3.4.2. Динамические характеристики одноосного силового гиросtabilизатора

Пусть основание, на котором установлена платформа с гироскопом, вращается в пространстве с угловой скоростью $\omega(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ и относительно оси стабилизации действует возмущающий момент M_y . Так как рассматривается вопрос стабилизации только относительно одной оси, то можно считать, что относительно оси прецессии действует только момент трения, который значительно меньше момента M_y , и им можно пренебречь. Так как ось стабилизации ОУ является осью платформы, то момент инерции относительно этой оси в дальнейшем будем обозначать $J_{пл}$. Учтем также момент жидкого трения относительно оси стабилизации. Уравнения одноосного силового гиросtabilизатора при сделанных предположениях примут вид

$$\left. \begin{aligned} J_x(\ddot{\beta} + \dot{\omega}_x) + H(\dot{\alpha} + \omega_y) &= 0, \\ J_{пл}(\ddot{\alpha} + \dot{\omega}_y) + m_y(\dot{\alpha} + \omega_y) - H(\dot{\beta} + \omega_x) - k_p\beta &= M_y. \end{aligned} \right\} \quad (3.19)$$

Перейдя к изображениям по Лапласу при нулевых начальных условиях и разделив оба уравнения на H , получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{J_x}{H}s^2\beta(s) + s\alpha(s) &= -\frac{J_x}{H}s\omega_x(s) - \omega_y, \\ s\left(\frac{J_{пл}s + m_y}{H}\right)\alpha(s) - \left(s + \frac{k_p}{H}\right)\beta(s) &= -\frac{J_{пл}s + m_y}{H}\omega_y + \omega_x + \frac{M_y(s)}{H}. \end{aligned} \right\} \quad (3.20)$$

Характеристический полином данной системы имеет вид

$$D(s) = sA(s) = s(a_0s^3 + a_1s^2 + a_2s + a_3),$$

где $a_0 = \frac{J_x J_{пл}}{H^2}$; $a_1 = \frac{J_x m_y}{H^2}$; $a_2 = 1$; $a_3 = \frac{k_p}{H}$.

Характеристический полином имеет один нулевой корень, т.е. соответствует нейтрально- устойчивой системе, что отражает свойство нейтральности гироскопа к выбору направления в инерциальном пространстве. Устойчивость рассматриваемого одноосного гиросtabilизатора оценивается корнями уравнения $A(s)=0$, и применив к данному уравнению критерий устойчивости Гурвица, получим условие устойчивости системы

$$m_y H > k_p J_{пл}. \quad (3.21)$$

Требования к параметрам гиросtabilизатора (ГС), определяемые условиями устойчивости и точности, – противоречивы. Для обеспечения высокой точности необходимо увеличивать коэффициент k_p . Для выполнения условия устойчивости и получения необходимых запасов устойчивости требуется одновременно увеличивать левую часть (3.19), но возможности увеличения кинетического момента ограничены, так как при этом возрастают габариты, масса и потребляемая мощность ГС. Искусственное увеличение m_y приводит к увеличению возмущающего момента при колебаниях основания. Противоречивые требования к выбору параметров ГС обычно удается разрешить путем введения цепей коррекции в контур стабилизации.

Рассмотрим решение системы (3.19) при избранном выше законе в цепи разгрузки. Вначале рассмотрим решение по возмущающему моменту. Замещенные определители по углам стабилизации и прецессии будут равны:

$$R_{\alpha}^{M_y}(s) = \frac{J_x s^2}{H^2} M_y(s);$$

$$R_{\beta}^{M_y}(s) = \frac{s}{H} M_y(s).$$

Теперь можно записать выражения для соответствующих передаточных функций

$$W_{\alpha}^{M_y}(s) = \frac{\alpha(s)}{M_y(s)} = \frac{J_x s}{H^2 A(s)};$$

$$W_{\beta}^{M_y}(s) = \frac{\beta(s)}{M_y(s)} = \frac{1}{HA(s)}.$$

Установившиеся значения углов (ошибок ориентации) при постоянном

возмущающем моменте $M_y = M_y^* = \text{const} \Rightarrow \frac{M_y^*}{s}$ определим в соответствии с теоремой о конечном значении оригинала.

$$\alpha_{cm} = \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{R_{\alpha}^{M_y}(s)}{D(s)} = 0.$$

$$\beta_{cm} = \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{R_{\beta}^{M_y}(s)}{D(s)} = \frac{M_y^*}{k_p}.$$

Таким образом, постоянный возмущающий момент не приводит к ошибке стабилизации, но вызывает статическую ошибку относительно оси прецессии, которая тем меньше, чем больше коэффициент передачи цепи разгрузки.

Рассмотрим решения по угловым скоростям основания.

$$R_{\alpha}^{\omega_x}(s) = -\frac{J_x k_p}{H^2} s \omega_x(s);$$

$$R_{\alpha}^{\omega_y}(s) = -\left(\frac{J_x}{H^2} s^2 (J_{nl} s + m_y) + \left(s + \frac{k_p}{H}\right)\right) \omega_y(s);$$

$$R_{\beta}^{\omega_x}(s) = -s \left(\frac{J_x}{H} s \left(\frac{J_{nl} s + m_y}{H}\right) + 1\right) \omega_x(s);$$

$$R_{\beta}^{\omega_y}(s) = 0.$$

Определим установившиеся значения углов по отношению к угловым скоростям основания, считая эти угловые скорости постоянными величинами.

$$\alpha_{cm}^{\omega_x} = \lim_{s \rightarrow 0} s \left(\frac{R_{\alpha}^{\omega_x}(s)}{D(s)}\right) = \frac{J_x}{H} \omega_x^*. \quad (3.21)$$

Решение для угла α по угловой скорости ω_y будет

$$\alpha^{\omega_y}(s) = \frac{R_{\alpha}^{\omega_y}(s)}{sA(s)}.$$

Для изображения угловой скорости собственного движения и установившегося значения этой угловой скорости получим

$$\dot{\alpha}(s) = s\alpha(s) = \frac{R_{\alpha}^{\omega_y}(s)}{A(s)}.$$

$$\dot{\alpha}_{cm} = \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{R_{\alpha}^{\omega_y}(s)}{A(s)} = -\omega_y^*.$$
(3.22)

$$\beta_{cm} = \lim_{s \rightarrow 0} s \left(\frac{R_{\beta}^{\omega_x}(s)}{D(s)} + \frac{R_{\beta}^{\omega_y}(s)}{D(s)} \right) = \frac{H}{k_p} \omega_x^*.$$
(3.23)

Анализ полученных выражений показывает, что при сделанных допущениях по отношению к оси стабилизации ГС полностью компенсирует внешний момент и обрабатывает угловую скорость основания ω_y . Статическая ошибка стабилизации определяется выражением (3.21) и зависит от угловой скорости ω_x . Статические ошибки по отношению к углу прецессии также зависят от угловых скоростей основания, но они выбором коэффициента передачи цепи разгрузки могут быть сделаны малыми и не оказывают влияния на положение основания относительно оси стабилизации. Следовательно, рассмотренный одноосный силовой гиросtabilизатор по точности стабилизации чувствителен к поворотам основания относительно оси прецессии и главной причиной статической ошибки (3.21) является инерционный момент $J_x \omega_x$.

С целью ликвидации этой ошибки может использоваться двухгироскопный гиросtabilизатор, принципиальная схема которого показана на рис. 3.9. На рисунке обозначено: ДУ - датчик угла прецессии; ДМ - датчик момента разгрузки. В состав гироприбора, который иногда называют гирорамой, входят два гироскопа, имеющие равные и противоположно направленные кинетические моменты. По отношению к осям прецессии гироскопы механически связаны между собой, например, зубчатым зацеплением. При наличии угловой скорости основания ω гироскопы, стремясь сохранить направление кинетических моментов, совершают видимое движение в противоположных направлениях, и зубчатое зацепление препятствует этому движению. В результате видимое движение гироскопов относительно оси прецессии отсутствует, инерционный момент $J_x \omega_x$ равен нулю и статическая ошибка (3.21) исчезает. При наличии внешнего момента M_y гироскопы прецессируют в одном направлении и зубчатый сектор не мешает этому движению. В результате возникает момент разгрузки, который и компенсирует внешний момент относительно оси стабилизации.

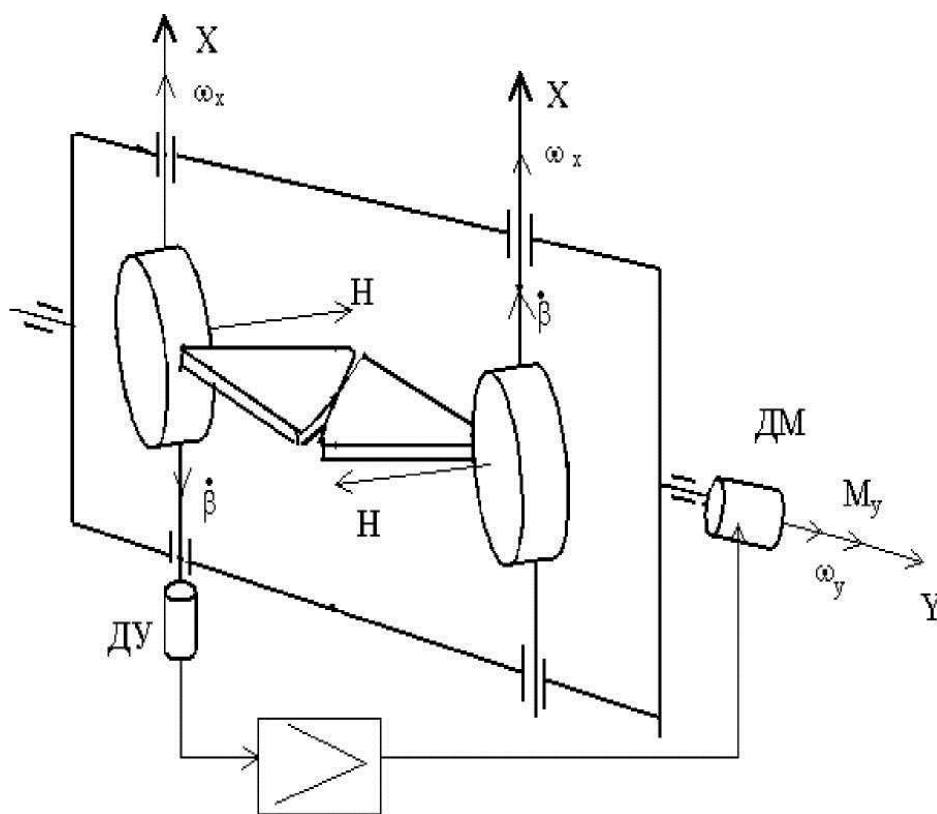


Рис. 3.9. Принципиальная схема двухгиропского ГС

3.4.3. Силовая гироскопическая вертикаль

Для определения углов тангажа и крена необходимо построить на борту ЛА плоскость истинного горизонта, или, другими словами, построить истинную вертикаль места. Для этой цели используют двухосный гиростабилизатор, который называют гиростабилизированной платформой (ГСП). В качестве чувствительных элементов ГСП в настоящее время обычно используют поплавковые гироскопы, что исключает моменты сухого трения относительно осей прецессии. При идеальной работе прибора можно было бы поставить задачу следующим образом: до начала полета с помощью каких-либо внешних приборов силовая гировертикаль устанавливается в положение вертикали места и в дальнейшем в течение всего полета сохраняет это положение. Но в действительности, за счет неучтенных возмущающих моментов, являющихся случайными функциями времени, непостоянства угловых скоростей поворота ЛА и других причин, полученная гировертикаль (ГВ) будет уходить от положения вертикали места и потребуются коррекция ее положения. С этой целью на ГСП устанавливаются элементы, которые фиксируют отклонения ГВ от положения вертикали места в двух плоскостях, и это позволяет сформировать корректирующие моменты для компенсации ошибок. Принципиальная схема силовой гировертикали показана на рис. 3.10.

На рисунке обозначено: ДУ₁ и ДУ₂ - датчики углов прецессии, ДУ -

датчики коррекции углового положения ГСП, ДМ - датчики моментов коррекции, СД - стабилизирующие двигатели (двигатели разгрузки). Будем считать, что в качестве датчиков коррекции используются устройства, сигналы которых пропорциональны углам отклонения ГСП от положения вертикали места. Составим уравнения ГСП.

Ориентацию осей стабилизации определим следующим образом: ось ОУ платформы направлена по вектору скорости ЛА (при отсутствии угла скольжения это означает, что данная ось ГСП совпадает с продольной осью самолета), ось ОХ платформы совпадает с поперечной осью самолета. Составляющие абсолютной угловой скорости ГСП, зависящие от вращения Земли, движения ЛА относительно поверхности Земли и собственного вращения ЛА вокруг центра масс, можно записать в виде

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \dot{\psi} - \left(\omega_2 + \frac{V}{R} \sin K \operatorname{tg} \varphi \right) \alpha_1 - \omega_1 \sin K - \frac{V}{R}, \\ \omega_y &= \dot{\gamma} - \left(\omega_2 + \frac{V}{R} \sin K \operatorname{tg} \varphi \right) \alpha_2 + \omega_1 \cos K. \end{aligned} \right\} \quad (3.24)$$

В этих выражениях $\dot{\psi}$ - угловая скорость крена, $\dot{\gamma}$ - угловая скорость тангажа.

При составлении уравнений двухосной ГСП за основу берётся уравнения гироскопа с учетом малости угла прецессии, что позволяет считать $\cos \beta = 0$. Гироскопы являются двухстепенными и по отношению к осям стабилизации моменты инерции внешних рамок являются собственно моментами инерции платформы. Обозначим составляющие угловых скоростей, зависящие от вращения Земли, движения ЛА относительно земной поверхности и вращения ЛА вокруг центра масс, как ω_x и ω_y . Будем также считать, что оба гироскопа абсолютно идентичны и их моменты инерции относительно осей прецессии обозначим как J_x . С учетом сказанного, а также перекрестных гироскопических моментов, возникающих за счет движения ГСП относительно осей стабилизации систему уравнений можно записать в виде

$$\left. \begin{aligned} J_x (\ddot{\beta}_1 + \dot{\omega}_x) - H (\dot{\alpha}_1 + \omega_y) + H (\dot{\alpha}_2 + \omega_x) &= -M_{x1}, \\ J_{nly} (\ddot{\alpha}_1 + \dot{\omega}_y) + H (\dot{\beta}_1 + \omega_x) &= M_y, \\ J_x (\ddot{\beta}_2 + \dot{\omega}_y) - H (\dot{\alpha}_2 + \omega_x) + H (\dot{\alpha}_1 + \omega_y) &= -M_{x2}, \\ J_{nlx} (\ddot{\alpha}_2 + \dot{\omega}_x) + H (\dot{\beta}_2 + \omega_y) &= M_y. \end{aligned} \right\} \quad (3.25)$$

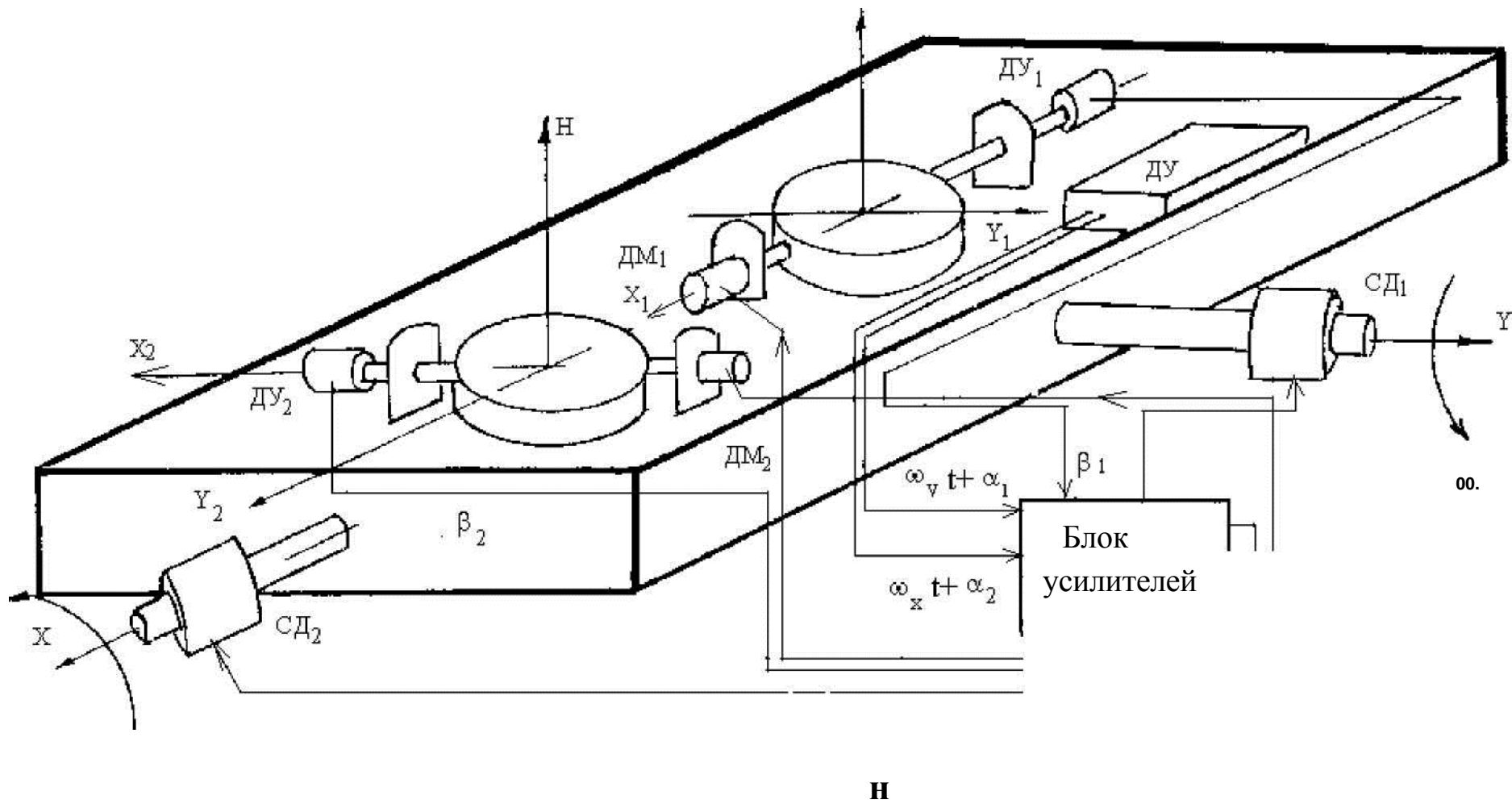


Рис. 3.10. Двухосная силовая ГСП

Рассмотрим структуру правых частей системы.

$$M_{x1} = M_{mp1} - m_d (\dot{\beta}_1 + \omega_x) - k_1 (\alpha_1 + \omega_y t),$$

$$M_{x2} = M_{нагу} + M_{mp2} - m_d (\dot{\beta}_2 + \omega_y) - k_2 (\alpha_2 + \omega_x t),$$

$$M_{y1} = M_{нагу} + M_{трx} + M_{py},$$

$$M_{y2} = M_{нагх} + M_{тры} + M_{px}.$$

В этих выражениях обозначено:

- $M_{нагх}$ и $M_{нагу}$ - моменты нагрузки по осям стабилизации, вызванные смещением центра масс, воздействием со стороны токоподводящих устройств, функционированием расположенных на платформе устройств и т.д.;
- $M_{тр1}$ и $M_{тр2}$ - моменты сухого трения по осям прецессии;
- m_d - коэффициент демпфирования жидкости, заполняющей внутренность ПИГ;
- k_1 и k_2 - коэффициенты передачи систем коррекции;
- $M_{трx}$ и $M_{тры}$ - моменты сухого трения по осям стабилизации;
- M_{px} и M_{py} - моменты систем разгрузки, причем $M_{px} = k_{px} \beta_2$,

$$M_{py} = k_{py} \beta_1.$$

Система имеет 6-й порядок и ее аналитическое решение возможно только при каких-либо допущениях о величинах угловых скоростей ω_x и ω_y и возмущающих моментов. Так как в качестве гироскопов мы рассматриваем поплавковые интегрирующие гироскопы, то моментами сухого трения относительно осей прецессии можно пренебречь. Моменты сухого трения относительно осей стабилизации значительно меньше моментов нагрузки, и они описываются нелинейными функциями. По этим причинам на этапе исследования уравнений ГСП в линейной постановке эти моменты учитывать не будем. Движение ГСП рассмотрим в два этапа.

1. Начальная выставка ГСП (отработка начальных условий)

В рассматриваемый момент самолет неподвижен, т.е. $V = 0$, $\dot{\gamma} = \dot{\theta}$, $\dot{\psi} = \dot{\phi}$. Угловые скорости за счет вращения Земли постоянны и могут рассматриваться как ступенчатые воздействия, причем $\omega_x = 0$ и

$\omega_y = 0$. Моменты нагрузки также будем считать постоянными. Постоянство моментов и угловых скоростей будем обозначать индексом " * ". После разгона гиromоторов в момент разарретирования начальные условия по углам и угловым скоростям прецессии и стабилизации определяются величинами $\alpha_1(0), \dot{\alpha}_1(0) = 0, \alpha_2(0), \dot{\alpha}_2(0) = 0, \beta_1(0), \dot{\beta}_1(0) = 0, \beta_2(0), \dot{\beta}_2(0) = 0$.

При этих условиях разделим уравнения системы на H и перейдем к изображениям по Лапласу. Правые части полученных уравнений обозначим как $R_i, i = 1, 2, 3, 4$. Система уравнений в изображениях по Лапласу примет вид

$$\left. \begin{aligned} s\left(\frac{J_x}{H}s + \frac{m}{H}\right)\beta_1(s) - \left(s + \frac{k_1}{H}\right)\alpha_1(s) + s\alpha_2(s) &= R_1(s), \\ \frac{J_{nly}}{H}s^2\alpha_1(s) + \left(s + \frac{k_{py}}{H}\right)\beta_1(s) &= R_2(s), \\ s\left(\frac{J_x}{H}s + \frac{m_d}{H}\right)\beta_2(s) - \left(s + \frac{k_2}{H}\right)\alpha_2(s) - s\alpha_1(s) &= R_3(s), \\ \frac{J_{npx}}{H}s^2\alpha_2(s) + \left(s + \frac{k_{px}}{H}\right)\beta_2(s) &= R_4(s). \end{aligned} \right\} \quad (3.26)$$

В этих условиях

$$\begin{aligned} R_1(s) &= \frac{M_{назх}^*}{sH} + \left(\frac{J_x}{H}s + \frac{m_d}{H}\right)\beta_1(0) - \alpha_1(0) + \alpha_2(0) - \\ &- \left(1 + \frac{m_d}{H}\right)\frac{\omega_x^*}{s} + \left(1 + \frac{k_1}{sH}\right)\frac{\omega_y^*}{s}; \\ R_2(s) &= \frac{M_{назy}^*}{sH} + \frac{J_{nly}}{H}s\alpha_1(0) + \beta_1(0) - \frac{\omega_x^*}{s}; \\ R_3(s) &= \frac{M_{назy}^*}{sH} + \left(\frac{J_x}{H}s + \frac{m_d}{H}\right)\beta_2(0) + \alpha_1(0) - \alpha_2(0) - \\ &- \left(1 + \frac{m_d}{H}\right)\frac{\omega_y^*}{s} + \left(1 + \frac{k_2}{sH}\right)\frac{\omega_x^*}{s}; \\ R_4(s) &= \frac{M_{назх}^*}{sH} + \frac{J_{npx}}{H}s\alpha_2(0) + \beta_2(0) - \frac{\omega_y^*}{s}. \end{aligned}$$

Сделаем для сокращения записей обозначения:

$$\begin{aligned}
A_1(s) &= \left(\frac{J_x}{H}s + \frac{m_d}{H}\right); & B_1(s) &= s + \frac{k_1}{H}; \\
A_2 &= \frac{J_{ny}}{H}; & B_2(s) &= s + \frac{k_{py}}{H}; \\
A_3 &= \frac{J_{nx}}{H}; & B_3(s) &= s + \frac{k_2}{H}; \\
&& B_4(s) &= s + \frac{k_{px}}{H}.
\end{aligned}$$

Найдем характеристический определитель системы (3.25).

$$\begin{aligned}
D(s) &= \begin{vmatrix} sA_1(s) & 0 & -B_1(s) & s \\ B_2(s) & 0 & s^2 A_2 & 0 \\ 0 & sA_1(s) & -s & -B_3(s) \\ 0 & B_4(s) & 0 & s^2 A_3 \end{vmatrix} = \\
&= sA_1(s) \left[-s^2 A_2 (s^3 A_1(s) A_3 + B_3(s) B_4(s)) \right] - \\
&- B_2(s) \left[s^3 A_1(s) A_3 B_1(s) + B_4(s) (B_1(s) B_3(s) + s^2) \right] \\
D(s) &= -(d_0 s^8 + d_1 s^7 + d_2 s^6 + d_3 s^5 + d_4 s^4 + d_5 s^3 + \\
&+ d_6 s^2 + d_7 s + d_8).
\end{aligned} \tag{3.26}$$

Несложный анализ коэффициентов характеристического полинома показывает, что все они положительны, т.е. необходимое условие устойчивости выполняется, и выполнение достаточных условий можно обеспечить правильным выбором параметров цепей стабилизации и разгрузки. Получение достаточных условий устойчивости системы 8-го порядка может привести к труднообозримым результатам. Для упрощения задачи будем считать, что моменты нагрузки оказывают малое влияние на движение ГСП относительно осей прецессии и перекрестные гироскопические моменты равны нулю. Тогда система уравнений (3.25) распадается на две системы 4-го порядка, каждая из которых описывает движение ГСП относительно одной оси. Характеристическое уравнение одной такой системы, например, системы относительно оси стабилизации У, примет вид

$$A(s) = a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4 = 0.$$

$$a_0 = \frac{J_x J_{ны}}{H^2}; \quad a_1 = \frac{J_x m_d}{H^2}; \quad a_2 = 1; \quad a_3 = \frac{k_1 + k_{py}}{H}; \quad a_4 = \frac{k_1 k_{py}}{H^2}.$$

Используя критерий Гурвица, можно получить достаточные условия устойчивости ГСП относительно оси ОУ:

$$\begin{aligned} m_d H &> J_x (k_1 + k_{py}), \\ r_0 k_1^2 + r_2 k_1 + r_2 k_{py} &> 0. \end{aligned} \tag{3.27}$$

Приравняв полученные выражения нулю, можно построить область устойчивости ГСП относительно рассматриваемой оси. Аналогичные условия устойчивости могут быть определены и относительно оси стабилизации ОХ. Найдем замещенные определители системы (3.25).

$$\begin{aligned} R_{\beta 1}(s) = & -s A_1(s) \left\{ R_1(s) A_2 A_3 s^4 + R_2(s) B_1(s) A_3 s^2 - R_4(s) A_2 s^3 \right\} + \\ & + B_4(s) \left\{ -R_1(s) B_3(s) A_2 s^2 - R_2(s) (s^2 + B_1(s) B_3(s)) - R_3(s) A_2 s^3 \right\}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} R_{\beta 2}(s) = & s A_1(s) \left\{ -R_2(s) A_3 s^3 - R_3(s) A_2 A_3 s^4 - R_4(s) A_2 s^3 \right\} - \\ & - B_2(s) \left\{ -R_1(s) A_3 s^3 - R_3(s) B_1(s) A_3 s^2 + R_4(s) (s^2 + B_1(s) B_3(s)) \right\}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} R_{\alpha 1}(s) = & s A_1(s) \left\{ -R_2(s) (s^3 A_3 A_1(s) + B_3(s) B_3(s)) \right\} - \\ & - B_2(s) \left\{ -R_1(s) (A_1(s) A_3 s^3 + B_3(s) B_4(s)) - R_3(s) B_4(s) s + \right. \\ & \left. + R_4(s) A_1(s) s^2 \right\}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} R_{\alpha 2}(s) = & s A_1(s) \left\{ R_2(s) B_4(s) s + R_3(s) B_4(s) A_2 s^2 - R_4(s) A_1(s) A_2 s^3 \right\} - \\ & - B_2(s) \left\{ R_1(s) B_4(s) s - R_3(s) B_1(s) B_4(s) + R_4(s) A_1(s) B_1(s) s \right\}. \end{aligned}$$

Используя теорему о конечном значении оригинала для статических значений параметров можно получить:

$$\begin{aligned} \beta_{1cm} &= \frac{M_{нагу}^*}{k_{py}} - \frac{H}{k_{py}} \omega_x^*; & \beta_{2cm} &= \frac{M_{нагх}^*}{k_{px}} - \frac{H}{k_{px}}; \\ \alpha_{1cm} &= \frac{m_d}{k_1} \omega_x^* - \frac{H}{k_1} \omega_y^*; & \dot{\alpha}_{1cm} &= -\omega_y^*; \\ \alpha_{2cm} &= -\frac{m_d}{k_2} \omega_y^* + \frac{H}{k_2} \omega_x^*; & \dot{\alpha}_{2cm} &= -\omega_x^*. \end{aligned}$$

При $V=0$ и хорошей балансировке платформы моменты нагрузки очень малы. Также крайне малы величины угловых скоростей, зависящие в данном случае только от угловой скорости Земли. Поэтому анализ полученных

значений позволяет сделать следующие выводы:

- 1) силовая гировертикаль устанавливается в положение вертикали места с высокой точностью;
- 2) по окончании процесса выставки силовая ГВ отслеживает положение вертикали места в соответствии с составляющими угловой скорости Земли.

2. Рабочий режим силовой ГВ

Рассмотрим работу силовой ГВ при полете ЛА постоянным курсом и с постоянной скоростью. Для определенности будем также полагать, что развороты по тангажу и крену ЛА совершает с постоянными угловыми скоростями. Предполагая, что стабилизация положения относительно вертикали места осуществляется с высокой точностью, можно считать, что вторые члены в формулах (3.23) представляют собой произведения бесконечно малых величин и ими можно пренебречь. Даже при полете на широтах ($\varphi=90^\circ$)

при $V=300$ м/с величина выражения $(\omega_2 + \frac{V}{R} \sin K \operatorname{tg} \varphi)$ не превышает 0.0028 1/с. В результате для составляющих абсолютной угловой скорости получим

$$\left. \begin{aligned} \omega_y &= \dot{\gamma}^* - \omega_1 \sin K - \frac{V}{R}, \\ \omega_x &= \dot{\psi}^* + \omega_1 \cos K. \end{aligned} \right\} \quad (3.28)$$

Для исключения явного времени продифференцируем исходную систему уравнений (3.24) по времени и рассмотрим производные от угловых скоростей (3.28):

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_y &= -\dot{\omega}_1 \sin K, \\ \dot{\omega}_x &= \dot{\omega}_1 \cos K. \end{aligned}$$

При постоянной скорости полета и постоянном курсе угловая скорость изменения широты места

$$\dot{\varphi} = \frac{V \cos K}{R}$$

является величиной постоянной и при $V=300$ м/с не превышает значения 0.000047 1/с. Производная от угловой скорости определяется выражением

$$\dot{\omega}_1 = \frac{d}{dt}(\omega_3 \cos \varphi t) = -\omega_3 \dot{\varphi} \sin \varphi t.$$

Так как угловая скорость вращения Земли равна 0.000072 1/с, то можно считать, что произведение $\omega_3 \dot{\varphi} \approx 0$, и это дает возможность считать

производные от угловых скоростей равными нулю. В этом случае для правых частей системы уравнений получим

$$R_1(s) = L\left\{\frac{k_1}{H}\omega_y(t)\right\} = \frac{k_1}{H}\left(\frac{\dot{\gamma}^*}{s} - \omega_3 \sin K \frac{s}{s^2 + \dot{\phi}^2} - \frac{V}{sR}\right);$$

$$R_2(s) = 0;$$

$$R_3(s) = L\left\{\frac{k_2}{H}\omega_x(t)\right\} = \frac{k_2}{H}\left(\frac{\dot{\nu}^*}{s} + \omega_3 \cos K \frac{s}{s^2 + \dot{\phi}^2}\right);$$

$$R_4(s) = 0.$$

Характеристический определитель преобразованной системы будет

$$D_1(s) = s^4 D(s).$$

Последовательность дальнейших действий обычная: находим изображения решений по параметрам стабилизации и, используя теорему о конечном значении оригинала, находим установившиеся (статические) значения этих параметров. Получим:

$$\begin{aligned} \beta_{cm1} &= 0, \\ \beta_{cm2} &= 0, \\ \alpha_{cm1} &= -\frac{H}{k_1}\left(\dot{\nu}^* - \frac{V}{R}\right), \\ \dot{\alpha}_{cm1} &= -\dot{\gamma}^*; \\ \alpha_{cm2} &= \frac{H}{k_2}\dot{\gamma}^*; \\ \dot{\alpha}_{cm2} &= -\dot{\nu}^* + \frac{V}{R}. \end{aligned}$$

Таким образом, при оговоренных условиях полета статические ошибки по углам прецессии сохраняют свои малые значения. По углам стабилизации силовая гировертикаль отслеживает положение вертикали места со статическими ошибками, которые можно сделать малыми за счет выбора необходимого значения коэффициента усиления цепей коррекции. Входящая в состав статической ошибки относительно оси стабилизации ОУ величина V/R называется скоростной девиацией гировертикали. При реально существующих скоростях самолетов эта величина очень мала.

Дальнейшие исследования точности и устойчивости силовой ГВ могут быть связаны с применением отличных от рассмотренных устройств разгрузки и коррекции, использованием более сложных законов управления в цепях разгрузки и коррекции и т.д. Например, в качестве датчика в системе коррекции очень часто используется жидкостный маятник, статическая характеристика которого нелинейна и имеет вид характеристики идеального реле. При необходимости учета моментов сухого трения также нужно помнить, что они выражаются нелинейными функциями. В перечисленных случаях для исследования движения ГВ можно использовать метод гармонической линеаризации. Может потребоваться также учет эффекта демпфирования за счет противоэда в цепях разгрузки и момента инерции за счет обкатки редуктора в этих цепях. Данные обстоятельства не меняют рассмотренную методику исследования и не вносят существенных изменений в полученные результаты.

3.5. Измерители линейных величин

3.5.1. Устройство и принцип действия акселерометра

Акселерометр - это устройство, предназначенное для измерения линейных ускорений. Чувствительным элементом акселерометра является груз 1 массой m , который помещен в корпус 2 и движение которого ограничено пружинами 3 (рис.1.21). Успокоение колебаний обеспечивается демпфером 4.

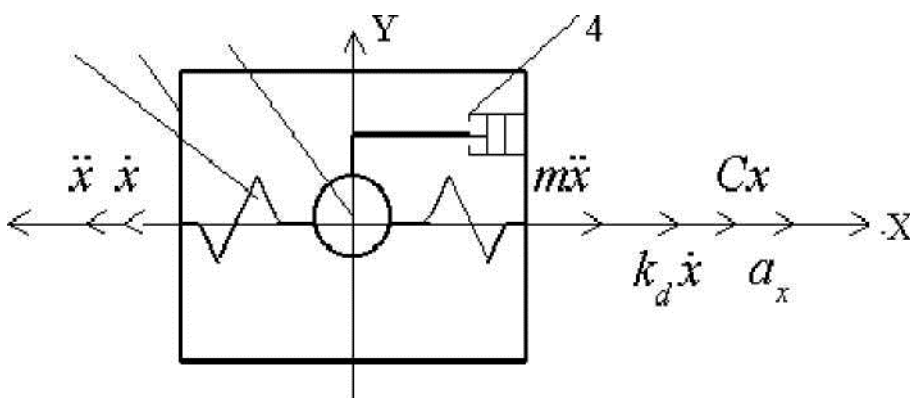


Рисунок 3.11 - Принципиальная схема акселерометра

Предположим, что объект, на котором установлен акселерометр, имеет ускорение a_x , направленное вдоль оси X , которая называется измерительной осью или осью чувствительности. Под действием силы инерции $F = -ma_x$ груз 1 будет смещаться в сторону, противоположную ускорению a_x , со скоростью \dot{x} и ускорением \ddot{x} . Создаваемая ускорением сила инерции $m\ddot{x}$

направлена в сторону, противоположную $F_{ин}$. На груз действуют также сила упругости пружины Cx , где C – коэффициент жесткости пружины, и усилие демпфера $k_d \dot{x}$, где k_d – коэффициент демпфирования. Уравнение сил вдоль оси X будет иметь вид

$$\frac{m}{C} \ddot{x} + \frac{k_d}{C} \dot{x} + x = \frac{m}{C} a_x. \quad (3.29)$$

Перейдя к изображениям по Лапласу при нулевых начальных условиях, получим

$$X(s) = W_a(s) a_x(s), \quad (3.30)$$

где $W_a(s) = \frac{k_a}{T_a^2 s^2 + 2T_a \zeta_a s + 1}$ – передаточная функция акселерометра, в

которой $T_a = \sqrt{\frac{m}{C}}$ – постоянная времени; $\zeta_a = \frac{k_d}{2\sqrt{mC}}$ – показатель затухания; $k_a = \frac{m}{C}$ – коэффициент передачи акселерометра по перемещению груза x .

По окончании переходного процесса величина перемещения груза будет пропорциональна величине ускорения, действующего относительно оси чувствительности:

$$x = \kappa_a a_x. \quad (3.31)$$

Если связать с грузом токоъемник потенциометра, то его выходное напряжение также будет пропорционально действующему напряжению.

Ускорение, действующее вдоль оси X , представляет собой разность ускорения объекта W_x и проекции на эту ось ускорения силы тяжести $g_x = g \sin \alpha$, где α – угол между осью X и плоскостью горизонта:

$$a_x = W_x - g_x.$$

Такое ускорение называется кажущимся ускорением. Для измерения истинного ускорения объекта необходимо акселерометр располагать в плоскости горизонта места. В этом случае $\alpha = 0$ и $a_x = W$.

3.5.2. Гирскопический интегратор линейных ускорений

Гирскопический интегратор (ГИ) линейных ускорений представляет собой гироскоп с 3 степенями свободы, лишенный свойства астатичности за счет смещения центра тяжести относительно точки подвеса грузом P с плечом l_1 (рис. 3.11). Груз Q с плечом l_2 предназначен для балансировки прибора относительно внешней рамки и играет вспомогательную роль. Совместим ось

внешней рамки гироскопа со связанной осью X самолета, а ось внутренней рамки со связанной осью Z. Пусть задачей ГИ является измерение скорости ЛА вдоль оси X, которая в этом случае является измерительной осью. Ускорение, действующее на летательный аппарат в плоскости XOZ, можно разложить на составляющие a_x и a_z . Эти ускорения, воздействуя на грузы P и Q, вызовут моменты относительно точки подвеса, и начнется прецессия гироскопа с угловыми скоростями β и α . Рассмотрим уравнения гироскопа в рамках прецессионной теории.

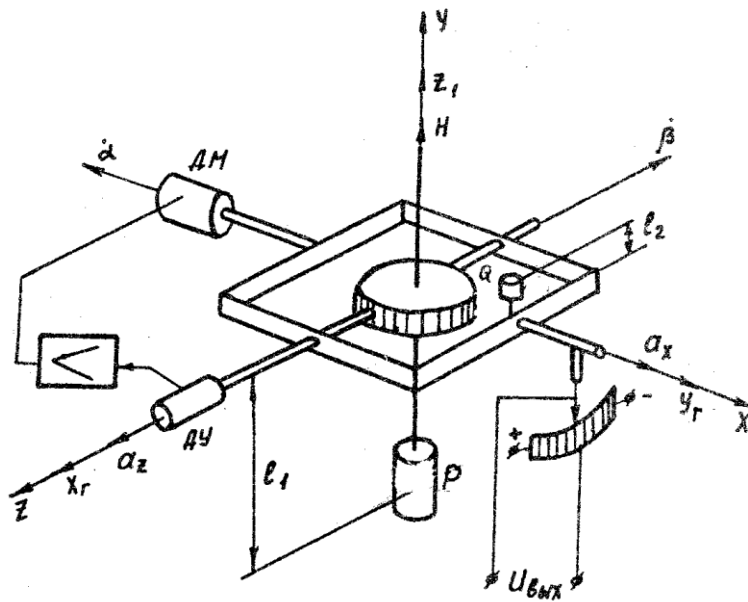


Рис. 3.12. Принципиальная схема ГИ

$$\left. \begin{aligned} H\dot{\alpha} &= M_x \\ H\dot{\beta} &= M_y \end{aligned} \right\} \quad (3.32)$$

Так как груз Q не создает момента относительно оси внутренней рамки гироскопа, то можно записать

$$\left. \begin{aligned} M_x &= -\frac{P}{g} l_1 a_x \cos \beta \pm M_{xГ} \\ M_y &= \frac{Pl_1 - Ql_2}{g} a_z \cos \alpha \pm M_{yГ} \end{aligned} \right\} \quad (3.33)$$

Здесь $M_{xГ}$ и $M_{yГ}$ - моменты трения по осям подвеса гироскопа.

Если выбрать параметры устройства так, что $Pl_1 = Ql_2$, то $M_y = \pm M_{yГ}$. Тогда для угловой скорости прецессии относительно внутренней рамки можно

$$\dot{\beta} = \pm \frac{M_{yr}}{H}$$

Записать $\dot{\beta} = \pm \frac{M_{yr}}{H}$. Появление угла прецессии вызовет сигнал датчика угла (ДУ), который через усилитель поступит на датчик моментов (ДМ). Момент, созданный этим датчиком компенсирует момент трения и реализует условие $\beta = 0$. Система ДУ- усилитель-ДМ представляет собой уже описанную выше систему межрамочной коррекции (МРК). Очевидно, что система МРК и добавочный груз Q совместно решают задачу обеспечения взаимной перпендикулярности рамок гироскопа. При условии $\beta = 0$ получим

$$\dot{\alpha} = -\frac{P}{Hg} l_1 a_x \pm \frac{M_{xt}}{H}. \quad (3.34)$$

С целью уменьшения погрешностей из-за момента трения используют различные способы, чаще всего применяют поплавковые гироскопы. Поэтому можно считать $M_{xt} \approx 0$. Тогда для угла прецессии относительно внешней рамки получим

$$\alpha(t) = -\int_0^t \frac{P}{Hg} l_1 a_x(t) dt. \quad (3.35)$$

Так как угол прецессии ГИ относительно внешней рамки пропорционален интегралу от кажущегося ускорения, то прибор измеряет кажущуюся скорость ЛА. Для решения задачи определения истинной скорости в заданном направлении необходимо обеспечить положение измерительной оси в плоскости горизонта места, что достигается расположением ГИ на ГСП, сохраняющей плоскость горизонта места.

3.5.3. Барометрический измеритель высоты полета

Различают абсолютную, относительную и истинную высоту полета. Абсолютная высота измеряется относительно уровня моря, относительная - относительно высоты места взлета, истинная - относительно места, над которым пролетает самолет.

Принцип действия барометрического высотомера (рис. 3.13) заключается в измерении разности давлений между давлением на высоте полета p и некоторым постоянным - p_0 .

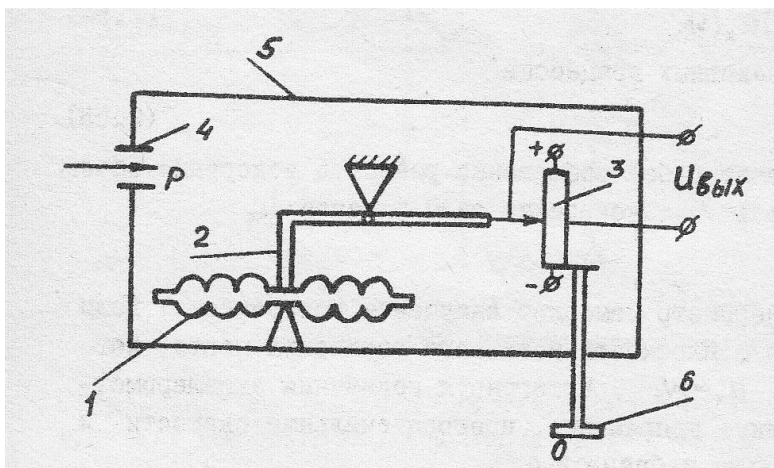


Рисунок 3.13 – Барометрический выотомер

Перед взлетом ЛА в гибкую мембранную коробку 1 через отверстие 4 в корпусе 5 поступает воздух под давлением p_0 , соответствующим высоте места взлета. В момент взлета клапан закрывается и внутри мембранной коробки запоминается давление p_0 . В процессе набора высоты давление внутри корпуса уменьшается, мембранная коробка под действием разности давлений $\Delta p = p_0 - p$ изменяет свои размеры, что фиксируется перемещением штока 2 на потенциометре 3. Перед взлётом с помощью рукоятки 6 корпус потенциометра устанавливается в положение, при котором $U_{\text{вых}} = 0$, чем и осуществляется запоминание давления в месте взлёта.

Достоинством барометрического выотомера является простота конструкции и высокая надёжность. Недостаток – низкая точность ($\pm 25\text{м}$), что не позволяет использовать его при полётах на малых высотах.

4. ПРЕОБРАЗУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

4.1. Потенциометрический преобразователь

Преобразующие устройства предназначены для преобразования перемещения чувствительного элемента измерительного устройства в сигнал другой формы, чаще всего в электрический сигнал. Наибольшее распространение нашли потенциометрические, индуктивные и индукционные преобразователи угла поворота или линейного перемещения в электрический сигнал постоянного или переменного тока.

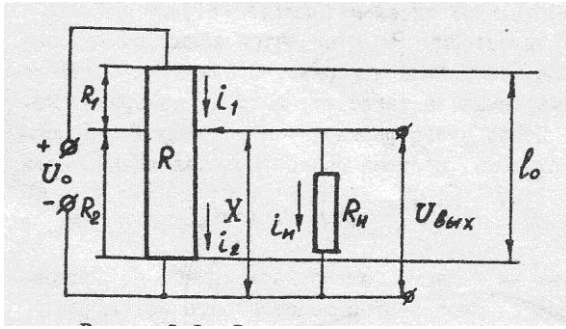


Рисунок 4.1 – Схема однотоктного потенциометра

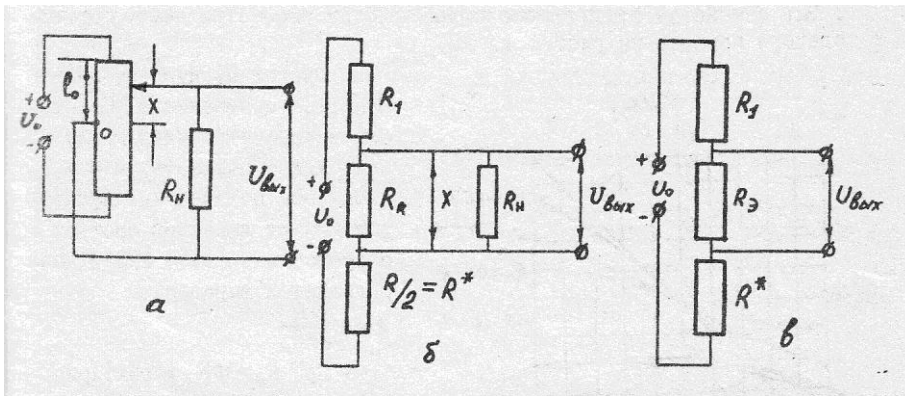


Рисунок 4.2 – Эквивалентные схемы двухтактного потенциометра

R - полное сопротивление потенциометра; R_H – сопротивление нагрузки; x – величина перемещения токосъёмника; l_0 – длина (база) потенциометра.

Точность преобразования тем выше, чем больше сопротивление нагрузки по сравнению с сопротивлением потенциометра. При $R_H > 10R$ характеристику потенциометрического преобразователя можно считать практически линейной. Если такое соотношение невозможно выполнить, то между потенциометром и нагрузкой устанавливают специальные согласующие устройства.

Из схемы (рис.4.2) следует, что при переходе токосъёмником через среднюю точку полярность (фаза) выходного напряжения изменяется на противоположную. Поэтому такой потенциометрический преобразователь называется двухтактным.

С учетом ошибок изготовления, диаметра проволоки и шага намотки нелинейность статической характеристики промышленных потенциометров составляет 0.1-0.3%. Чувствительность потенциометров не превышает $(3-5)10^{-3}$ В/мм. Потенциометрические преобразователи по точности делятся на три класса с точностью $\pm 0.01\%$, $\pm 0.02\%$, 0.05% . Потенциометры достаточно

надежно работают при частоте перемещения токоъемника $\omega=(600-900)$ град/с. Средний срок службы составляет $(2-10)10^6$ циклов.

4.2. Индуктивные преобразователи

Индуктивные преобразователи предназначены для преобразования механического перемещения в электрический сигнал. Работа такого преобразователя основана на изменении индуктивного сопротивления катушки со стальным сердечником при перемещении подвижного якоря (рис.4.3).

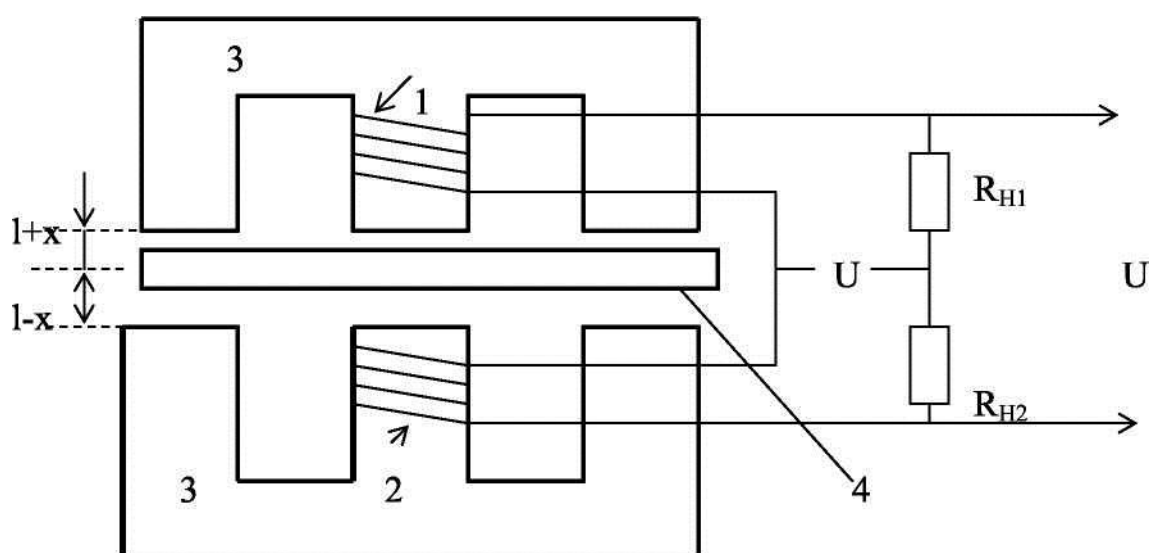


Рис.4.3.Схема двухтактного индуктивного преобразователя

Катушки 1 и 2 намотаны на стальные сердечники 3 и через сопротивления нагрузки $R_{Н1}$ и $R_{Н2}$ подключены к источнику переменного тока U встречно. Процессы, протекающие в обоих плечах двухтактного преобразователя, одинаковы. Магнитный поток обмотки 1 проходит через стальной сердечник 3 и замыкается через подвижный якорь 4.

Основное достоинство индуктивных преобразователей — высокая надёжность, обусловленная отсутствием скользящих контактных. Положительными качествами являются также большой коэффициент передачи, достигающий нескольких сотен вольт на миллиметр перемещения якоря, и высокая разрешающая способность, которая может при тщательной регулировке достигать сотых долей микрона. В связи с этим, индуктивные преобразователи используют для работы в системах измерения очень малых угловых и линейных перемещений.

С точки зрения динамических свойств индуктивные преобразователи представляют собой безинерционные звенья.

4.3. Приборы логико-вычислительной и исполнительной подсистемы. Конструктивное исполнение и принцип работы рулевых машин

Рулевые машины применяются в системах управления (СУ) в качестве исполнительных элементов. В зависимости от типа летательного аппарата (ЛА) и решаемой им задачи РМ являются силовыми приводами аэродинамических рулей, поворотных рулевых или основных двигателей ЛА.

Применяемые в системах управления пневматические, гидравлические, электрические, электрогидравлические и другие типы РМ являются инерционными элементами. При проектировании систем управления ЛА необходимо знать математическую модель РМ как динамического звена. Это вызвано тем, что РМ является «индивидуальным» звеном СУ. Если остальные звенья СУ для различных ЛА могут быть унифицированы, то РМ такой унификации не поддаются – вызвано целесообразным подбором исполнительных элементов для различных ЛА.

По своему назначению в системах управления рулевые машины являются преобразователями электрического сигнала (напряжения) с усилителя или вычислительного устройства СУ в пропорциональный этому напряжению угол поворота вала РМ, а через соответствующую кинематику и в угол поворота аэродинамических рулей ЛА, рулевых или основных двигателей.

Принцип работы и конструктивное исполнение РМ определяются условиями эксплуатации, требованию по быстродействию и силовому моменту на выходном валу. Наибольшее распространение получили электрогидравлические РМ, управление которыми осуществляется электрическими сигналами, а силовые функции обеспечиваются средствами гидравлики. На рис. 1 приведена принципиальная схема электрогидравлической РМ.

Шестеренчатый насос 7 приводится во вращение электромотором 12 через вал 13. Рабочая жидкость по двум каналам нагнетается в полость высокого давления (цилиндр), разделенного поршнем 8. Золотниковый распределитель 3, подвешенный на пластинчатой пружине 4, перемещаясь, изменяет проходное сечение перепускных отверстий с помощью поршней 5 и 6.

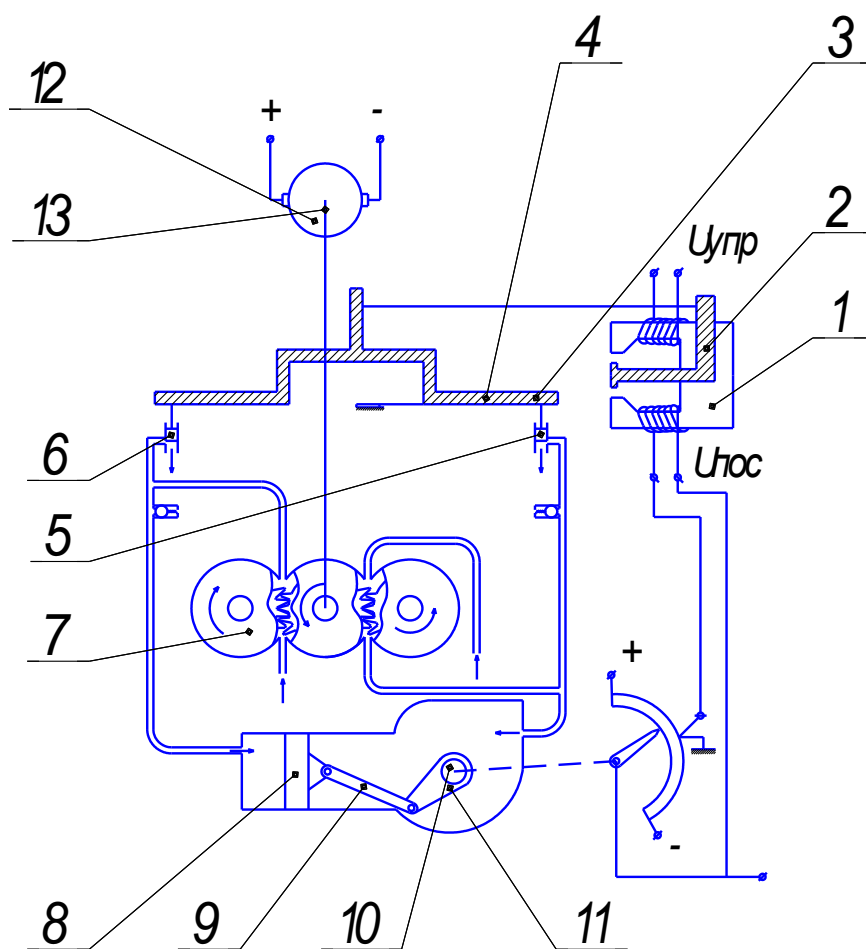


Рисунок 4.3 - Принципиальная схема РМ

При поступлении на поляризованное реле 1 командного напряжения (соответствующего по величине и знаку требуемому положению рулей), имеющего обмотку управления и обмотку обратной связи (магнитные потоки обмоток имеют противоположное направление), коромысло 2 начинает изменять свое положение в соответствии с направлением суммарного магнитного потока. Перемещение коромысла 2, соединенного с золотниковым распределителем 3, приводит к его отклонению. При этом проходное отверстие одного перепускного отверстия увеличивается, а другого уменьшается. Соответственно изменяется расход масла через отверстия. Давление в одной из сторон цилиндра начинает возрастать, а в другой падать. Поршень 8 начнет двигаться в сторону с меньшим давлением, и через шатун 9 и кривошип 10 поворачивает выходной вал РМ 11, который связан с рулями ЛА и потенциометром обратной связи (ПОС) 14. Сигнал с ПОС 14, соответствующий по величине и знаку действительному угловому положению рулей, поступит на обмотку обратной связи поляризованного реле 1. Перемещение рабочего поршня 8 будет происходить до тех пор, пока магнитные потоки на обмотке управления и обмотке ПОС не скомпенсируют друг друга.

Конструктивное исполнение рулевой машины показано на рис. 4.4.

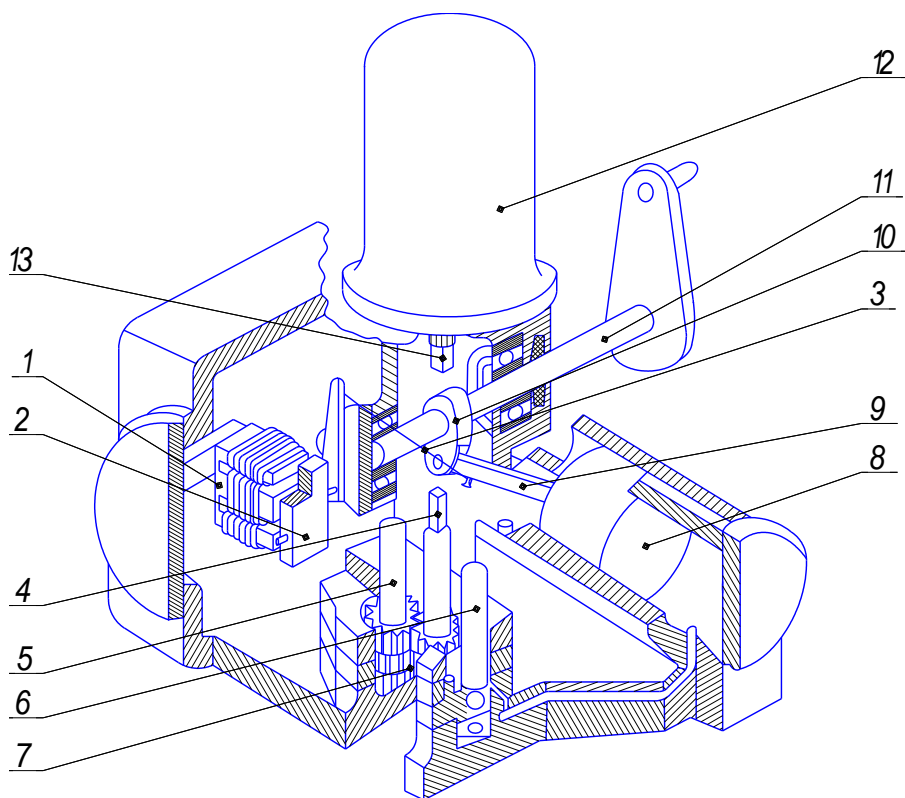


Рисунок 4.4. - Конструктивное исполнение РМ

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гусев, А.Н. Основы теории автоматического управления : Конспект лекций / А. Н. Гусев, В. А. Вьюжанин, В. Д. Закаблуковский ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара, 1996. - 110 с.
2. Гусев, А.Н. Основы теории автоматического управления : учеб. пособие / А. Н. Гусев, С. А. Ишков ; М-во образования Рос. Федерации, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара : СГАУ, 2001. - 164 с.
3. Системы автоматического управления самолетом : Методы анализа и расчета / И. А. Михалев и др. - М. : Машиностроение, 1971. - 464 с.
4. Козарук, В.В. Комплекс бортового оборудования самолета Ту-154 и его эксплуатация: Учеб. пособие для вузов граждан. авиации / В. В. Козарук. - М. : Машиностроение, 1975. - 336 с.
5. Дорф, Р.К. Современные системы управления / Р. К. Дорф, Р. Х. Бишоп. - М.: Лаб. базовых знаний : Юнимедиастайл, 2002. - 831 с.
6. Шумилов, И.С. Системы управления рулями самолетов [Текст] : [учеб. пособие для вузов по направлению "Системы упр. движением и навигация" специальности "Системы упр. летат. аппаратами"] / И. С. Шумилов. - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. - 469 с. - ISBN 978-5-7038-3085-7 : 560.00 р.
7. Коптев, А.Н. Системы самолетовождения: [учеб. пособие для авиац. специальностей вузов] / А. Н. Коптев. - [б. м.]: Машиностроение, 1984. - 128 с.
8. Ю.П.Гуськов, Г.И.Загайнов. Управление полетом самолетов. М.:Машиностроение, 1980, 216с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ	4
1.1. Технические средства автоматики	4
1.2. Классификация систем управления ЛА	5
1.3. Задачи и состав системы управления ЛА	6
2. ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДСИСТЕМА	8
2.1. Минимальный состав измерительных средств САУ	8
3. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	11
3.1. Основы теории гироскопических устройств	11
3.2. Уравнения движения гироскопа	16
3.3. Гироскопы с двумя степенями свободы	19
3.3.1. Гироскопы с двумя степенями свободы на шариковых подшипниках	19
3.3.2. Поплавковые интегрирующие гироскопы	22
3.3.3. Датчик угловой скорости	22
3.4. Силовая гироскопическая стабилизация. Гиростабилизированные платформы	26
3.4.1. Понятие о силовой гироскопической стабилизации	26
3.4.2. Динамические характеристики одноосного силового гиростабилизатора	28
3.4.3. Силовая гироскопическая вертикаль	32
3.5. Измерители линейных величин	41
3.5.1. Устройство и принцип действия акселерометра	41
3.5.2. Гироскопический интегратор линейных ускорений	42
3.5.3. Барометрический измеритель высоты полета	44
4. ПРЕОБРАЗУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА	45
4.1. Потенциометрический преобразователь	45
4.2. Индуктивные преобразователи	47
4.3. Приборы логико-вычислительной и исполнительной подсистемы. Конструктивное исполнение и принцип работы рулевых машин	48
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	51