

## 1. Органы управления современными ракетами. Особенности управления плоскокрылыми и крестокрылыми ракетами.

Для получения требуемой по величине и направлению нормальной силы необходимо регулировать угловое положение ЛА в пространстве. Эта задача решается путем создания управляющих моментов, которые вращают ЛА вокруг трех его осей  $Ox$ ,  $Oy$  и  $Oz$ , проходящих через центр масс, с помощью органов управления. Они создают сравнительно небольшие аэродинамические или газодинамические силы, моменты, которые относительно центра масс ЛА, являются достаточными для управления угловыми движениями ЛА.

Поворотные крылья создают одновременно и большую часть нормальной силы и управляющий момент. Сопло располагающееся в центре масс ЛА призвано создавать только нормальную часть управляющей силы.

Управляющие моменты относительно осей  $Oy$  и  $Ox$  (моменты рыскания и тангажа) могут быть созданы как с помощью аэродинамических, так и реактивных сил. Для создания управляющих моментов с помощью аэродинамических сил используются воздушные рули различных типов или поворотные крылья. Для образования управляющих моментов с помощью реактивных сил применяются газовые рули, поворотные маршевые двигатели, а также специальные рулевые двигатели. На рис.2.3 показана комбинированная схема аэродинамического и газодинамического управления с четырьмя устройствами управления, создающими следующие управляющие моменты:

- + Аэродинамический (создается силой при отклонении аэродинамического руля на угол)

- + Газодинамический (создается силой с помощью газового руля, поворотного сопла и др.),

и управляющие поперечные силы:

- + аэродинамическая (создается отклонением поворотного крыла на угол)

- + газодинамическая (создается двигателем поперечного управления)

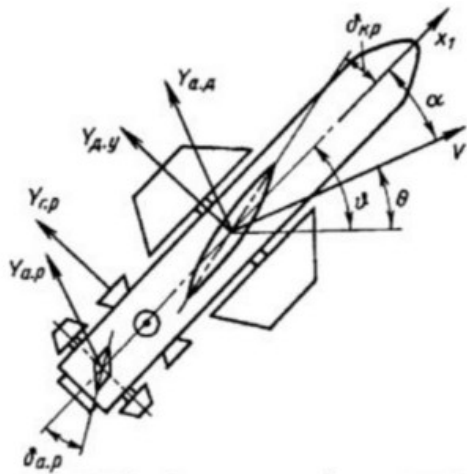


Рис. 2.3. Комбинированное (аэродинамическое и газодинамическое, моментное и силовое) управление ЛА

При повороте ЛА на угол атаки (поворот происходит с запаздыванием по отношению к управляющему моменту) возникает управляющая поперечная аэродинамическая сила от конструкции ЛА и газодинамическая от маршевого двигателя.

**Плоскокрылые:** Если ЛА может создавать нормальную силу лишь в одной продольной плоскости  $Ox_z$ , связанной с ЛА, то для изменения нормальной силы в пространстве ЛА должен быть повернут относительно своей продольной оси  $Ox$ . Такой способ управления нормальными силами называют управлением в полярных координатах. Примером управления в полярных координатах может служить ЛА обычной самолетной схемы, т. е. с крыльями, расположенными в одной плоскости. В этом случае для создания нормальной силы различной различных направлениях ЛА должен изменять углы атаки и крена. Т.е. в случае полярного управления проблемно разделение каналов как в асимметрических ЛА.

**Крестокрылые:** Другой способ получения нормальной силы в любых направлениях состоит в геометрическом сложении нормальных сил, создаваемых в двух взаимно перпендикулярных плоскостях; при этом предварительного накренения ЛА уже не требуется (управление в декартовых координатах). Таким способом, а именно путем сочетания определенных углов атаки и скольжения, создают нормальную силу крылатые ЛА с + и х-образными и кольцевыми крыльями, а также бескрылые ЛА с тягой двигателя, направленной вдоль продольной оси корпуса.

Управление в декартовых координатах может также применяться у ЛА с поперечными двигателями. В данном случае для корректной реализации такой схемы управления, необходима быстрая и точная работа системы стабилизации, для возможности разделения каналов. Так же, например, при наведении по командам сигналы наведения формируются в координатах командного пункта, в таком случае необходимо согласование СК связанных с ЛА.

## 2. Способы определения параметров движения ракеты в пространстве.

### 3. Способы определения параметров движения ракеты относительно цели.

#### 1. Автономное наведение

Если положение цели относительно поверхности Земли предполагается известным, то аппаратура наведения, целиком размещенная на борту ЛА, определяет текущее положение и скорость ЛА и в соответствии с этой информацией. Для определения местонахождения и скорости ЛА используют инерциальные навигационные системы, принцип действия которых основан на измерении ускорений и использовании инерционных свойств гироскопов.

Также существуют автономные астронавигационные системы (по

углам двух светил), электро- или магнитометрические системы (по физическим параметрам среды, например, по магнитному полю Земли) и корреляционные системы (сравнение с контуром карты местности).

#### 2. Самонаведение

В системах самонаведения устройства, находящиеся на борту ЛА, получают информацию об относительном движении цели и ЛА непосредственно от цели. Такими устройствами являются головки ГСН.

В зависимости от места расположения первичного источника энергии различают пассивное (энергия излучается целью), активное (цель облучается ракетой) и полуактивное (источник энергии для облучения цели находится не на борту ракеты) наведение.

#### 3. Теленаведение

В системах теленаведения устройства, находящиеся на борту ЛА, получают информацию об относительном движении цели и ЛА с командного пункта, от радиомаяков и т.п. Выделяют два подкласса: командные системы наведения и системы наведения по лучу.

3.1. В командных системах наведения координаты цели определяет координатор цели, расположенный либо на борту ЛА, либо на станции наведения.

3.2. Системы наведения по лучу бывают двух видов: однолучевые и двухлучевые. В однолучевой системе наведения координатор цели (луч) непрерывно следит за целью, а измерительное устройство на борту ЛА определяет его отклонение от оси этого луча. В двухлучевой системе один луч используется для определения координат цели, которые поступают в устройство выработки команд, которое вырабатывает сигналы, управляющие перемещением второго луча, вдоль оси которого движется ЛА.

#### 4. Обеспечение устойчивости и управляемости ракеты при наведении.

#### 5. Методы стабилизации ракеты в полете

Система стабилизации – это совокупность устройств, расположенных на ЛА для обеспечения сохранения требуемого углового положения данного ЛА.

Задачи, решаемые системой стабилизации:

- Исправление и улучшение динамических характеристик ракеты;
- Подавление внешних возмущающих воздействий;
- Контроль перегрузок, оказываемых на ракету.

При этом для исправления динамических характеристик ЛА система стабилизации должна удовлетворять следующим требованиям:

- Свободные колебания системы стабилизации должны быть затухающими. Коэффициент демпфирования в данном случае выбирается так, чтобы запасы устойчивости по амплитуде и фазе, а также перерегулирование переходной характеристики лежали в некотором заданном диапазоне.
- Динамические характеристики самой системы стабилизации должны в минимальной степени зависеть от режима полета, чтобы не оказывать дополнительного воздействия.
- Система стабилизации должна иметь ширину полосы пропускания частот не меньше некоторой заданной.

Рассмотрим методы стабилизации на примере стабилизации угла крена.

##### 1. Стабилизация с ОС.

Для стабилизации угла крена, требуется измерять отклонение фактического угла крена от заданного, для чего необходим свободный гироскоп.

С помощью свободного гироскопа, измеряющего ошибку стабилизации (разность между заданным и действительным углом крена), ЛА охватывается ОС по углу крена. Сигнал ошибки поступает в рулевой привод, который отклоняет органы управления креном таким образом, чтобы создать момент, направленный на уменьшение ошибки.

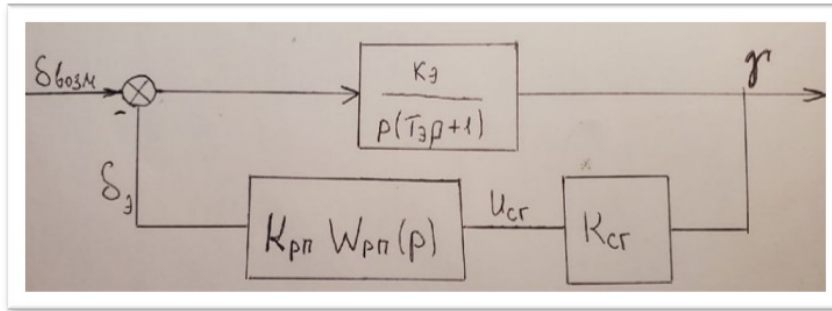


Рис.1. Стабилизация по крену с введением ОС;

Таким образом, для уменьшения установившейся ошибки, вводится обратная связь по угловой скорости крена.

## 2. Статические системы стабилизации.

Основное назначение ОС по угловой скорости состоит в обеспечении демпфирования, которое может быть достигнуто различными способами, в том числе измерением угловой скорости крена с помощью дифференцирующего гироскопа или дифференцированием сигнала со свободного гироскопа с помощью — RC-фильтра.

Рассмотрим первый случай, при котором сигнал управления формируется в соответствии с передаточной функцией:

$$W_{ОС}(p) = \frac{u_y(p)}{\gamma(p)} = K_{сг} + K_{дг}p.$$

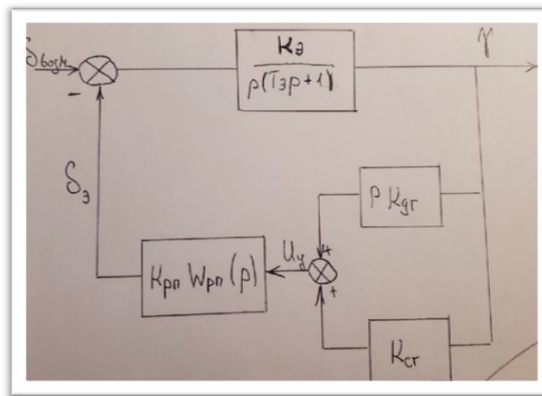


Рис.2. Стабилизация по крену со свободным и дифференцирующим гироскопами;

Предположив, что  $W_{рп}(p) = 1$  (идеальный рулевой привод). Передаточная функция автомата стабилизации записывается в следующем виде:

$$W_a(p) = \frac{\delta_3(p)}{\gamma(p)} = K_{рп} \cdot (K_{сг} + K_{дг}p).$$

То есть идеальная система стабилизации крена представляет собой колебательное звено. Для повышения быстродействия системы, определяемого частотой колебаний  $1/T$ , необходимо увеличивать передаточный коэффициент автомата стабилизации  $K_a = K_{рп} \cdot K_{сг}$ , что также приведет к уменьшению установившейся ошибки. При этом изменяя  $K_a$  в некотором диапазоне также можно обеспечить требуемое значение демпфирования.

### 3. Астатические системы стабилизации.

В тех случаях, когда к точности стабилизации угла крена предъявляются повышенные требования, для устранения установившихся ошибок применяются астатические системы стабилизации. При этом интегрирование может осуществляться путем использования рулевого привода с изодромной ОС в системе стабилизации со свободным и дифференцирующим гироскопами.

Также есть второй вариант астатической системы стабилизации крена, который состоит в комбинации свободного гироскопа с интегрирующим при рулевом приводе с жесткой ОС. В данном случае для введения интегрирования электрический сигнал свободного гироскопа должен подаваться на моментный датчик интегрирующего гироскопа.

#### Стабилизация ракет в полете

Чтобы ракета летела устойчиво, применяют различные виды стабилизации, т. е. возвращения ее на расчетную траекторию или траекторию, достаточно близкую к расчетной, и удержания на траектории.

Существуют следующие способы стабилизации ракет в полете: вращением ракеты вокруг продольной оси, при помощи оперения - стабилизаторов и при помощи рулей.

Первые два способа применяются для стабилизации неуправляемых ракет, третий - для стабилизации управляемых.

Первый способ основан на использовании свойств гироскопа сохранять неизменным положение своей оси в пространстве при быстром вращении. Некоторым ракетам, как и артиллерийским снарядам, для устойчивости в полете также сообщается вращательное движение. Но здесь есть ограничения.

Во-первых, корпус ракеты обычно слабее, чем корпус артиллерийского снаряда, и при быстром вращении может разрушиться.

Во-вторых, ракеты бывают очень крупные, и для их вращения требуется большое количество энергии, затрачиваемой реактивным двигателем, что уменьшает дальность полета ракеты.

Поэтому стабилизация вращением применяется главным образом для неуправляемых ракет небольших размеров и имеющих небольшие дальности полета.

Вращательное движение придается при помощи направляющих, наклонных стабилизаторов, косо поставленных сопел и другими способами. Может быть использована и комбинация нескольких способов. Вращение ракеты при движении по наклонным направляющим происходит аналогично вращению артиллерийского снаряда в стволе орудия.

При наклонных стабилизатора вращательное движение ракете придает набегающий на стабилизаторы ВозДУх.

При косо направленных соплах вращательное движение ракеты совершается за счет реактивной струн га-зов, вытекающих из сопел.

Косо направленные сопла использовались, например, в реактивных минах шестиствольного немецкого миноме-та, применявшегося во время второй мировой войны.

Скорость вращения ракеты зависит от угла наклона направляющих, от угла наклона стабилизаторов и угла косо направленных сопел по отношению к продольной оси ракеты.

Стабилизация ракет при помощи оперения может применяться для ракет любых размеров. При этом роль ста-билизатора играет хвостовое оперение. Если бы у невращающейся ракеты не было специальных устройств, стабилизирующих ее в полете, ракета под действием, напри-мер, ветра могла перевернуться или повернуться вокруг своей продольной оси, в результате чего нарушился бы ее правильный полет.

Хвостовое оперение стабилизирует ракету по углу тангажа и углу рыскания.

Для стабилизации ракеты по углу крена служит спе-циальное устройство, состоящее из элеронов и гироскопа.

Гироскоп реагирует на крен ракеты. При появлении угла крена он регистрирует величину этого угла и через особые устройства передает ее на две управляющие аэро-динамические поверхности - элероны, отклоняющиеся в различных направлениях.

Подъемные силы элеронов направлены в противоположные стороны. Потому один элерон увеличивает подъемную силу крыла, а другой-уменьшает. За счет неравенства подъемных сил крыльев создается крутящий момент, который и поворачивает ракету в нужном направлении.

Иногда для повышения кучности оперенных ракет применяется проворачивание -- медленное вращение ракеты вокруг продольной оси на траектории со скоростью от единиц до нескольких десятков или сотен оборотов в минуту. Проворачивание ракет осуществляется теми же способами, что и вращение.

## 6. Управление угловым движением ракеты.

На ЛА в полете в общем случае действуют силы тяги двигателей, аэродинамические силы и сила веса. Чтобы воздействовать на траекторию полета ЛА нужно менять величину и равнодействующую этих сил. Управление полетом практически выполняется путем изменения величины и направления равнодействующей сил тяги двигателей и аэродинамических сил. Ее называют управляющей силой. Эту силу можно разложить на тангенциальную и нормальную. Чтобы изменять направление полета, необходимо приложить к ЛА нормальную управляющую силу.

Для получения требуемой по величине и направлению нормальной силы необходимо регулировать угловое положение ЛА в пространстве. Это делается путем создания управляющих моментов, которые вращают ЛА вокруг трех его осей  $Ox$ ,  $Oy$  и  $Oz$ , проходящих через центр масс. Для создания управляющих моментов служат органы

управления. Они создают сравнительно небольшие аэродинамические или газодинамические силы, моменты которых относительно центра масс ЛА являются достаточными для управления угловыми движениями ЛА. Обычно эти силы слабо влияют на нормальную силу ЛА.

Исключение составляют лишь поворотные крылья или сопло в цм, которые создают одновременно и большую часть нормальной силы и управляющий момент.

Управляющие моменты относительно осей  $Oy$  и  $Oz$  (моменты рыскания и тангажа) могут быть созданы как с помощью аэродинамических, так и реактивных сил. Для создания управляющих моментов с помощью аэродинамических сил используются воздушные рули различных типов, поворотные крылья и интерцепторы. Для образования управляющих моментов с помощью реактивных сил применяются газовые рули, поворотные маршевые двигатели, а также специальные рулевые двигатели. При наличии нескольких маршевых двигателей или нескольких сопел у одного маршевого двигателя, необходимые управляющие моменты можно получить путем изменения сил тяги у соответствующих сопел. Управляющий момент крена (относительно оси  $Ox$ ) может быть создан элеронами, воздушными и газовыми рулями, а также поворотными крыльями с дифференциальным управлением, интерцепторами, рулевыми ракетными двигателями.

## 7. Способы управления траекторным движением ракеты

Для того чтобы воздействовать на траекторию полета летательного аппарата (ЛА), требуется изменять величину и направление равнодействующей сил, действующих на ЛА: силы тяги ДУ, аэродинамической силы и веса. Это может осуществляться с помощью изменения равнодействующей силы тяги и аэродинамической силы, которую принято называть управляющей силой. Управляющую силу можно разложить на две составляющие:

- 1) тангенциальную, направленную вдоль вектора скорости полета;
- 2) нормальную, перпендикулярную этому вектору.

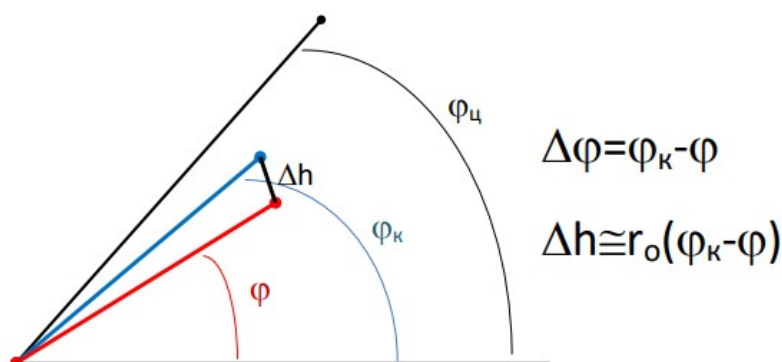
Для воздействия на скорость полета нужно изменять тангенциальную составляющую за счет изменения тяги двигателей или лобового сопротивления.

Для изменения направления полета требуется приложить к ЛА нормальную управляющую силу.

При управлении движением автоматических маневренных ЛА скорость, как правило, не регулируют, а изменение нормальной управляющей силы осуществляют с помощью системы управления нормальными перегрузками ЛА. Принципиальная схема системы управления нормальными перегрузками во многом определяется способом создания нормальной силы. Если полет ЛА происходит в достаточно плотных слоях атмосферы, основную роль в образовании нормальной силы может играть аэродинамическая подъемная сила. Чтобы получить аэродинамическую нормальную силу требуемой величины, необходимо изменить угол атаки, повернув ЛА относительно центра масс.



## Формирование команд управления



$$\Delta\varphi = \varphi_k - \varphi$$

Для устранения рассогласования:

- повернуть вектор скорости

$$\theta_{\text{зад}} = K(\Delta\varphi)$$

$$\dot{\theta}_{\text{зад}} = K(\Delta\dot{\varphi})$$

- повернуть продольную ось

$$\vartheta_{\text{зад}} = K(\Delta\varphi)$$

- повернуть руль

$$u_{\delta\text{взад}} = K(\Delta\varphi)$$

Аэродинамические и газодинамические органы управления

## Газодинамический пояс

Для некоторых типов ракет маневренность — критически важный показатель. Аэродинамические рули не могут одинаково хорошо работать на малой высоте и на большой. Что касается отклонения вектора тяги, то он тоже не гарантирует «быстрой реакции», так как сопло двигателя находится далеко от центра масс. Но решение есть.

Как работает газодинамический пояс. Сотни маленьких сопел на ракете — двигатели поперечного управления. Или так называемых газодинамический пояс, способный очень быстро разворачивать ракету почти на месте и не создающий аэродинамического сопротивления, пока это не станет действительно нужно.

Располагаются двигатели практически в центре масс корпуса (там где он будет когда ракета выработает большую часть топлива) и включаются на конечном участке траектории, чтобы наверняка поразить цель.

А что если убрать рули вовсе? Сопротивление уменьшится, но управление потеряем. Как в таком случае маневрировать?

Есть решение — управлять не «вредными» аэродинамическими поверхностями, а непосредственно тягой (струей газа из сопла). Можно поворачивать сопло, а то и всю камеру сгорания механически (что сложно и дорого, но это самый распространенный способ), можно использовать специальные жаропрочные плоскости-дефлекторы или вовсе добавить в конструкцию дополнительные двигатели.

Альтернативой управления вектором тяги за счет манипуляций с геометрией сопла служит отклонение струи за счет размещения в сверхзвуковой части сопла отклоняющих поверхностей (газовых рулей).

#### 8. Координаторы цели. Принципы их действия, возможности и динамические свойства.

Координаторы цели (Основной измеритель в системе самонаведения) – головки самонаведения (ГСН) – предназначены для определения положения цели относительно ЛА и выработки необходимых сигналов управления. ГСН могут работать только при наличии контраста цели с окружающей ее средой и подразделяются на радиолокационные, инфракрасные, оптические, лазерные и акустические.

Как отмечалось ранее основное применение оптических координаторов цели – это элементы головки самонаведения и стационарных локационных систем. В рамках каждой из перечисленных систем возможны различия по принципу построения системы (активные, полуактивные и пассивные системы), используемой элементной базе (радиолокационные, оптические, акустические).

Применяемые в головках самонаведения системы удобно разделить на три группы по принципу построения [1]:

- Пассивные
- Активные
- Полуактивные

Пассивные системы самонаведения При пассивном самонаведении координатор цели принимает излучение от цели. Наведение координатора прибора самонаведения на цель осуществляется его автономной следящей системой. Основные преимущества данного способа заключаются в скрытности

действия и полной автономности ракеты от летательного аппарата, с которого она была запущена. В координаторах данного типа реализован принцип «выстрелил-забыл».

В системе активного самонаведения на снаряде устанавливается не только приемник излучения, но и генератор излучения, используемый для подсветки цели. Таким образом, приемник излучения работает с сигналом, отраженным от цели.

В системе полуактивного самонаведения генератор излучения устанавливают на наземном пункте или самолете-носителе, а координатор цели находится в приборе самонаведения снаряда. Схема полуактивного самонаведения снаряда класса «воздух—воздух» включает цель, снаряд и самолет. Система полуактивного самонаведения не является автономной и связывает свободу маневра самолета-носителя после запуска снаряда до его встречи с целью. Это является основным недостатком метода. Аппаратура и порядок предварительного наведения снаряда и координатора цели прибора самонаведения в этом случае подобны рассмотренным выше. Основным преимуществом полуактивной системы самонаведения является возможность применения более мощного и крупногабаритного источника излучения.

координатор цели, который под воздействием отраженной от цели или излученной ею энергии определяет угловое положение ракеты относительно цели. На основании этой информации координатор цели вырабатывает сигналы управления. Эти сигналы воздействуют на органы управления так, чтобы свести отклонения ракеты от предписанной ей [методом наведения](#) траектории к нулю и вывести ракету в район цели

Для наведения ракеты на выбранную цель необходимо постоянно следить за целью, т. е. сопровождать цель. Перед сопровождением нужно найти цель, а затем захватить ее по [угловым координатам](#) и дальности. Для этого координатор цели сначала работает в режиме поиска по угловым координатам.

Головка самонаведения обеспечивает получение сведений о цели, необходимых для наведения ракеты на цель. Основным элементом тепловой головки самонаведения является координатор цели, который, как и радиолокационные координаторы, измеряет угол рассогласования, т. е. угол между оптической осью координатора и направлением на цель.

Работа радиолокационного координатора цели основана на свойствах цели излучать или отражать радиоволны. Таким образом, радиолокационные координаторы цели могут быть пассивными, активными или полуактивными.

<https://mash-xxl.info/page/239029048055006190126214069185051142144062006156/>

#### 9. Тепловые головки самонаведения. Принципы действия и схемы построения.

Тепловая головка самонаведения - — головка, работающая на принципе улавливания волн инфракрасного диапазона, излучаемых захватываемой целью. Представляет собой оптико-электронный, предназначенный для идентификации цели на окружающем фоне и выдачи в автоматическое прицельное устройство (АПУ) сигнала захвата, а также для измерения и выдачи в автопилот сигнала угловой скорости линии визирования.

Оптическая система, представляющая собой зеркально-линзовый объектив, установленный на роторе гироскопа и вращающийся вместе с ним, собирает тепловую энергию, излучаемую целью, в фокальную плоскость объектива, где расположен модулирующий диск.

ТГС состоит из координатора и электронного блока. Координатор представляет собой оптико-гироскопический узел, включающий свободный гироскоп с зеркально-линзовым объективом, статорную систему и фотоприемник.

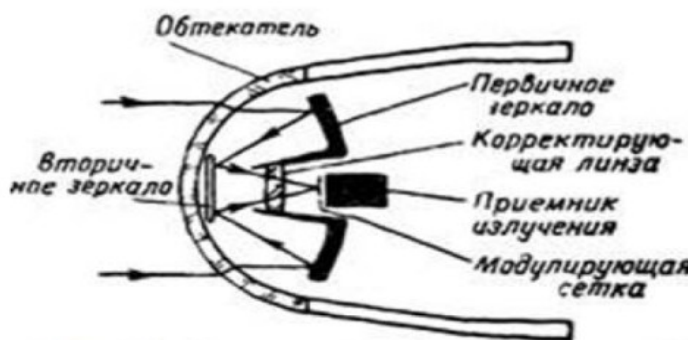


Рис. 1.1. Схема инфракрасной (тепловой) головки самонаведения

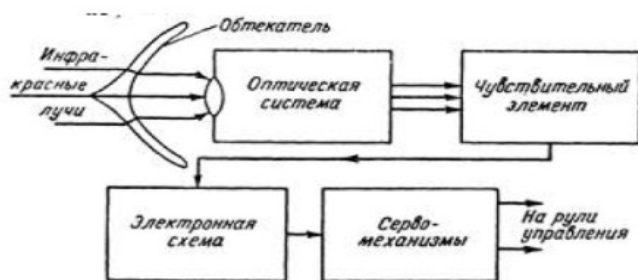


Рис. 1.2. Упрощенная блок-схема координатора инфракрасной (тепловой) системы самонаведения

Принцип построения пассивной инфракрасной головки самонаведения показан на рис. 1.2. Поступающие от цели, а также отраженные и собственные излучения фона собираются оптической системой и фокусируются на поверхности чувствительного элемента. Информация о цели от чувствительного элемента в виде электрического сигнала поступает в электронную схему (усилитель и блок выделения команды). Конечным звеном схемы являются сервомеханизмы, связанные с рулями управления. Элементы схемы от входной оптики до электронной схемы называют тепловым координатором цели.

Угол визирования ФИ говорит об угловой скорости (**Не показано, что является информацией о положении цели**)

## 10. Радиолокационные головки самонаведения. Принципы действия и схемы построения.

Радиолокационная головка самонаведения, содержащая антенну, передатчик, приемное устройство (ПРМУ), циркулятор, датчик углового положения антенны в горизонтальной плоскости (ДУПА<sub>гп</sub>) и датчик углового положения антенны в вертикальной плоскости (ДУПА<sub>вп</sub>),

### Активная радиолокационная система самонаведения

Самонаведение ракеты с помощью активной радиолокационной системы самонаведения возможно благодаря тому, что цель иначе, чем окружающий ее фон, отражает радиоволны. Для выявления этого эффекта источник радиоволн, установленный на ракете, облучает цель так же, как и обычный радиолокатор. Отраженные от цели сигналы **содержат сведения?** о положении и о параметрах движения цели. Эти сигналы принимаются приемным устройством ракеты, усиливаются, преобразуются и после разложения по двум каналам управления подаются на вход автоматического устройства наведения ракеты.

Комплекс аппаратуры, включающий приемно-передающую антенну, передатчик, приемник, преобразовательные и вычислительные блоки, называют радиолокационным координатором. Координатор непрерывно и автоматически определяет направление на цель и параметры ее движения.

Блок-схема координатора (рис. 11) не отличается от типичной блок-схемы радиолокационной станции. Однако имеются особенности. Координаторы обычно компактны, потребляют небольшую электрическую мощность. Все элементы координатора

размещаются, как правило, в носовой части ракеты, а антенна закрыта прозрачным для радиоволн обтекателем.

Обтекатель должен выдерживать значительные аэродинамические нагрузки и высокую температуру, возникавшую вследствие трения ракеты о воздух при сверхзвуковых скоростях полета.

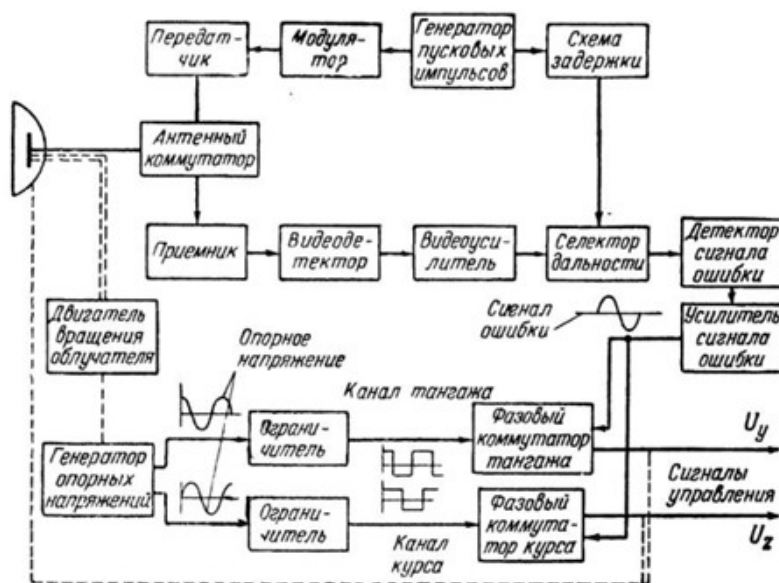


Рис. 11. Упрощенная блок-схема координатора активной радиолокационной системы самонаведения

Применяются в ракетах классов «воздух-воздух», «земля-воздух», противокорабельных.

### Полуактивная радиолокационная система самонаведения

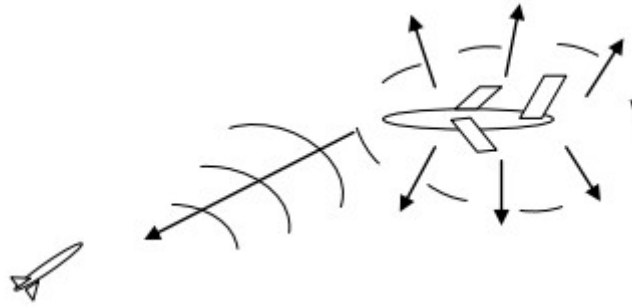
Бортовое оборудование ракеты с такой системой самонаведения состоит из полуактивного радиолокационного координатора цели и хвостового приемника. Полуактивный радиолокационный координатор цели по конструкции сходен с активным. Различие состоит лишь в том, что в нем нет передатчика, облучающего цель. Радиолокационный передатчик для облучения цели размещается на самолете-носителе, на земле или на корабле, «подсвечивая» цель, а также передавая на ракету синхронизирующие сигналы.

Для надежного наведения ракеты на цель необходимо, чтобы цель непрерывно облучалась электромагнитной энергией, т. е. чтобы антенна радиолокационного передатчика была постоянно направлена на цель, а в случае подвижной цели автоматически сопровождала ее. Для этого применяют радиолокатор с автоматическим сопровождением цели.

Блок-схема полуактивного радиолокационного координатора приведена на рис. 22.

Полуактивный радиолокационный координатор по сравнению с активным имеет существенный недостаток — невозможность селективировать и сопровождать цель по дальности. Это может привести к тому, что бортовой координатор при появлении в поле зрения его антенны другой цели может самопроизвольно изменить объект атаки. Для того чтобы этого не произошло, в хвостовой части ракеты дополнительно устанавливают вспомогательный приемник, предназначенный для приема сигналов от радиолокационной станции подсвета. Это позволяет синхронизировать работу





Характер получения информации о цели при пассивном самонаведении.

#### 11. **Общая характеристика существующих методов наведения.**

Все существующие методы наведения можно разделить следующим образом:

- 1) автономные системы;
- 2) системы теленаведения;
- 3) системы самонаведения;
- 4) комбинированные системы.

**Автономные системы наведения** в процессе полёта ЛА не получают никакой информации ни от цели, ни от командного пункта, ни от какого-либо другого искусственного источника информации, например, от радиомаяка. Аппаратура наведения, целиком размещённая на борту ЛА, определяет его местонахождение относительно земной поверхности, вычисляет отклонения от заданной траектории полёта и в соответствии с этими отклонениями вырабатывает сигналы наведения. С математической точки зрения наведение в автономных системах очень похоже на решение краевой задачи, только при наличии неконтролируемых возмущений.

Для определения координат центра масс ЛА используются инерциальная навигационная система, основанная на измерении ускорений при помощи акселерометров и использовании инерционных свойств гироскопов. ИНС можно разделить на два класса: платформенные и бесплатформенные (БИНС). Наличие интегрирования в ИНС подчёркивает ошибки, имеющие ненулевую среднюю составляющую (т.н. дрейфы). Эти системы работают на частотах примерно до кГц-диапазона, т.к. на более высоких частотах присутствует больше случайных ошибок – шумов.

Для коррекции ИНС используют спутниковую навигационную систему (СНС), наземные станции (маяки), пассивные ориентиры, магнитометрические способы, астронавигацию, корреляционно-экстремальные навигационные системы (обрабатывающие изображения, полученные в различных диапазонах, необязательно только в видимом спектре), высотомеры.

В **системах теленаведения** бортовые устройства получают информацию от источника, находящегося вне ЛА: с командного пункта (станции наведения (СН)), радиомаяков и т.п. Основным достоинством систем теленаведения является возможность



использования более достоверной информации о цели. Основной недостаток – СН вынуждена сопровождать ОУ на всём участке теленаведения.

Системы теленаведения можно разбить на два подкласса:

- лучевые системы теленаведения;
- командные системы наведения.

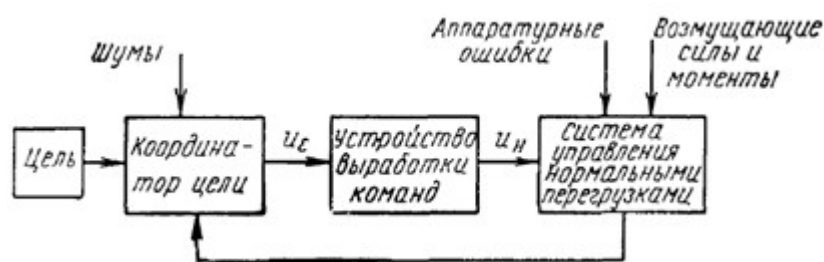
При лучевом управлении со СН в каждый момент времени задаётся положение луча, в котором должен находиться ОУ. Задача нахождения в этом луче решается на самом ОУ.

В командных системах наведения на ОУ подаются команды управления, рассчитанные на СН и обеспечивающие его движение по траектории наведения.

Стоит отметить, что в системах теленаведения информация о цели может получаться как на СН, так и на борту ЛА с последующей передачей на СН. При этом сигнал наведения вырабатывается только на СН.

В **системах самонавещения** устройства, находящиеся на борту ЛА, получают информацию о цели непосредственно от цели при помощи координатора цели (КЦ), и содержат устройства выработки команд. По принципу работы КЦ различают на пассивные (используют излучение от цели, для чего чувствительные элементы КЦ должны обладать высокой чувствительностью, а цель должна контрастировать), полуактивные (осуществляется подсвет цели с носителя или какого-либо другого объекта) и активные (подсвет цели осуществляет сама ГСН).

Блок-схема системы самонавещения:



Для получения сигнала ошибки  $u_{\square_{\epsilon}}$  КЦ определяет положение цели относительно системы осей, связанных с КЦ и ориентированных в пространстве определённым образом в зависимости от принятого метода наведения. Далее вырабатывается сигнал наведения  $u_{\square_n}$ , поступающий, например, в систему управления нормальными перегрузками, в результате действия которых изменяется направление вектора скорости полёта ЛА и, следовательно, положения цели относительно осей, связанных с КЦ.

Системы самонавещения используют следующие методы наведения: метод прямого наведения, метод погони, методы наведения с постоянным углом упреждения, метод пропорционального сближения и метод параллельного сближения.

**Комбинированные системы наведения** применяют, чтобы удовлетворить сложным тактико-техническим требованиям и использовать преимущества и сгладить недостатки различных методов наведения. Например, часто используется следующий вариант комбинации систем наведения:

1. автономное наведение на начальном участке траектории при большой дальности до цели и незначительных требований к точности;
  2. наведение по командам или по лучу на среднем участке для повышения точности и учёта движения цели;
- самонаведение на конечном участке.

## 12. Автономное наведение, его ограничения и возможности совершенствования.

Автономное наведение является одной из трех видов задач наведения, классифицируемых по способу получения и использования информации о цели.

При автономном наведении предполагается, что информация о цели не меняется, более того, она заносится в систему управления ЛА перед его стартом, а затем ЛА осуществляет полет в заданную точку на основе этой информации, используя бортовые навигационные средства, а именно:

- инерциальные навигационные системы (платформенные, бесплатформенные), используется информация от акселерометров и через двойное интегрирование получают текущие координаты, также используются ДУСы;

- также к автономным навигационным средствам относятся астронавигационные системы;

- навигация по результатам обработки изображений (контрастные точки, фотометрия).

Сама задача автономного наведения с математической точки зрения – краевая задача, однако техническая задача отличается наличием неконтролируемых возмущений, которые искажают программную траекторию. Поэтому в автономном методе наведения программная траектория может служить опорой для решения задачи наведения. Возмущения надо либо предвидеть или измерять, в САР это возможно, а в системах наведения как правило нет. В целом задача состоит в переводе объекта в другую точку с равновесными параметрами (линейные/угловые скорости), но таких положения (аттракторов) может быть несколько. Здесь присутствуют сложности аналитических вычислений, т.е. оптимальные траектории могут не являться притягивающими. Это может корректироваться ПКЗУ, но для этого необходимы вычислительные мощности.

Второе решение задач автономного управления – по принципу обратной связи, не строя программную траекторию, а делая конечную точку притягивающей. Но здесь нет общих методов решения, можно разбивать траекторию на участки, да и при делении на каналы управления можно не учесть аттракторы в других каналах (закритические углы атаки, боковое сваливание).

Автономное наведение используется как для баллистических ракет, так и для крылатых ракет.

Если расположить датчики по мере уменьшения точности, то это будут MEMS, оптоволоконные, лазерные и гироскопические на последнем месте, а так как основным средством получения информации о собственном положении является ИНС (для крылатых ракет точности могут быть ниже, чем для БР, используется БИНС), то это и является основным **недостатком и ограничением** таких систем, они требуют коррекции извне для большого времени полета, например с помощью СНС. Для БР применяется также астрокоррекция и коррекция по наземным объектам (магнетометры на таких режимах не используют), а для крылатых ракет при полете на небольшой высоте – барометрические, магнитометрические, радиометрические методы, метод КЭНС, обработка изображений в различных диапазонах (оптический, инфракрасный, радио-) – полученное изображение сравнивается с эталоном и применяется для коррекции КЭНС и ИНС.

Автономное наведение также неприменимо для случая подвижной цели, поэтому на конечном этапе наведения используют неавтономные методы.

Совершенствование систем возможно через улучшение характеристик бортовых вычислительных и измерительных систем.

### 13. Динамика систем автономного наведения

#### 2.1. Автономные системы

Автономные системы наведения в процессе полёта летательного аппарата не получают никакой информации ни от цели, ни от командного пункта, ни от какого-либо другого искусственного источника информации (например, от радиомаяка), что и объясняет название этих систем. Положение цели относительно поверхности Земли предполагается известным. Аппаратура наведения, целиком размещенная на борту летательного аппарата, определяет его местонахождение относительно земной поверхности, вычисляет отклонения от заданной траектории полёта и в соответствии с этими отклонениями вырабатывает сигналы наведения.

Для определения местонахождения летательного аппарата используют измерительные системы, принцип действия которых основывается на известных законах механики и физических свойствах Земли и Вселенной. По методу определения координат центра масс аппарата различают *магнитометрические, инерциальные, астронавигационные* и другие измерительные системы. По такому же признаку классифицируют и автономные системы наведения.

В магнитометрической системе для определения местонахождения летательного аппарата используется явление земного магнетизма.

Принцип действия инерциальной системы основан на измерении ускорений и использовании инерционных свойств гироскопов.

Астронавигационная система основана на принципах навигации по небесным светилам.

Аппаратура для автономного наведения может представлять собой весьма сложную динамическую систему, состоящую из большого числа разнообразных по принципу действия приборов.

В некоторых случаях контроль координат центра масс летательного аппарата может быть заменен контролем его угловых координат. Тогда для измерения фактических значений угловых координат используются гироскопические приборы, например, свободные гироскопы, а требуемые значения угловых координат задаются программным механизмом. Блок-схема такой простейшей инерциальной системы приведена на рис. 1.3.

В ряде случаев, когда к точности стабилизации угла крена предъявляются повышенные требования, для устранения установившихся ошибок применяются астатические системы стабилизации. При этом введение интегрирования может осуществляться различными способами, например, путем использования рулевого привода с изодромной обратной связью в системе стабилизации со свободным гироскопом и дифференцирующей цепью или дифференцирующим гироскопом. Другой вариант астатической системы стабилизации крена состоит в комбинации свободного гироскопа с интегрирующим при рулевом приводе с жесткой обратной связью. В этом случае для введения интегрирования электрический сигнал свободного гироскопа должен подаваться на моментный датчик интегрирующего гироскопа.

\* \*  
\*

Выше были рассмотрены основные свойства различных систем стабилизации угловой скорости или угла крена. Выбор той или иной структурной схемы системы стабилизации и ее основных параметров, как и решение любой технической задачи, определяется конкретными условиями, в которых работает система, и техническими требованиями, предъявляемыми к ней. Для решения этой задачи проводят большое число разнообразных теоретических и экспериментальных исследований. Некоторое представление о содержании и объеме таких исследований можно получить на основании приводимого в [4] краткого обзора вопросов, решаемых при проектировании системы стабилизации крена.

Системы автономного наведения отличаются тем, что координаты цели определяются заранее и в процессе наведения для компенсации начальных ошибок и текущих возмущений используются только измерения абсолютных координат ракеты

Принципы автономного наведения применяются в баллистических и крылатых ракетах, предназначенных для поражения заранее выбранных целей. Здесь для измерения координат ракеты применяются инерциальные системы, корректируемые в случае больших дальности и времени полета измерениями скорости с помощью доплеровского измерителя или линейных координат сопоставлением, например, высоты полета с картой местности

Следовательно, для осуществления криволинейной траектории ракета должна обладать определенной маневренностью, которую возможно охарактеризовать одним из следующих параметров:

- минимально возможный радиус кривизны  $\rho$ ;

- максимально возможная кривизна  $K = \frac{1}{\rho}$ ;

- максимально возможным поперечным ускорением, развиваемым ракетой

$$a = \frac{V^2}{\rho} = V^2 K;$$

- максимально возможной перегрузкой  $n = \frac{a_y}{g}$ .