

Тема №2 Зенитная управляемая ракета 9М39.

**Занятие №14 Оптическая головка
самонаведения 9Э410.**

Вопросы занятия:

1-ый вопрос: Общие сведения об оптических головках самонаведения.

2-ой вопрос: Устройство и принцип работы координатора цели.

3-ий вопрос: Назначение, основные технические характеристики и состав ОГС, принцип работы основных элементов ОГС.

1-ый вопрос: Общие сведения об оптических головках самонаведения.

Для формирования сигнала управления, обеспечивающего самонаведение ракеты на цель по методу пропорционального сближения, ОГС должна поддерживать непрерывный информационный контакт с целью вдоль линии визирования и обеспечивать:

- выделение сигнала, пропорционального углу рассогласования между оптической осью ОГС и линией визирования цели (ошибки слежения ОГС), необходимой для нормальной работы системы ОГС;
- выделение сигнала, пропорционального угловой скорости линии визирования (ошибки наведения).

Основу ОГС составляет следящий координатор цели (СКЦ), который предназначен:

- для непрерывного и автоматического определения угла рассогласования между осью координатора и направлением на цель;
- для сведения угла рассогласования к нулю.

Функционально необходимыми элементами существующих СКЦ являются:

- координатор цели (КЦ);
- гироскоп;
- электронный блок;
- система коррекции гироскопа.

Для обеспечения работы СКЦ в ОГС
входит ряд автономных систем:

- система разгона ротора гироскопа;
- система стабилизации оборотов ротора гироскопа;
- система электрического арретирования ротора гироскопа.

2-ой вопрос: Устройство и принцип работы координатора цели.

Координатор цели является измерительным устройством СКЦ, предназначенным для преобразования оптического излучения от цели в электрический сигнал, несущий информацию о величине и направлении угла рассогласования $\Delta\varepsilon$ (рис. 1) между линией визирования и продольной осью координатора.

Он включает следующие элементы:

- оптическую систему;
- анализатор изображения (АИ);
- приемник лучистой энергии (ПЛЭ).

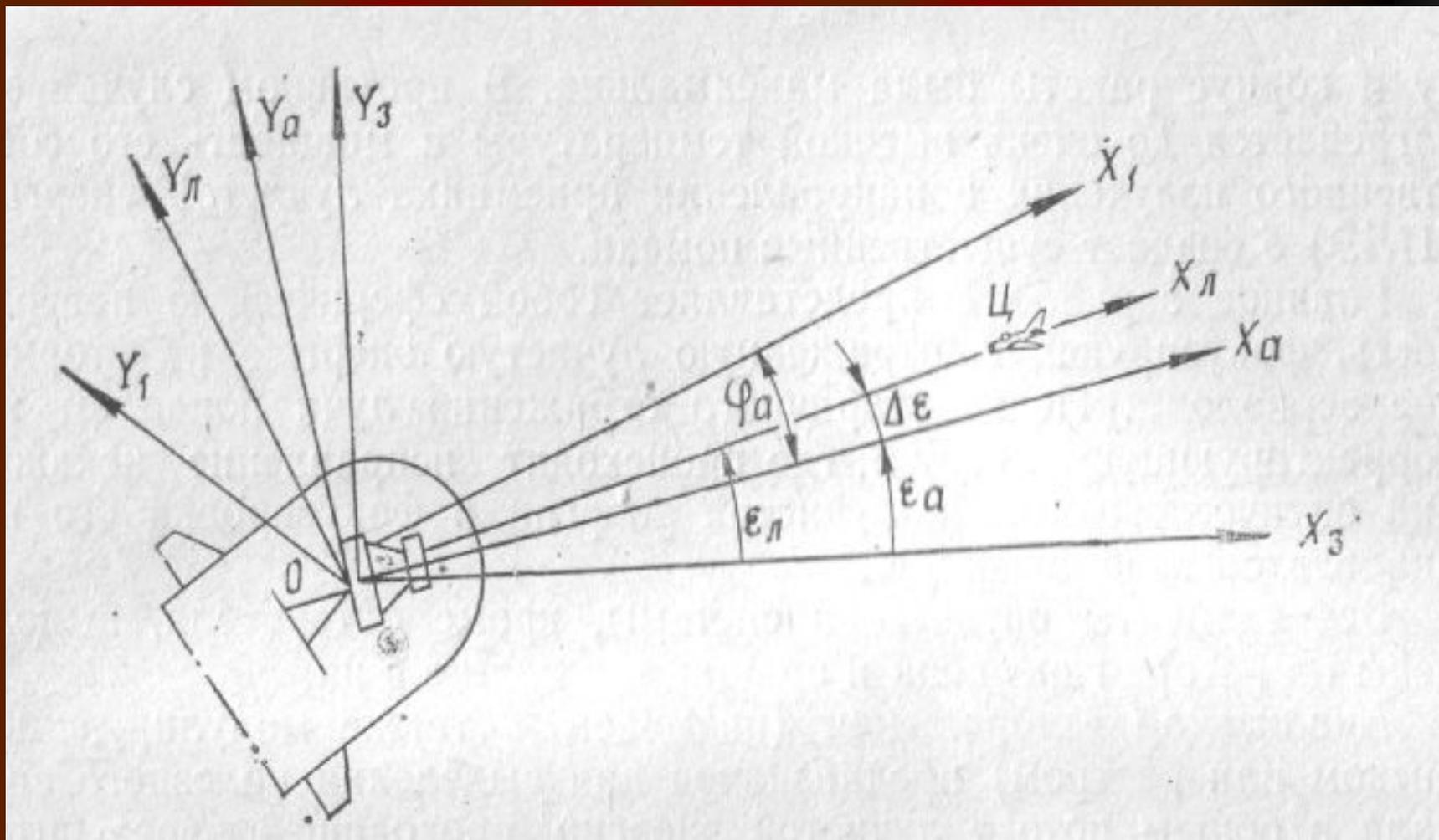


Рис. 1. Схема выделения ошибки слежения.

Оптическая система КЦ является зеркально-линзовой (рис. 2) и предназначена для приема лучистой энергии от цели и фокусирования ее в пятно небольших размеров.

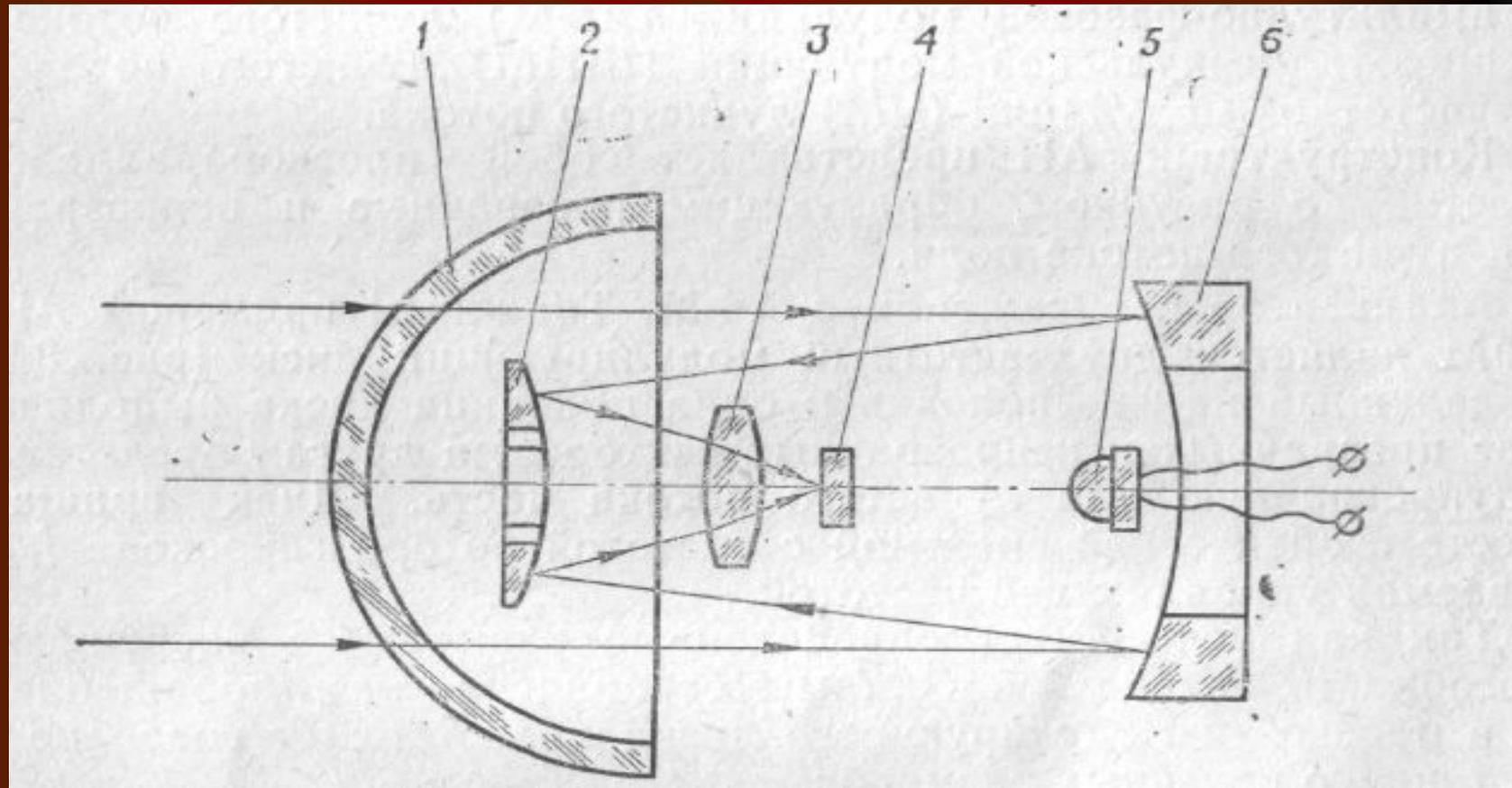


Рис. 2. Оптическая система координатора цели:
1 – обтекатель; 2 – вторичное зеркало; 3 – корректирующая линза; 4 – анализатор изображения;
5 – приемник лучистой энергии (ПЛЭ); 6 – главное зеркало

Поток лучистой энергии от цели и фона проходит через обтекатель 1 и поступает на главное зеркало 6. Для того чтобы обтекатель пропускал лучистую энергию от цели и фона с минимальными потерями лучистой энергии, он должен обладать высокой теплопроводностью, теплоемкостью и излучательной способностью, чтобы при аэродинамическом обтекании нагрев обтекателя был минимальным и равномерным, а его теплоотдача во внешнюю среду и корпус ракеты была максимальна. В противном случае он нагревается до очень высокой температуры и мощность его собственного излучения в направлении приемника лучистой энергии (ПЛЭ) 5 создаст существенные помехи.

Главное зеркало 6 представляет собой сферическую поверхность, фокусирующую отраженную лучистую энергию на вторичное зеркало 2. После вторичного отражения лучи попадают на корректирующую линзу 3, где происходят исправление искажений оптического потока лучистой энергии и фокусировка его на анализатор изображения 4.

Все элементы оптической системы, кроме обтекателя, выполнены на роторе гироскопа и вращаются вместе с ним.

Анализатор изображения (называемый также модулирующим диском или растром) предназначен для выделения полезного сигнала в общем потоке лучистой энергии, проходящей через оптическую систему координатора цели, и определения в полярной системе координат величины и направления угла рассогласования между оптической осью КЦ и линией визирования цели. В настоящее время в ОГС находят применение анализаторы изображения (АИ), работающие на следующих видах модуляции (преобразования) лучистого потока:

- амплитудно-фазовой модуляции (АФМ) лучистого потока;
- широтно-импульсной модуляции (ШИМ) лучистого потока;
- частотной модуляции (ЧМ) лучистого потока.

Конструктивно АИ представляет собой плоскопараллельную пластину с рисунком, образующим прозрачные и непрозрачные для лучистого потока поля.

Анализатор изображения с ШИМ. Двухчастотный модулирующий диск, осуществляющий широтно-импульсную модуляцию лучистого потока, показан на рис. 3, а.

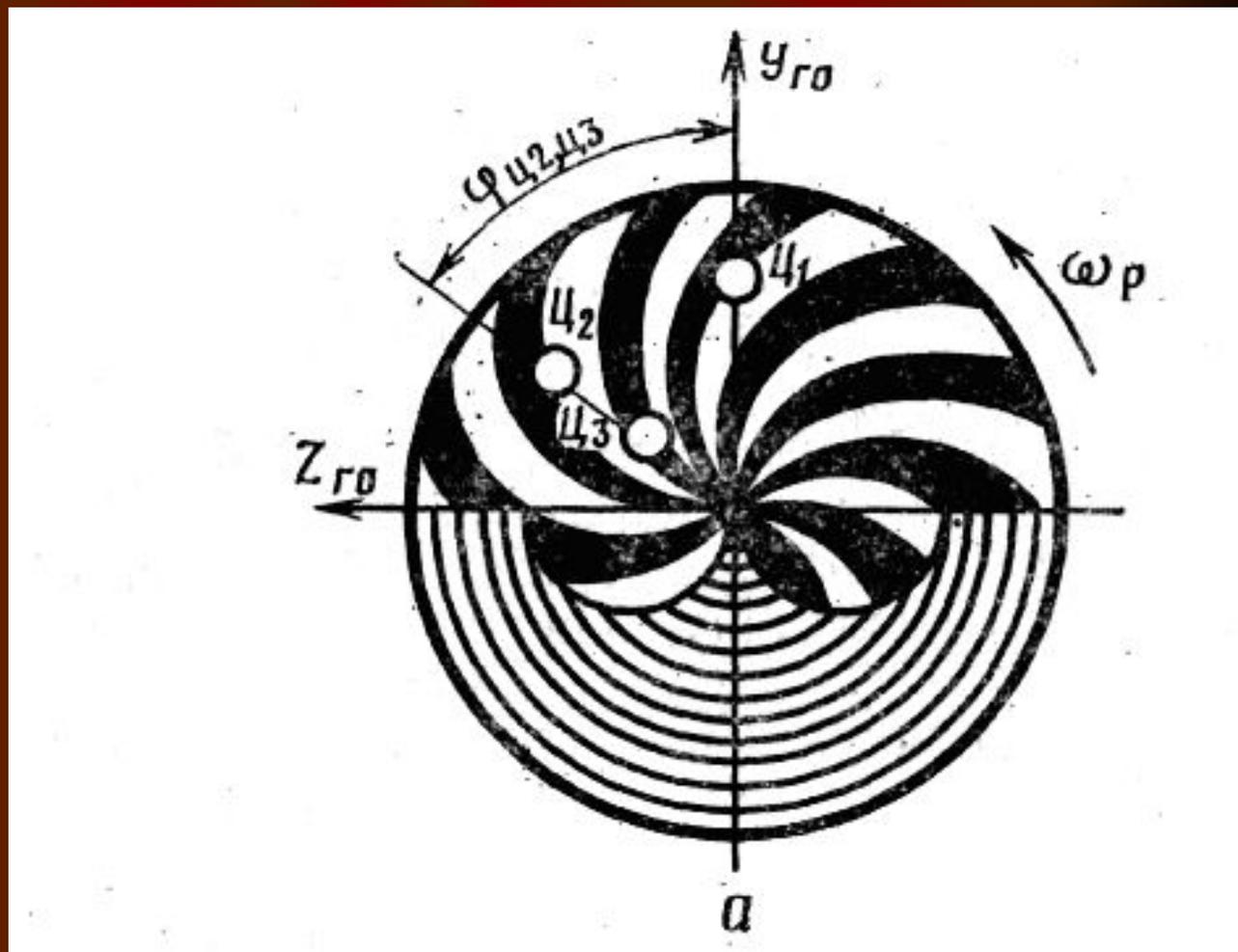


Рис. 3. Широтно-импульсная модуляция потока лучистой энергии:
а – двухчастотный модулирующий диск;

Растр вращается вместе с ротором гироскопа. Центр модулирующего диска представляет собой «мертвую» зону, так как при попадании в него пятна рассеивания модуляции не происходит. Радиальные прозрачные и непрозрачные полосы криволинейные примерно одинаковой ширины, равной диаметру пятна от цели. Ширина концентрических полос равна примерно половине диаметра пятна от цели. Часть диска с концентрическими полосами модуляции потока лучистой энергии не производит. Сущность ШИМ показана на рис. 3 для трех различных положений пятна рассеивания Ц1, Ц2, Ц3.

Пачка импульсов от пятна Ц1 за один оборот раstra показана на рис. 3, б, от пятна Ц2 - на рис. 3, в, а от пятна Ц3 - на рис. 3, г.

Из сравнения рисунков видно:

- глубина модуляции не зависит от величины угла рассогласования;
- информация о направлении угла рассогласования заложена в сдвиге пачки относительно оси *ОУГ*;
- информация о величине угла рассогласования заложена в длительности разрыва между колебаниями на несущей частоте;
- линейная зависимость между величиной углового рассогласования и длиной разрыва между колебаниями обеспечивается с помощью полуокружностей, врезанных в полупрозрачную часть диска.

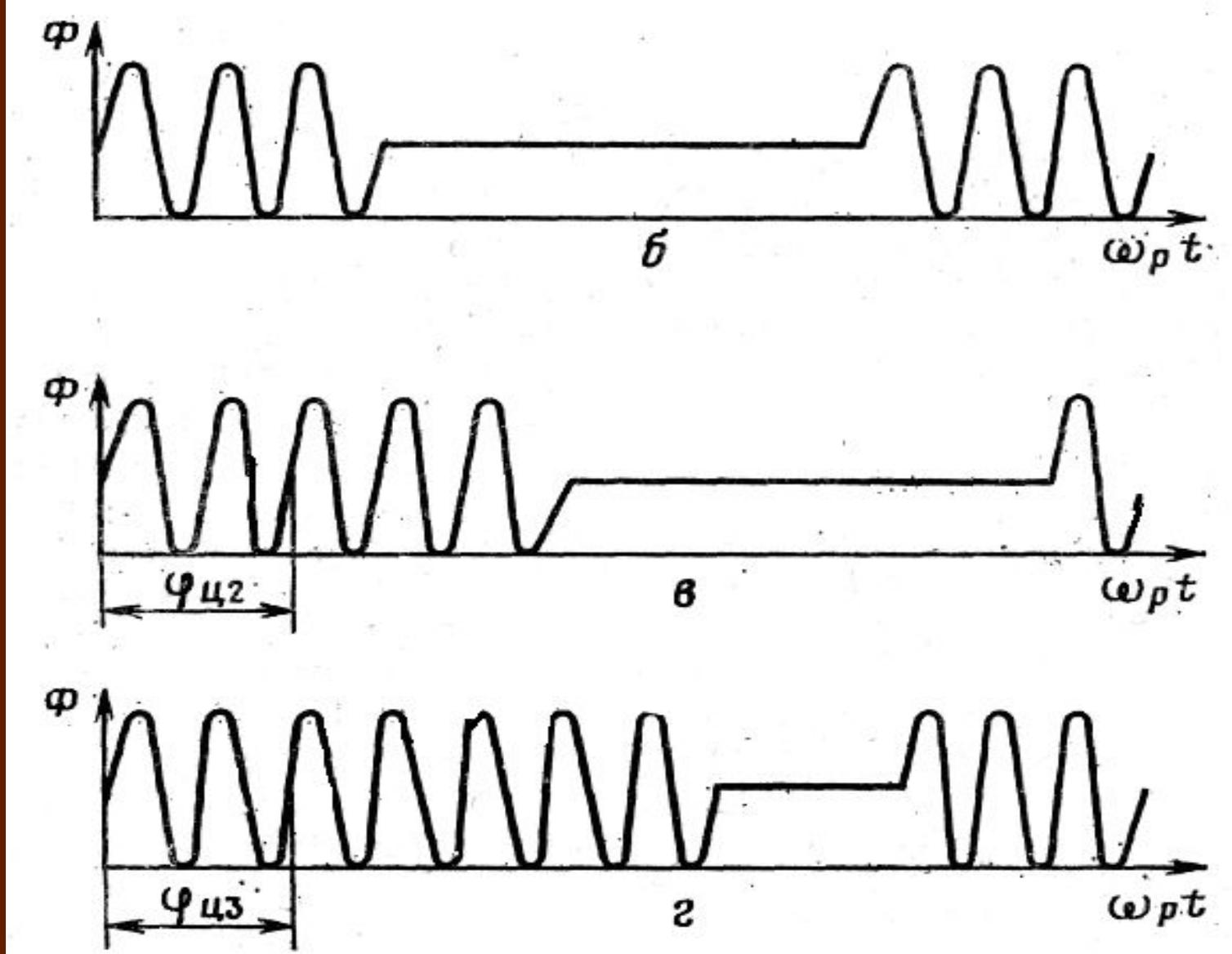


Рис. 3. Широтно-импульсная модуляция потока лучистой энергии:
 б, в, г – пачки импульсов от пятен рассеивания
 Ц1, Ц2, Ц3 соответственно за один оборот раstra

Приемник лучистой энергии. Для всех трех типов анализаторов изображения поток лучистой энергии, модулированный по одному из рассмотренных способов, падает на ПЛЭ 5 (рис. 2.), который **представляет собой фоторезистор, преобразующий поток лучистой энергии в электрический сигнал той же формы.**

3-ий вопрос: Назначение, основные технические характеристики и состав ОГС, принцип работы основных элементов ОГС.

Оптическая головка самонаведения (ОГС) (рис. 4.)

предназначена для формирования сигнала управления, обеспечивающего самонаведение зенитной управляемой ракеты по методу пропорционального сближения.

Технические характеристики

Тип головки 9Э410, пассивная, тепловая, следящая

Максимальный угол пеленга $\pm 38^\circ$ Частота

вращения ротора 100 Гц.

Диапазон: - вспомогательного канала 2,6-4,5 мкм

- основного канала 5-6,5 мкм.

Охлаждение фотоприемника до температуры - 200°C



Рис. 4. ОГС 9Э410

Оптическая головка самонаведения 9Э410

поддерживает непрерывный информационный контакт с целью вдоль линии визирования "ракета-цель" и **обеспечивает:**

- захват и автоматическое сопровождение цели по ее оптическому излучению;
- выделение сигнала, пропорционального углу рассогласования между оптической осью ОГС и линией визирования "ракета-цель" (ошибки слежения), который необходим для нормальной работы следящей системы ОГС;
- выделение и формирование управляющего сигнала, пропорционального угловой скорости линии визирования "ракета-цель" (ошибки наведения).

В состав ОГС входит ряд автономных систем:

- система разгона ротора гироскопа;
- система стабилизации оборотов ротора гироскопа;
- система электрического арретирования ротора гироскопа.

Конструктивно ОГС 9Э410 состоит из:

- **оптической системы**, собирающей поток лучистой энергии от цели и концентрирующей его в виде пятна малых размеров;
- **приемника лучистой энергии (фоторезистора)**, преобразующего поток лучистой энергии в электрические сигналы;
- **спектроделительных фильтров и схемы переключения**, служащих для формирования рабочего диапазона длин волн ОГС из общего потока лучистой энергии от цели и фона, обеспечивающих помехозащищенность ЗУР;
- **слеящего гироскопического координатора**, осуществляющего непрерывное автоматическое слежение за целью;
- **электронного блока СКЦ**, предназначенного для формирования сигнала коррекции, пропорционального ошибке слежения ε_r -ц и выделение его в формирователе сигнала управления рулями (ФСУР);
- **формирователя сигнала управления рулями (ФСУР)**, который фильтрует сигнал от СКЦ, формирует сигнал на разворот ракеты на начальном участке траектории, преобразует сигнал коррекции в сигнал управления на частоте управления ракеты, а также формирует команды управления для рулевого привода, пропорциональные ошибке наведения ракеты.

В состав ОГС входит ряд автономных систем:

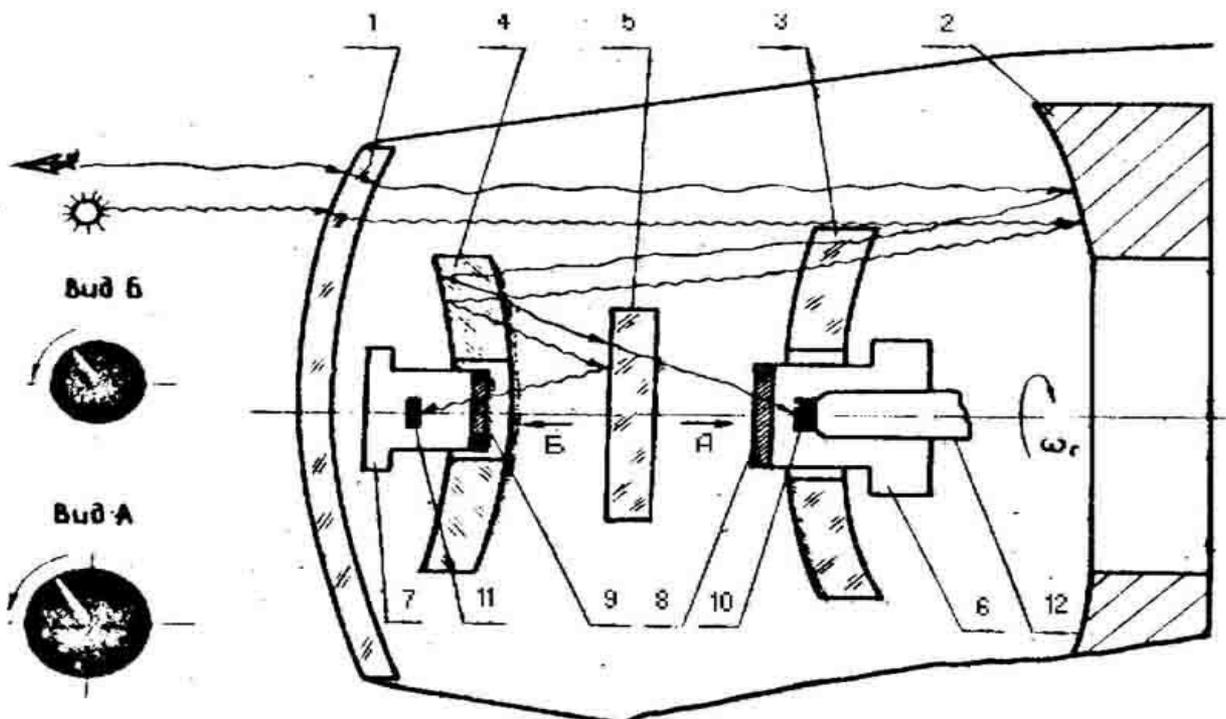
- система разгона ротора гироскопа;
- система стабилизации оборотов ротора гироскопа;
- система электрического арретирования ротора гироскопа.

Оптическая система координатора цели.

Оптическая система осуществляет прием лучистой энергии от цели и помехи, фокусировку их в пятна небольших размеров в фокальных плоскостях основного и вспомогательного спектральных диапазонов объектива координатора. Оптическая схема ОГС приведена на рис. 5.

В ОГС 9Э410 применен **зеркально-линзовый объектив**. Он состоит из следующих элементов:

- обтекателя;
- главного зеркала-магнита;
- корректирующей линзы;
- контрзеркала;
- спектроразделительного фильтра.



ОПТИЧЕСКАЯ СХЕМА КООРДИНАТОРА ОГС [9Э410];

- 1- Обтекатель; 2- главное зеркало-магнит; 3- корректирующая линза; 4- контрзеркало;
- 5- спектроразделительный фильтр; 6- фотоприемник основного канала [ОК];
- 7- фотоприемник вспомогательного канала [ВК]; 8- диск-растр основного канала;
- 9- диск-растр (модулятор) вспомогательного канала; 10- фоторезистор основного канала
- 11- фоторезистор вспомогательного канала; 12- микрохолодильник.

Рис.5. Оптическая схема координатора ОГС 9Э410.

Обтекатель представляет собой мениск, ограниченный двумя сферическими поверхностями. Как оптический компонент он является слабой отрицательной линзой.

Для пропуска лучистой энергии от цели с минимальными потерями **обтекатель изготавливается** из прозрачного материала, обладающего высокой теплопроводностью, теплоемкостью и излучающей способностью. Для минимального и равномерного нагрева при аэродинамическом обтекании воздуха **в центре крепится специальный аэродинамический насадок**, который также снижает аэродинамическое сопротивление планера ракеты в полете.

Главное зеркало-магнит представляет собой сферическую поверхность, выполненную на магните ротора гироскопа. В качестве отражательного слоя зеркала в оптическом диапазоне длин волн используется пленка металла серебра. **Главное зеркало фокусирует отраженную лучистую энергию на контрзеркало**, между которыми расположена коррегирующая линза.

В задачу **коррегирующей (исправляющей) линзы** входит исправление искажений оптического потока лучистой энергии. Для изготовления внутренних прозрачных оптических деталей (линз, зеркал с внутренним отражением) применены оптические материалы, прозрачные для ИК-излучений - кристаллические соединения фтора и хлора (фтористый литий, хлористый натрий).

После исправления, оптический поток лучистой энергии попадает на **контрзеркало** (линзу "Монжена"), преломляется, фокусируется в виде пятна рассеяния малого диаметра (до 1 мм.) и при помощи спектроделительного фильтра разделяется на основной и вспомогательный спектральные диапазоны.

Спектроделительный фильтр является оптически прозрачным для потока лучистой энергии, излучаемой целями и зеркальным (отражающим) для излучения, поступающего от помех.

В фокальных плоскостях основного и вспомогательного спектральных диапазонов объектива координатора находятся фотоприемники, представляющие собой диски с нанесенными на них в виде масок фоточувствительными слоями. Фотоприемники ФПок и ФПвк расположены радиально относительно оптической оси ОГС.

При выборе фотоприемников лучистой энергии в ОГС исходили в первую очередь из характера излучения воздушной цели, фона и искусственных помех. При этом для основного канала был выбран фотоприемник, наиболее чувствительный к длине волны излучения цели (2,6-4,5 мкм.).

При этом также учитывалось, что при охлаждении фоторезистора до $T = -200^{\circ}\text{C}$, его чувствительность смещается в сторону более длинных волн (до 5-6,5 мкм). Это необходимо для обеспечения работы ОГС по излучению газовой струи двигателя реактивной цели при стрельбе на встречных курсах, а также для ослабления излучения фона, помех, излучение которых находится в более короткой части ИК-диапазона волн.

Анализатор изображения. Принцип модуляции оптического излучения.

Анализатор изображения ОГС предназначен для модуляции лучистой энергии, проходящей через оптическую систему координатора цели.

В модулированном сигнале заложена информация о рассогласовании между оптической осью координатора и линии визирования «ракета-цель».

В ОГС 9Э410 применена широтно - импульсная модуляция лучистого потока. Анализаторы изображения основного и вспомогательного каналов выполнены в виде непрозрачных дисков-масок с радиально расположенными прямоугольными вырезами.

Изображения удаленных источников излучения (цель, фон, помеха) расположены в фокальных плоскостях обоих спектров оптической системы ОГС, в виде пятен рассеяния. При совпадении направления на цель с оптической осью объектива, изображение фокусируется в центр поля зрения ОГС. При появлении углового рассогласования между осью объектива и направлением на цель, пятно рассеивания смещается. При вращении ротора гироскопа фотоприемники вращаются. При прохождении пятна рассеивания над прямоугольным вырезом фоточувствительный слой засвечивается. Такая импульсная засветка преобразуется фотоприемниками обоих каналов в электрические импульсы. Длительность этих импульсов зависит от величины углового рассогласования. Чем больше рассогласование, тем дальше пятно рассеивания находится от центра анализатора изображения и тем меньше длительность импульсов, частота следования которых равна частоте вращения фотоприемника. Это объясняется тем, что с удалением точек вращения от центра вращения увеличивается их линейная скорость при неизменной ширине прозрачного участка .

При импульсной модуляции лучистого потока вращающимися фотоприемниками и после выделения первой гармоники последовательности импульсов сигнала амплитуда огибающей импульсов на частоте вращения гироскопа пропорциональна длительности импульса, т. е. величине угла рассогласования между оптической осью координатора и линией визирования "ракета-цель".

Последовательность пачек импульсов лучистой энергии на управляющей частоте рассматривают в так называемой гироскопической системе координат OX_g , OY_g , OZ_g . Начало системы координат расположено в центре вращающегося модулирующего диска. (рис. 6.)

Ось OX_g направлена вдоль линии визирования цели. Ось OY_g находится в плоскости модулирующего диска и направлена вертикально вверх, а ось OZ_g образует правую прямоугольную систему координат. Оси OY_g и OZ_g жестко связаны с модулирующим диском.

За начало отсчета фазы огибающей импульсов (косинусоиды) на частоте вращения гироскопа принята неподвижная ось OY_g , соответствующая случаю, когда отметка от цели проецируется в плоскости диска-растра на этой оси. На рисунке 6. показаны три различных начальных положения пятна рассеивания и соответствующие им значения фаз, определяющие начальные значения направления угла рассогласования между оптической осью координатора и линией визирования "ракета-цель". Начальное значение фазы сигнала, несущей информацию о направлении ошибки слежения, определяется углом между осью OY_g и положением пятна рассеяния от цели. Таким образом **при импульсной модуляции лучистого потока вращающимся диском-маской извлекается информация как о величине, так и о направлении угла рассогласования, необходимая для формирования сигнала управления следящей системы координатора ОГС, отрабатывающей ошибку слежения.**

ВЫВОД: При автоматическом слежении за движущейся в пространстве воздушной целью, оптическая ось координатора всегда будет отставать от линии визирования "ракета-цель". Задача следящей системы ОГС заключается в формировании такого управляющего сигнала от цели, который был бы направлен на уменьшение ошибки слежения. Необходимая для этого информация об ошибке слежения заложена в электрическом синусоидальном сигнале на выходе электронного блока координатора.

Фотоприемник и система охлаждения

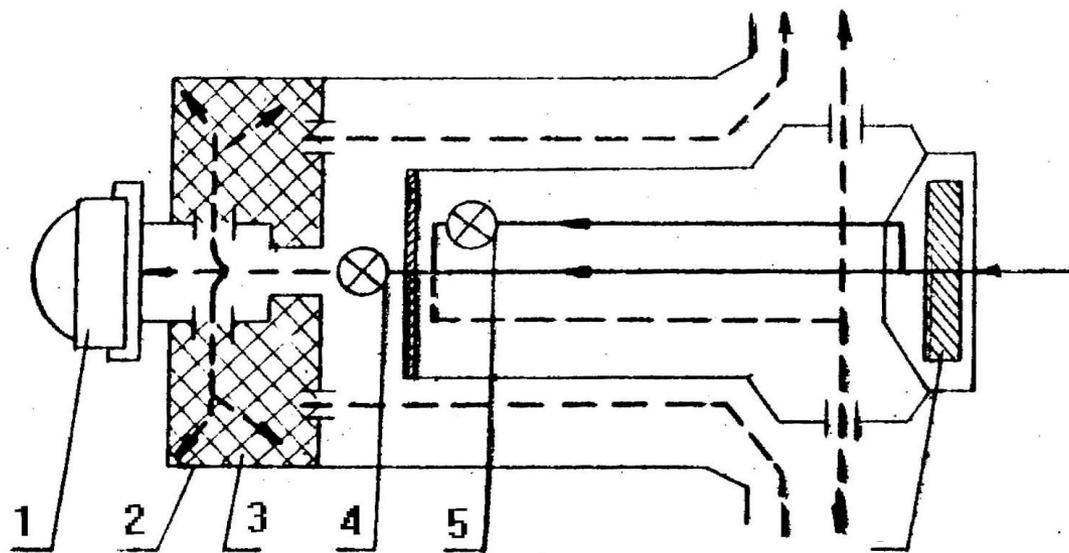
В ОГС применяется охлаждаемый фотоприемник. Использование в качестве фоточувствительного элемента монокристалла антимонида индия и малые габариты головки определяют уровень охлаждения и конструкцию системы охлаждения. Для фотоприемника из антимонида индия наиболее приемлемой температурой с точки зрения реализации максимальной чувствительности является температура -200°C . Для получения температуры охлаждения, близкой температуре кипения азота при атмосферном давлении, применен микрохолодильник "брызгающего" типа, основанный на использовании эффекта при дросселировании сжатого газа с рекуперацией в теплообменнике. В качестве рабочего хладагента системы охлаждения используется азот. Выбор этого газа определяется простотой получения заданной температуры охлаждения фотоэлемента, относительной доступностью газа и возможностью получения достаточно чистого газа из жидкой фазы без применения дополнительных ступеней его очистки.

Охладитель фотоприемника головки - быстродействующий.

Быстродействие достигается большим расходом газа через микрохолодильник. С другой стороны расход газа ограничивается объемом баллона и необходимостью питания микрохолодильника от него в длительном режиме работы пускового механизма.

Необходимое время автономной работы охладителя после прекращения подачи хладагента обеспечивается применением накопителя жидкого азота. Принцип работы накопителя основан на том, что после вывода приемника на режим микрохолодильник продолжает выдавать жидкую фазу хладагента, лишь незначительная часть которой используется для компенсации теплопритоков к приемнику. Наличие такого резерва микрохолодильника по холодопроизводительности позволяет реализовать идею накопления жидкого азота и сохранения его для автономной работы фотоприемника. Накопитель, таким образом, полезно использует избыточное количество жидкой фазы азота, вырабатываемой микрохолодильником в послепусковой период.

Охлаждающее устройство (рис. 7) состоит из двух узлов-микрохолодильника и корпуса фотоприемника с накопителем жидкого азота.



Азот
 $P=350 \text{ кгс/см}^2$
изб.

Схема охлаждающего устройства.

1- фотоприемник ; 2- камера ; 3- жидкий азот ;
4- дроссель 1 ; 5- дроссель 2 ; 6- фильтр

Накопитель жидкого азота выполнен в виде тонкостенного двухкамерного стакана, припаянного к корпусу фотоприемника.

Охлаждающее устройство работает следующим образом. После подачи из баллона сжатого азота микрохолодильник выходит на режим, причем насыщенная парожидкостная струя попадает непосредственно на капсулу фоточувствительного элемента и охлаждает ее.

Жидкий азот заполняет внутреннюю камеру, а избыток его перетекает через боковые отверстия в полость наружной камеры. Набивка из стекловолокна внутри накопителя пропитывается жидким азотом. После отключения микрохолодильника охлаждение фоточувствительного элемента осуществляется азотом удержанным волокнистой набивкой камеры.

Наружная камера выполняет роль изоляционной низкотемпературной рубашки и воспринимает основной тепло приток идущий по стенкам корпуса фотоприемника.

Конструкция охлаждающего приемника обеспечивает выход на режим фоточувствительного элемента (до температуры -200°C) за время не более 4,5 с и сохранение его чувствительности после прекращения подачи хладагента в течение 14с.