

Т е м а № 2. «Зенитная управляемая ракета 9М39»

Занятие № 13. «Бортовая
аппаратура управления ЗУР
9М39».

Вопросы занятия:

1-ый вопрос: Состав бортовой аппаратуры управления полётом ЗУР.

2 – ой вопрос: Работа бортовой аппаратуры управления полётом ЗУР по функциональной схеме.

1-ый вопрос: Состав бортовой аппаратуры управления полётом ЗУР.

Бортовая аппаратура (БА) ЗУР 9М39 представляет собой совокупность технических устройств, работа которых обеспечивает решение задач одноканальной системы управления полетом ракеты и боевого снаряжения.

Состав бортовой аппаратуры управления полетом ЗУР:
оптическая головка самонаведения (ОГС) 9Э410;
автопилот ракеты (АП).

ОГС, в составе БА ЗУР 9М39 решает задачи измерения координат и параметров относительного движения ракеты, а также формирования команд управления ее полетом.

АП в составе БА ЗУР – исполняет команды управления для требуемого маневра, а также стабилизации динамических свойств, движущейся ракеты в широком диапазоне изменения условий ее полета.

Структурная схема бортовой аппаратуры представлена на рис. 1.

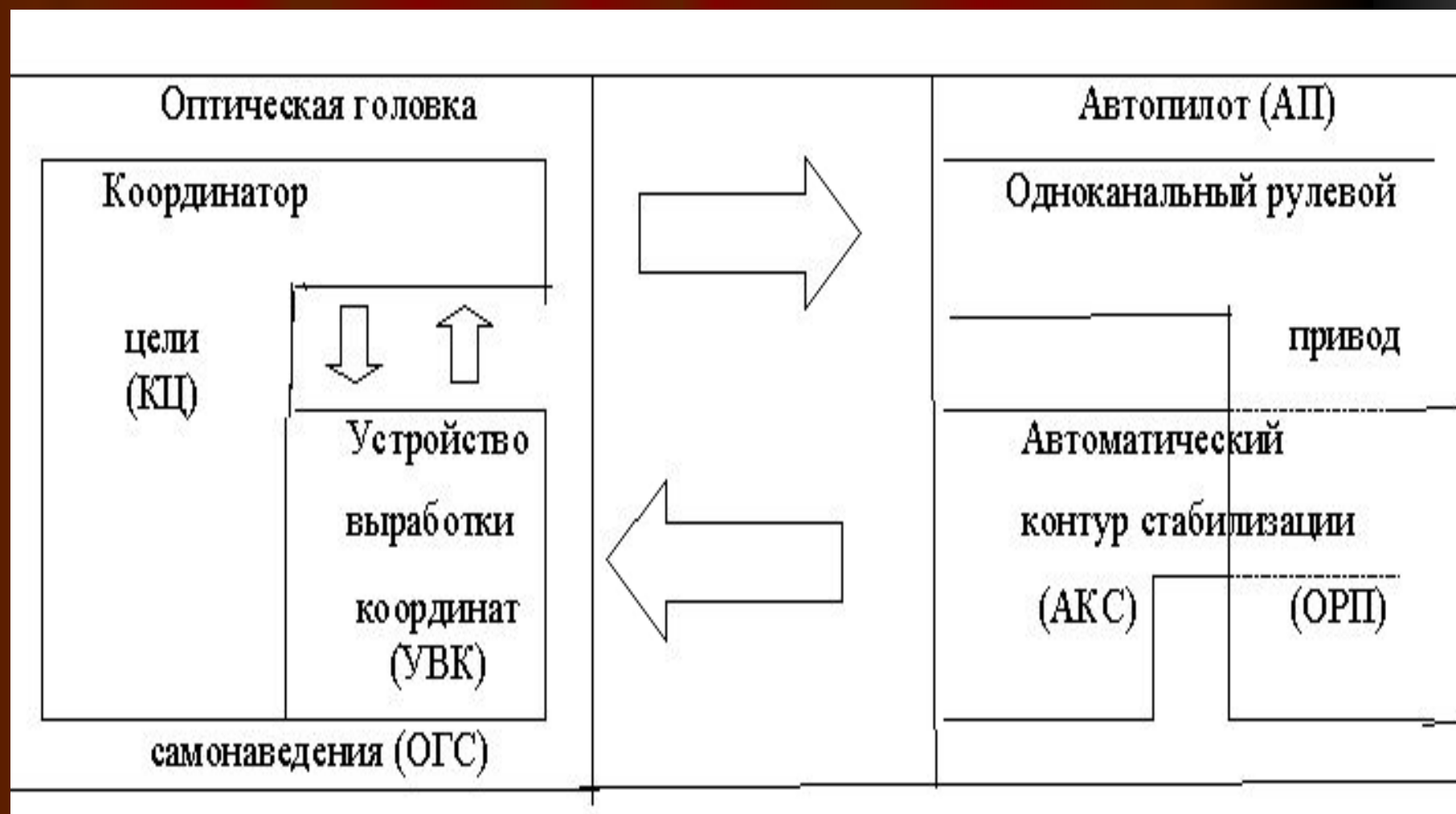


Рис. 1. Структурная схема бортовой аппаратуры ЗУР 9М39

Структурный состав бортовой аппаратуры:

ОГС, включает:

координатор цели (КЦ);

устройство выработки команд (УВК).

АП, включает:

одноканальный рулевой привод (ОРП);

автопилотный контур стабилизации ракеты по угловой скорости колебаний корпуса относительно центра масс (демпфирование ракеты).

Координатор цели работает в режимах «АРРЕТИРОВАНИЕ» (АРР) и «СЛЕЖЕНИЕ» (СЛЕЖ).

Режим «АРРЕТИРОВАНИЕ» гироскопа ОГС необходим только при прицеливании и захвате цели, выключается при переводе головки на режим «СЛЕЖЕНИЕ».

Для обеспечения прицеливания при «захвате» воздушной цели необходимо согласовать оптическую ось объектива координатора с визирной осью прицельного устройства, которая параллельна продольной оси ракеты. В этом случае при наличии цели в поле зрения прицельного устройства цель будет находиться и в поле зрения головки.

В режиме «СЛЕЖЕНИЕ» для автоматического непрерывного совмещения оптической оси объектива с продольной осью ракеты необходимо иметь датчик, измеряющий рассогласование между этими осями. Датчиком отклонения гироскопа от продольной оси ракеты является пленговая обмотка (рис. 2). Ось пленговой, обмотки совпадает с продольной осью ракеты.

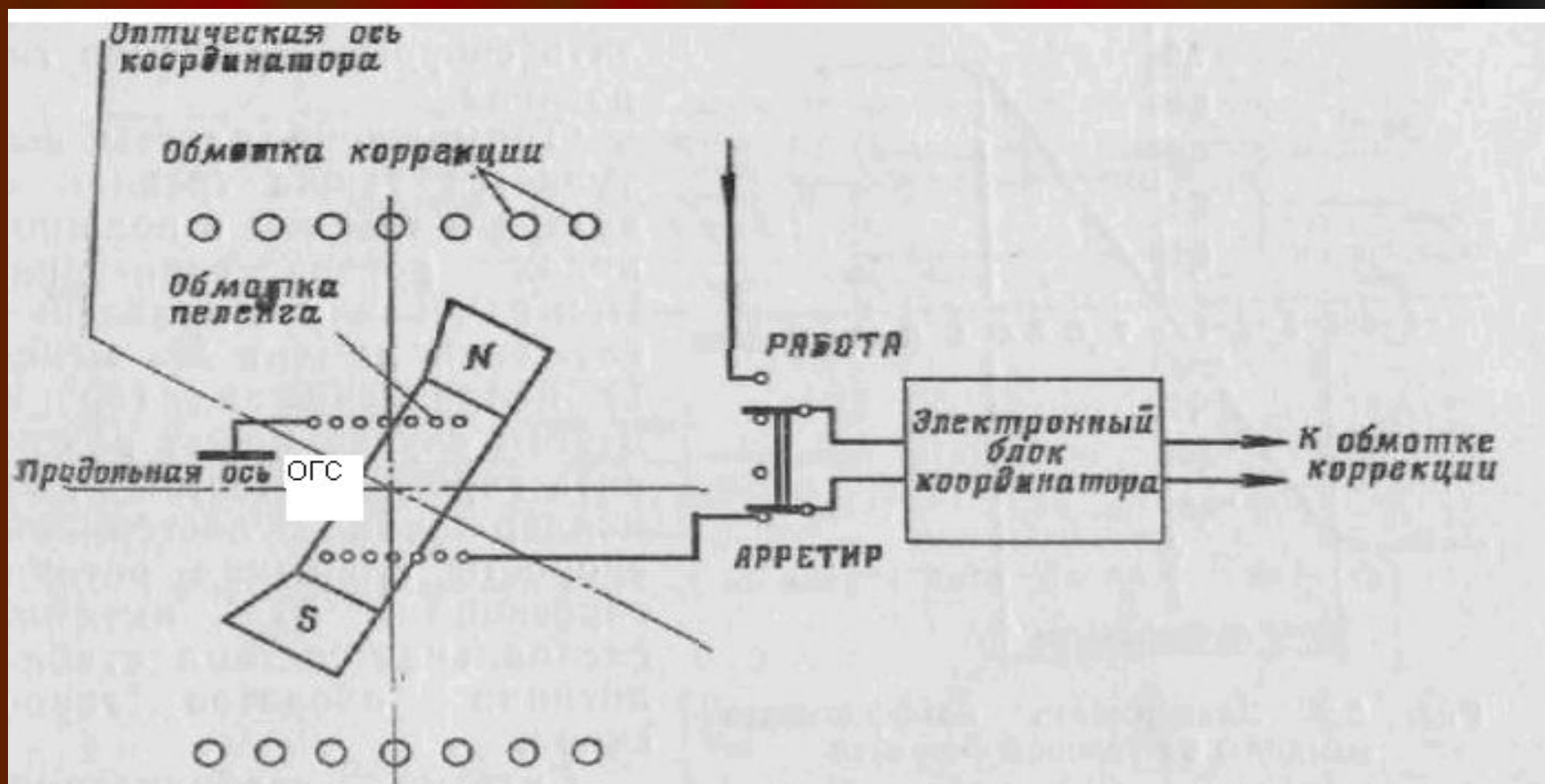


Рис.2 Принцип работы координатора в режиме «АРРЕТИРОВАНИЕ»

Если плоскость вращения магнита ротора гироскопа совпадает с плоскостью витков пеленговой обмотки, то ЭДС, наводимая в пеленговой обмотке, равна нулю. В случае отклонения оси гироскопа на некоторый угол от продольной оси ОГС ЭДС однозначно характеризует величину и направление угла рассогласования (амплитуду и фазу ЭДС). Сигнал с пеленговой обмотки после усиления по напряжению и по мощности в электронном блоке следящего координатора поступает в коррекционные обмотки. Под действием момента коррекционной системы гироскоп прецессирует в сторону уменьшения угла рассогласования, сводя его к нулю.

В процессе слежения за целью, когда угловая скорость линии ракета — цель не равна нулю, ОГС вырабатывает управляющий сигнал на рули ракеты, пропорциональный углу рассогласования между направлением на эту цель и оптической осью объектива. С увеличением угла пеленга в результате действия моментов сил возникает изменение пропорциональности между током коррекции и угловой скоростью линии ракета — цель. При большом угле пеленга возможно значительное снижение скорости вращения гироскопа.

Координатор цели является функциональной системой и представляет собой замкнутый контур с изменяющейся структурой в зависимости от работы ОГС в режимах арретирования («АРР») и слежения («СЛЕЖ»).

В режиме «АРР», обеспечивающем прицеливание КЦ, по соответствующей команде из автомата разарретирования и пуска пускового механизма (АРП ПМ) формируется контур стабилизации оптической оси пеленгатора (контур арретирования) в виде следующей структуры:

- система «обмотка пеленга (ОбПлн) – оптико-гироскопический блок (ОГБ)»;

- усилитель коррекции (УК);

- система «обмотка коррекции (ОбКрц) – ОГБ».

С целью повышения вероятности захвата цели и предстартового контроля надежности сопровождения цели в координаторе цели формируется сигнал «УВОД», обеспечивающий искусственное рассогласование в контуре автосопровождения. После схода ракеты сигнал «УВОД» снимается.

В контур арретирования включен элемент – **обмотка заклона (ОБЗкл)**, вырабатывающая постоянной величины напряжение $U_{\eta 3}$, обеспечивающее **отклонение оптической оси пеленгатора от продольной оси ракеты на постоянный отрицательный угол возвышения в вертикальной плоскости равной 10°** . Этим обеспечивается компенсация баллистического «провисания» ракеты, возникающего за счет действия силы тяжести при старте. Контур арретирования реализуется работой замкнутой системы стабилизации, в которой элементом, регистрирующем угловое рассогласование между оптической осью пеленгатора и продольной осью ракеты (угол пеленга $\bar{\eta}$), является обмотка пеленга. Условием стабилизации является сведение текущего угла пеленга $\bar{\eta}(t)$ к нулю с ошибкой не более половины величины угла поля зрения пеленгатора, т. е.

$$\Delta \bar{\eta} \leq 1^\circ.$$

В процессе предстартовой подготовки, контур арретирования формируется автоматически, по команде от автомата разарретирования и пуска пускового механизма (АРП ПМ).

В режиме «СЛЕЖ.», обеспечивающем измерение угловой скорости линии визирования «ракета-цель» в процессе автоматического сопровождения цели, по соответствующей команде из АРП ПМ формируется контур сопровождения цели в виде следующей структуры:

- системы «ОГБ-интегральный модуль (ИМ)»;
- одноканальный усилительно-преобразующий тракт (УПрТр) (система на переменном токе);
- усилитель коррекции;
- система «ОбКрц-ОГБ».

Контур сопровождения цели реализуется замкнутой следящей системой, задача которой заключается в устранении углового рассогласования $\Delta\eta$ между линией визирования «ракета-цель» (РЦ) $PX_{л}$ и оптической осью пеленгатора $PX_{опт}$.

Контур сопровождения формируется в процессе предстартовой подготовки автоматически по команде от АРП ПМ по результату анализа энергетики сигнала от цели и динамики ее сопровождения.

2 – ой вопрос: Работа бортовой аппаратуры управления полётом ЗУР по функциональной схеме.

Функциональный состав бортовой аппаратуры (БА) включает:

1. Координатор цели, состоящий из:
 - обмотки пеленга;
 - пеленгатора;
 - усилительно-преобразующего тракта;
 - усилителя коррекции;
 - исполнительной системы;
 - канала защиты от воздействия помех типа ЛТЦ;
 - схемы ближней зоны;
 - системы стабилизации оборотов гироскопа.
2. Устройство выработки команд (формирователь сигнала управления рулями (ФСУР)).
3. Автопилот.

Координатор цели.

Обмотка пеленга является измерительным элементом угла пеленга, используемого в работе контура арретирования и формирования команды управления полетом ракеты на участке встраивания.

Пеленгатор в составе оптико-гироскопический блок (ОГБ), интегральный модулятор (ИМ) и предусилители (ПУ) определяет угловое рассогласование между углами пеленга цели и координатора $\Delta\eta$ и вырабатывает напряжение сигнала ошибки замкнутого контура автосопровождения цели.

Оптико-гироскопический блок (ОГБ) в составе единой согласованной двухспектральной оптической системы инфракрасного (ИК) диапазонов основного и вспомогательного (помехового) каналов жестко связанной с исполнительным элементом следящей системы – ротором трехстепенного гироскопа, выполненного в виде постоянного магнита. ОГБ обеспечивает непрерывную регистрацию углового рассогласования $\Delta\eta$ путем проекции ИК изображения цели и ЛТЦ на соответствующие анализаторы изображений.

Интегральный модуль (ИМ) в составе анализаторов изображения (АИ) и фотоприемных устройств (ФПУ) в каждом канале осуществляет модуляцию непрерывного оптического излучения от цели и помехи с целью получения информации об угловом рассогласовании $\Delta\eta$ и преобразования с помощью ФПУ лучистой энергии в электрические сигналы. С целью повышения чувствительности ФПУ основного канала осуществляется глубокое охлаждение фоторезистора до температуры порядка $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Предусилители (ПУ) каналов совместно со схемой автоматической регулировки усиления (АРУ), работающей по сигналу основного канала, обеспечивают постоянство отношения величин и сохранения формы выходных сигналов ПУ в требуемом диапазоне изменения мощности, принимаемого ИК излучения.

Усилительно-преобразующий тракт в составе избирательного усилителя (ИУ), амплитудного детектора (АД) и фазовращателя обеспечивает усиление и преобразование путем детектирования сигналов с выхода схемы переключения (СП) в амплитудно - модулированные (АМ) сигналы на частоте вращения ротора гироскопа, в которых заложена информация о величине и направлении углового рассогласования $\Delta\eta$ (сигнал ошибки). Фазовращатель обеспечивает сфазирование усилительно-преобразующего тракта, компенсируя фазовый сдвиг АМ сигнала за счет инерционности тракта, влияющей на точность работы следящей системы.

Усилитель коррекции осуществляет фильтрацию детектированных сигналов и усиления их по мощности. Нагрузкой усилителя мощности являются обмотки коррекции. Наводимое в катушках коррекции вращающееся магнитное поле взаимодействует с вращающимся с той же частотой магнитным полем постоянного магнита — ротора гироскопа, вынуждает его прецессировать в сторону уменьшения рассогласования $\Delta\eta$, чем обеспечивается обработка сигнала ошибки следящей системы. Последовательно с катушками коррекции включены резисторы, напряжение переменного тока с которых в виде управляющего сигнала поступает в УВК. Амплитуда управляющего сигнала пропорциональна величине угловой скорости линии визирования «ракета-цель», а фаза — положению плоскости ее измерения. Таким образом, в процессе автоматического сопровождения цели координатором цели осуществляется измерение угловой скорости линии визирования «ракета-цель», необходимой для формирования команд управления по методу пропорционального сближения.

Канал защиты от воздействия помех типа ЛТЦ обеспечивает установление факта наличия в поле зрения пеленгатора помехи как естественной (интенсивный фон), так и организованной (ЛТЦ), а также формирует на основании количественного критерия – отношения величин сигналов излучения от цели, принимаемого ВК и ОК, пропускной строб для управления работой схемы переключения – элемента усилительно-преобразующего тракта контура сопровождения.

Отношение величины излучения от цели, принимаемого вспомогательным каналом, к величине излучения от цели, принимаемого основным каналом, будет меньше единицы и сигнал от ЛТЦ на выход СП не проходит:

$VK/OK=0,2\div0,3$ - цель;

$VK/OK=0,9\div1,1$ - фон;

$VK/OK=7\div8$ - ЛТЦ.

Время стробирования тракта соизмеримо со временем выпадания ЛТЦ из поля зрения пеленгатора, которое значительно меньше по величине времени выхода цели из поля зрения пеленгатора (кинематический критерий).

Схема ближней зоны (СБЗ) функционирует вблизи цели на такой относительной дальности, при которой наступает «ослепление» пеленгатора. «Ослепление» означает, что величина проектируемого изображения цели на АИ соизмерима с величиной поля зрения пеленгатора. При этом отсутствует модуляция лучистого потока, и как следствие, отсутствие информации о сигнале ошибки, что приводит к срыву автосопровождения цели и наведения ракеты. Факт срыва сопровождения цели возможно зафиксировать по пропаданию модуляции сигнала управления.

В момент «ослепления» пеленгатора и при выполнении условия, что величина угла пеленга превосходит значение 7-10 градусов, СБЗ воздействует на изменение величины коэффициента передачи УК и, как следствие, на изменение (уменьшение) коэффициента передачи контура автосопровождения цели. При этом происходит увеличение ошибок сопровождения цели и наведения ракеты. Этим достигается увеличение рассеивания траекторий полета ракеты вблизи цели в направлении уязвимых ее частей и, как следствие, повышение вероятности поражения.

Система стабилизации оборотов гироскопа обеспечивает постоянство угловой скорости вращения гироскопа, которая определяет частоту модуляции сигнала ошибки. Изменение скорости вращения из-за наличия момента трения в механических элементах, различных паразитных моментов и других факторов приводит к изменению спектра управляющего сигнала, и, следовательно, к искажению измеренной информации при обработке в тракте с наличием избирательных элементов, частотных преобразователей и фильтров.

Автопилот

Представляет собой **одноканальный рулевой привод** предназначен для управления одной парой рулей, работающих в релейном режиме, с помощью которой создается управляющая средняя за оборот аэродинамическая сила для маневра ракеты. Кроме того, на участке востреливания привод обеспечивает релейное газодинамическое управление полетом ракеты.

Устройство выработки команд (УВК) предназначено для формирования сигнала (команды) управления рулями ракеты в соответствии с принятым методом самонаведения.

Для формирования закона управления рулями, жестко связанными с корпусом ракеты, по методу пропорционального сближения информацию о величине угловой скорости линии визирования цели (ошибки наведения), следующей на частоте вращения ротора гироскопа, необходимо преобразовать в частоту вращения корпуса ракеты. При этом синусоидальный сигнал на частоте вращения ракеты также должен содержать информацию о величине и направлении ошибки наведения.

В одноканальной бортовой аппаратуре ракеты изменение положения центра масс ракеты осуществляется с помощью одной пары рулей, работающих в релейном режиме, т. е. отклоняющихся от упора до упора. При этом направление отклонения рулей зависит от полярности сигнала, сформированного устройством выработки команд. Сигналу положительной полярности соответствует отклонение руля в одну сторону, а отрицательной - в другую.

Для создания управляющей силы с помощью одной пары рулей необходимо принудительно осуществлять вращение ракеты относительно продольной оси (по крену) так, чтобы за каждый оборот ракеты равнодействующая управляющая сила была направлена в требуемом направлении.