

ЭЛЛ. ЛВ



**ЗЕНИТНЫЙ  
РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС  
С-75М**

*(УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ)*



1968

### ИСПРАВЛЕНИЯ

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать
5	20 снизу	радиолокационно-наблюдаемым двумя (упреждения).	радиолокационно-наблюдаемым и ненаблюдаемым тремя (упреждения); — методом К. меридиональных при достижении суммарным сигналом
88	9 сверху		
88	14 сверху		
175	16 снизу		
194	17 сверху	меридиальных при достижении ею	

ЗЕНИТНЫЙ  
РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС  
С-75М

*(УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ)*

1965

### ИСПРАВЛЕНИЯ

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать
5	20 снизу	радиолокационно-наблюдаемым	радиолокационно-наблюдаемым и ненаблюдаемым
88	9 сверху	двумя	тремя
88	14 сверху	(упреждения).	(упреждения);
175	16 снизу	меридиальных	— методом К. меридиональных
194	17 сверху	при достижении ею	при достижении суммарным сигналом

Фак. № 00504. Изд. № 6/2330сс

В книге пронумеровано 304 страницы.  
Кроме того, помещены 8 секретных вклеек на 8 листах:  
Вклейка № 1. Рис. 50, между стр. 94 и 95.  
Вклейка № 2. Рис. 78, между стр. 138 и 139.  
Вклейка № 3. Рис. 81, между стр. 146 и 147.  
Вклейка № 4. Рис. 95, между стр. 170 и 171.  
Вклейка № 5. Рис. 105, между стр. 194 и 195.  
Вклейка № 6. Рис. 107, между стр. 202 и 203.  
Вклейка № 7. Рис. 112, между стр. 210 и 211.  
Вклейка № 8. Рис. 122, между стр. 234 и 235.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА С-75М

Зенитный ракетный комплекс предназначен для уничтожения зенитными управляемыми ракетами самолетов, самолетов-снарядов, автоматических аэростатов и других целей.

Оборудование комплекса позволяет вести огонь по одной одиночной или групповой цели с одновременным наведением на нее одной, двух или трех ракет с временными интервалами между пусками не менее 6 сек.

В состав огневого комплекса С-75М входят:

- станция наведения ракет (СНР-75В);
- зенитные управляемые ракеты (В-755);
- пусковые установки и другое стартовое оборудование;
- средства энергоснабжения.

Станция наведения ракет производит обнаружение целей, сопровождение выбранной для уничтожения цели и наведение на нее ракет.

Зенитные управляемые ракеты предназначены для поражения цели осколками боевой части.

Пусковые установки и другое стартовое оборудование служат для содержания ракет в режимах боевой готовности, для предстартовой проверки, подготовки и наклонного старта ракет. В комплексе имеется шесть пусковых установок, которые располагаются в определенном порядке вокруг СНР.

Средства энергоснабжения, предназначенные для питания электроэнергией аппаратуры и оборудования комплекса, включают три дизельные электростанции (ДЭС) мощностью по 100 квт каждая и передвижную трансформаторную подстанцию для подключения к внешним электрическим сетям.

Для ведения боя зенитный ракетный комплекс располагается на позиции. Расположение комплекса на позиции представлено на рис. 1.

Зенитный ракетный комплекс позволяет вести успешную борьбу с воздушными, наземными и подводными целями.

Дальность обнаружения воздушной цели типа истребитель на средних и больших высотах — 120 км.

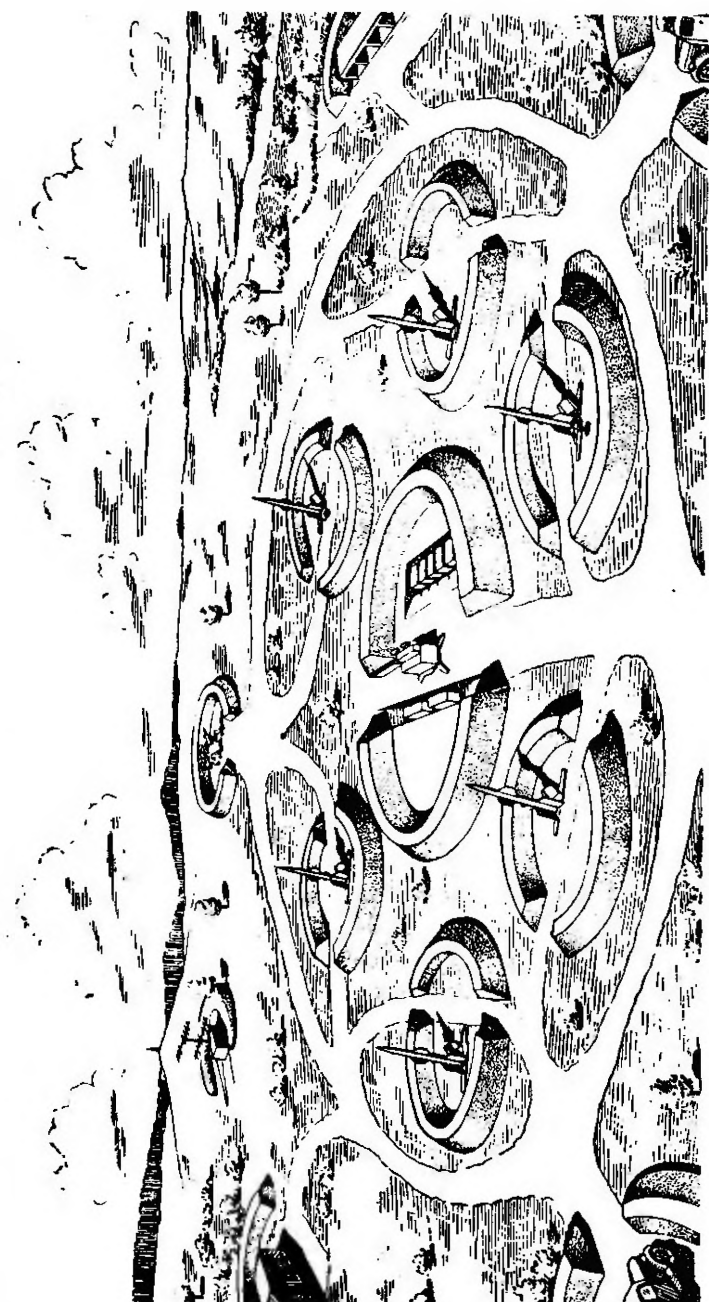


Рис. 1. Расположение комплекса на позиции

Дальность автоматического сопровождения — 70 км. ||

Огневые возможности комплекса обеспечивают поражение воздушных целей, входящих в зону поражения комплекса с любого направления как на встречных курсах, так и вдогон.

✓ 1. При стрельбе на встречных курсах:

— со скоростью до 640 м/сек (2300 км/ч) на активном участке полета ракеты и до 300 м/сек (1080 км/ч) при использовании пассивного участка полета ракеты;

— на высотах от 0,3 до 30 км;

— на дальностях от 12 до 40 км на активном участке полета ракеты и от 40 до 56 км при использовании пассивного участка полета ракеты;

— при курсовых углах встречи ракеты с целью от 0° до 70° при наведении ракеты на цель методом половинного спрямления и от 0° до 55° при наведении ракеты на цель методом трех точек;

— при максимальных курсовых параметрах цели до 35—36 км на активном участке полета ракеты и до 46 км при использовании пассивного участка полета ракеты.

✓ 2. При стрельбе вдогон:

— со скоростью до 420 м/сек (1500 км/ч);

— на высотах от 2 до 25 км;

— на дальностях от 12 до 40 км;

— при курсовых углах до 180°;

— при максимальных курсовых параметрах цели до 36—37 км на активном участке полета ракеты и до 46 км при использовании пассивного участка полета ракеты при скоростях цели до 280 м/сек.

✓ Кроме того, зенитный ракетный комплекс может вести стрельбу по радиолокационно-наблюдаемым наземным и надводным целям на дальностях от 10 до 40 км с задачами:

— уничтожения воздушных и морских десантов, скоплений живой силы и техники;

— уничтожения отдельных кораблей;

— разрушения военных и промышленных объектов.

В комплексе С-75М используется командная система телеуправления. Командная система управления обеспечивает высокую точность наведения и позволяет использовать два метода наведения ракеты на цель: метод половинного спрямления и метод трех точек. !

Возможность использования различных методов наведения облегчает решение таких вопросов, как стрельба по маневрирующим целям и целям, являющимся постановщиками активных помех. !

Принцип работы комплекса, использующего командную систему телеуправления, заключается в следующем. Станция наведения ракет, обнаружив цель в заданном направлении, определяет ее текущие координаты: наклонную дальность, относительные значения азимута и угла места. Используя данные о скоро-

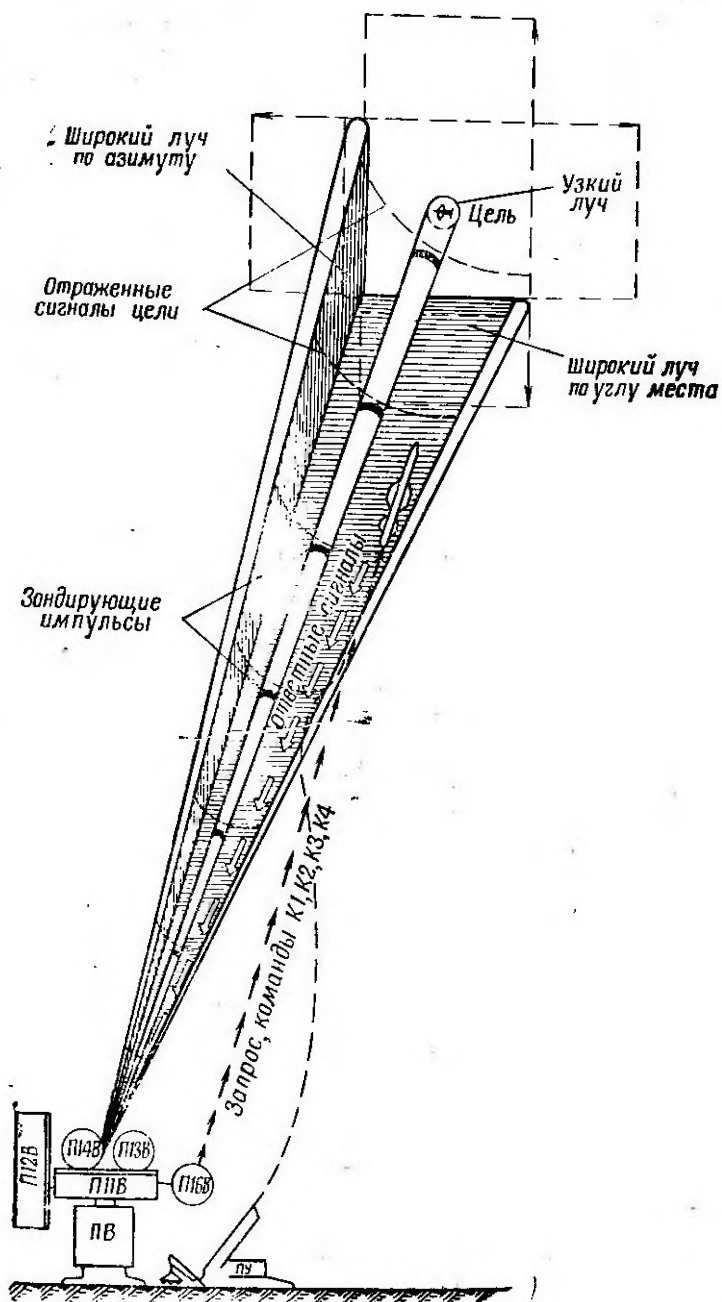


Рис. 2. Принцип работы комплекса

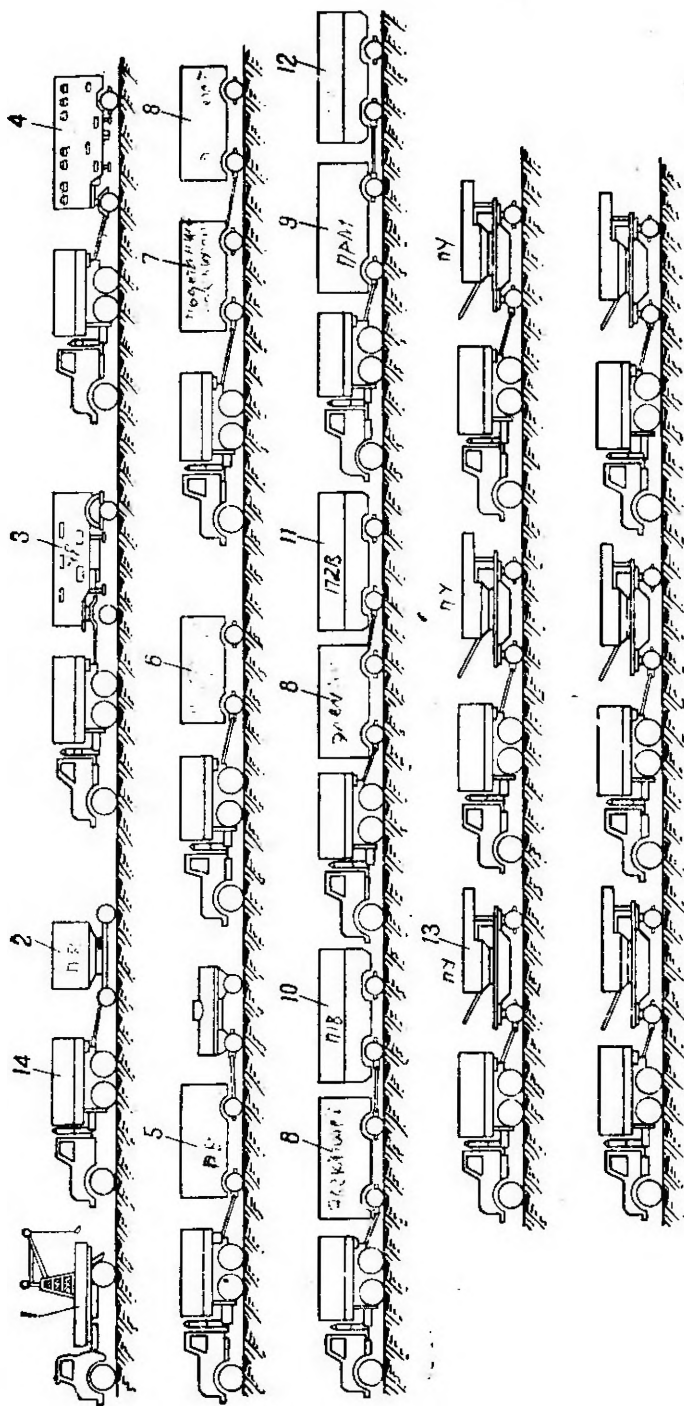


Рис. 3. Походное положение комплекса:

1 — кабелеукладчик; 2 — кабина ПВ; 3 — кабина АВ; 4 — кабина АВ; 5 — кабина АВ; 6 — подстанция подключения; 7 — подстанция подключения; 8 — электростанция; 9 — походная ремонтная мастерская; 10 — прицеп П1В; 11 — прицеп П2В; 12 — прицеп П3В; 13 — пусковая установка; 14 — тагац

сти цели и положении ее в пространстве, счетно-решающее устройство станции определяет границы зоны поражения и момент пуска ракет.

Пуск ракет производится с таким расчетом, чтобы встреча ракеты с целью произошла на дальней границе зоны поражения. После старта ракет станция наведения непрерывно излучает запросные импульсы (рис. 2). Установленные на ракетах ответчики излучают ответные импульсы, позволяющие определить текущие координаты ракет: наклонную дальность, относительные значения азимута и угла места.

В станции наведения ракет по разности координат цели и ракеты вырабатываются команды управления и разовые команды. Команды управления, передаваемые на борт ракеты, обеспечивают ее движение по траектории в соответствии с выбранным методом наведения. Разовые команды подаются для подготовки к работе радиовзрывателя и боевой части, а также для включения радиовзрывателя ракеты. Радиовзрыватель обеспечивает подрыв боевой части ракеты, которая своими осколками поражает цель.

Основными боевыми свойствами огневого комплекса являются:

- высокая вероятность поражения одной ракетой одиночной цели в границах зоны поражения;
- возможность обстрела цели двумя — тремя ракетами;
- возможность поражения маневрирующих целей;
- возможность поражения постановщиков радиопомех и целей, летящих под прикрытием помех;
- возможность стрельбы по групповой цели;
- способность к ведению огня в любых условиях погоды и в любое время года и суток;
- возможность передвижения комплекса с одной стартовой позиции на другую.

Для совершения марша материальная часть комплекса переводится из боевого положения в походное. Расположение комплекса в походном положении показано на рис. 3.

# ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

## МАТЕРИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ СТАНЦИИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ (СНР-75В)

---

### ГЛАВА I

## ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СТАНЦИИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ АППАРАТУРЫ

Станция наведения ракет предназначена для обнаружения целей, сопровождения выбранной для уничтожения цели и наведения на нее зенитных управляемых ракет.

Станция наведения ракет обеспечивает выполнение следующих основных задач:

- обнаружение целей по данным станции разведки и целеуказания или самостоятельно методом кругового или секторного поиска;
- ручное или автоматическое сопровождение цели, выбранной для уничтожения;
- пуск, «захват» и автоматическое сопровождение ракет;
- непрерывную выработку команд управления полетом ракет, наводимых на цель;
- выработку разовой команды на согласование области срабатывания радиовзрывателя с областью поражения боевой части ракеты;
- выработку разовой команды на дистанционное включение радиовзрывателя ракеты.

В состав станции наведения ракет входят следующие основные системы:

- антенно-фидерная;
- передающая;
- приемная;
- система синхронизации;
- индикаторная;
- система управления положением антенн, пусковых установок и горизонтальной метки дальности;
- координатная;
- система выработки команд (СВК);
- система селекции движущихся целей (СДЦ);

- радиопередатчик команд (РПК);
- аппаратура эксплуатационного контроля;
- автоматизированный прибор пуска;
- система питания.

Аппаратура станции размещена в трех кабинах: ПВ, УВ и АВ.

Приемно-передающая кабина (ПВ) содержит антенно-фидерную систему, передающую систему, высокочастотную часть приемной системы и электрический силовой привод антенн. Расположение аппаратуры кабины ПВ показано на рис. 4 и 5.

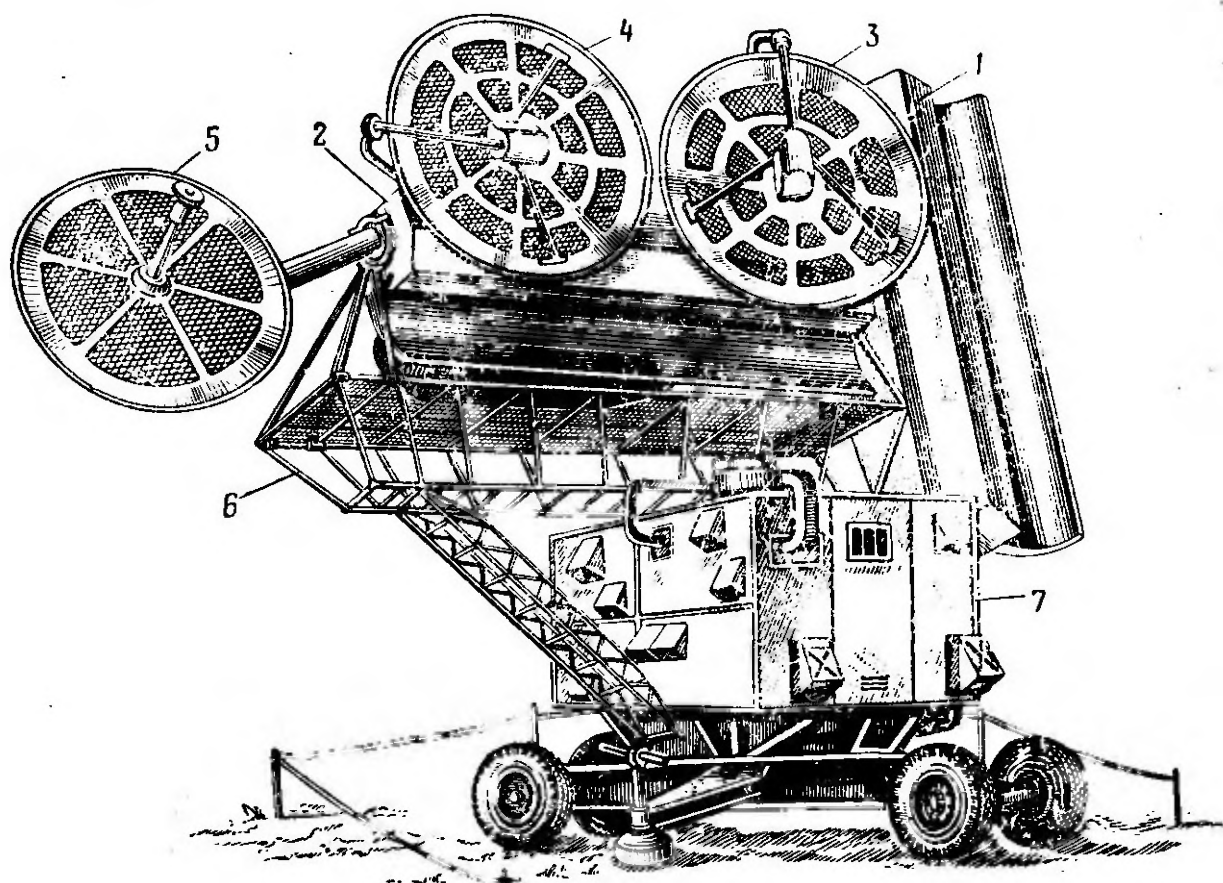


Рис. 4. Внешний вид кабины ПВ:

1 — антенна широкого луча по углу места (П12В); 2 — антенна широкого луча по азимуту (П11В); 3 — антенна узкого луча по углу места (П14В); 4 — антенна узкого луча по азимуту (П13В); 5 — антенна РПК (П16В); 6 — ферма; 7 — прицеп

Кабина управления (УВ) предназначена для размещения аппаратуры систем синхронизации, индикации, управления положением антенн, главных усилителей приемной системы цели, автоматизированного прибора пуска, имитационной аппаратуры и системы управления стартом. Кабина УВ является командным пунктом зенитного ракетного дивизиона. Размещение боевого расчета командного пункта дивизиона и расположение аппаратуры в кабине УВ показаны на рис. 6.

Аппаратная кабина (АВ) предназначена для размещения аппаратуры систем определения координат, выработки команд, селекции движущихся целей и радиопередатчика команд (рис. 8). Внешний вид кабин УВ и АВ одинаков (рис. 7).

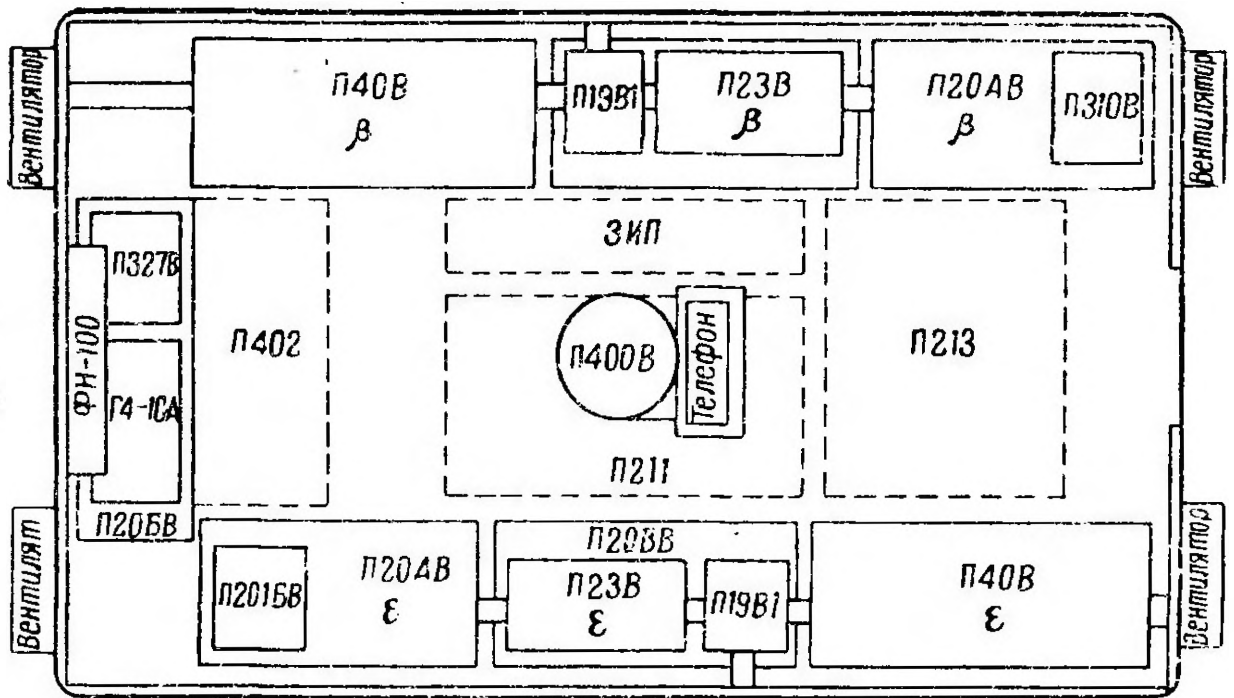
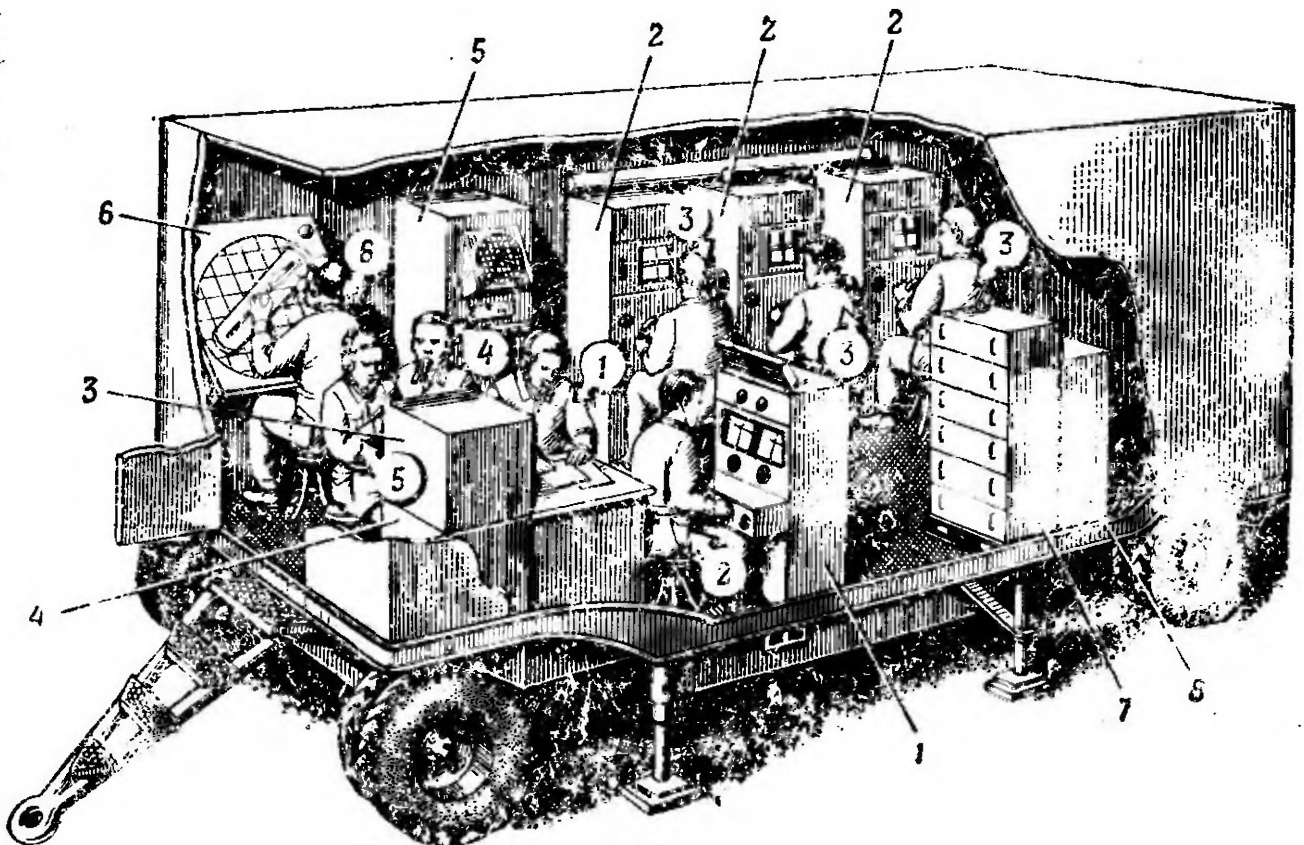


Рис. 5. Расположение аппаратуры в кабине ПВ:

П20АВε(β) — шкаф модулятора-генератора; П20ВВε(β) — шкаф высоковольтного выпрямителя; П20БВ — шкаф управления и контроля; П23Вε(β) — ферритовый переключатель; П40Вε(β) — шкаф высокочастотной части приемной системы; П201БВ — блок переключения режимов; П19В1 — переключатель УЗКИЙ — ШИРОКИЙ; П310В — пульт управления приводами; П213 — блок электромашинных усилителей; П211 — блок силового редуктора привода азимута; П400В — токосъемник; П327В — контрольный осциллограф; Г4-10А(ГСС-28М) — генератор стандартных сигналов; П402 — блок питания воздухом; ФН-100 — блок питания кабины напряжением 26 в



Боевой расчет: 1-командир дивизиона; 2-офицер наведения; 3-операторы РС; 4-оператор ГУС; 5-командир стартовой батареи; 6-планшетист

Рис. 6. Расположение боевого расчета и аппаратуры в кабине УВ:

1 — шкаф наведения (И60В); 2 — шкафы РС (И30АВ, И30БВ и И30ВВ); 3, 4 — блоки СУС и АПП (шкаф И80В); 5 — выносной индикатор кругового обзора (ВИКО); 6 — планшет; 7 — шкаф имитатора (И490В); 8 — ЦРЦ кабины

Мощность (кВт) МВ	75	125
на длину волны	0,9-1,0	0,2
на в. антенны	0,75	0,17
Сумма	0,8	0

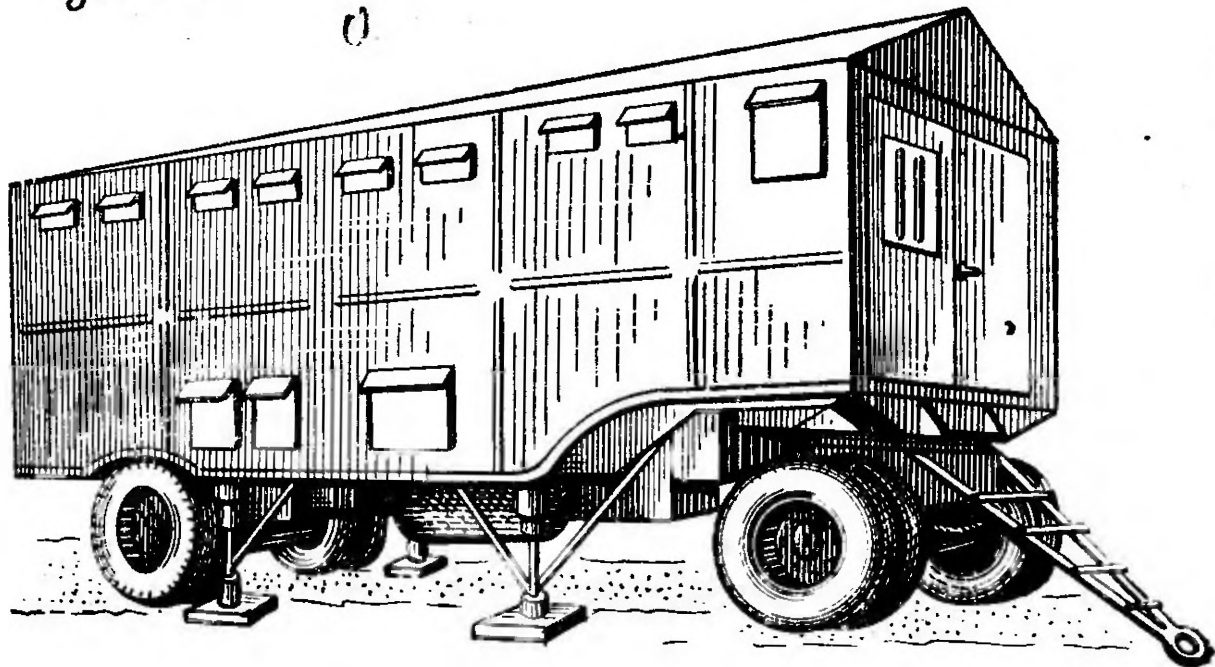


Рис. 7. Внешний вид кабины АВ

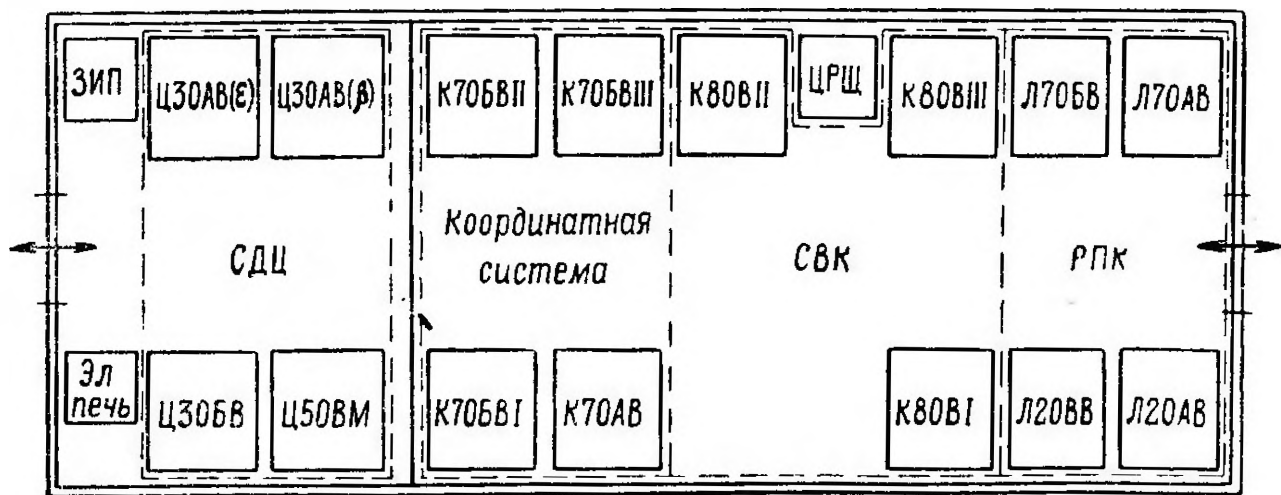


Рис. 8. Расположение аппаратуры в кабине АВ:

Ц30АВ(Е)(В) — шкаф вычитания; Ц30БВ — шкаф контроля и оконечных видеусилителей; Ц50ВМ — шкаф фазочувствительного приемного устройства; К70АВ — шкаф определения координат цели; К70БВ I, II, III — шкафы определения координат ракеты I, II, III каналов; Л20АВ — шкаф модулятора-генератора; Л20БВ — шкаф высоковольтного выпрямителя и управления; Л70АВ — шкаф шифратора; Л70БВ — шкаф контроля и питания шифратора; К80В I, II, III — шкафы выработки команд управления I, II, III каналов

## 2. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ СТАНЦИИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ

Дальности обнаружения и устойчивого сопровождения цели зависят от типа и высоты полета цели, условий и режима работы станции. Максимальные значения дальностей обнаружения и устойчивого сопровождения одиночных целей характеризуются величинами, приведенными в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

Тип самолета	Высота цели, км	Дальность обнаружения ( $D_{обн}$ ), км	Дальность автоматического сопровождения ( $D_{ас}$ ), км
Тяжелый бомбардировщик	10—12	150/110	120/90
Средний бомбардировщик	3	130/80	70/70
	8—12	130/90	80/80
Истребитель	3	110/70	65—55
	8—14	120/75	70—60

Примечание. В числителе — для режимов „Узкий луч“ ( $D_{обн}$ ) и „Подсвет“ ( $D_{ас}$ ); в знаменателе — для режима „Широкий луч“.

Групповая цель в зависимости от ее типа, состава и высоты полета может быть обнаружена в режиме «Узкий луч» на дальностях до 150 км и в режиме «Широкий луч» — до 100—130 км.

Сектор сканирования (качания) диаграмм направленности антенн визирования по азимуту и углу места составляет:

- в режиме «Узкий луч» — 7,5°;
- в режиме «Широкий луч» — 20°.

Частота сканирования лучей равна 16 гц. Обзор пространства по азимуту от 0° до 360°, по углу места — от 0° до 80° (без учета сканирования диаграммы направленности).

Импульсная мощность передатчика визирования 1 Мвт.

Импульсная мощность радиопередатчика команд 60 квт.

Частота повторения импульсов передатчиков:

- в режиме обнаружения (масштаб 150 км) — 920 гц;
- в режиме сопровождения (масштаб 75 км) — 1840 гц.

Длительность импульсов передатчиков визирования:

- при масштабе 150 км — 0,8 мксек;
- при масштабе 75 км — 0,4 мксек.

Разрешающая способность станции по дальности:

- при масштабе 150 км — 150 м;
- при масштабе 75 км — 75 м.

Разрешающая способность по угловым координатам 2°.

Для борьбы с радиопомехами станция имеет следующие средства защиты:

— аппаратуру селекции движущихся целей, обеспечивающую защиту от пассивных помех;

— скачкообразную перестройку рабочих частот станции и специальные схемы, обеспечивающие защиту от активных помех.

Габариты и вес кабин станции приведены в табл. 2.

Таблица 2

Наименование оборудования	Походное положение				Боевое положение			
	вес, кг	высота, мм	ширина, мм	длина, мм	вес, кг	высота, мм	ширина, мм	длина, мм
Кабина ПВ	10 860	3 500	2 500	6 700	15 300	7 950	10 000	7 360
Кабина УВ	13 000	3 290	2 500	9 500	13 000	3 290	2 500	9 500
Кабина АВ	14 000	3 290	2 500	9 500	14 000	3 290	2 500	9 500
Прицеп П1В	4 550	3 590	2 360	7 322	—	—	—	—
Прицеп П2В	5 350	3 590	2 360	7 322	—	—	—	—
Прицеп П3В	3 550	3 590	2 360	7 322	—	—	—	—

### 3. ПРИНЦИП РАБОТЫ СТАНЦИИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ

Аппаратуру станции наведения ракет можно разделить на две одинаковые самостоятельные части: аппаратуру плоскости азимута и аппаратуру плоскости угла места. Аппаратура плоскости азимута служит для определения координаты азимута цели ( $\beta_{ц}$ ) и ракеты ( $\beta_{р}$ ). Аппаратура плоскости угла места служит для определения координаты угла места ( $\epsilon_{ц}$  и  $\epsilon_{р}$ ). Координата дальности цели ( $r_{ц}$ ) определяется по сигналам одной из плоскостей. Координата дальности ракеты ( $r_{р}$ ) определяется только по сигналам плоскости угла места.

Приемно-передающая аппаратура станции, обеспечивающая получение электрических сигналов, по которым определяются координаты цели и ракеты, составляет аппаратуру радиовизирования.

Аппаратура станции, выполняющая задачу наведения ракеты на цель, относится к аппаратуре радиоуправления.

Упрощенная функциональная схема станции наведения ракет СНР-75В представлена на рис. 9.

Обнаружение цели производится по данным целеуказания с командного пункта или по данным о воздушной обстановке, отображенной на выносном индикаторе кругового обзора (ВИКО) станции разведки и целеуказания.

Установка антенн и пусковых установок в заданном направлении по азимуту и углу места осуществляется дистанционно с помощью синхронно-следящих приводов. Задающие элементы системы управления (блок наведения и блоки ручного сопровождения) расположены в кабине УВ, а исполнительная часть (электрический силовой привод) — в кабине ПВ и на пусковых установках.

Привод азимута вращает кабину ПВ вместе с антеннами по азимуту, а привод угла места приводит в движение антенны по углу места.

Наведение антенн (сектора обзора) станции в направлении на цель производится либо от штурвала блока переброса И67В, либо от штурвала блока наведения.

При наведении биссектрисы сектора обзора станции по ВИКО вращением штурвала блока переброса механическая риска совмещается с сигналом цели на индикаторе кругового обзора и включается режим «Переброс». Электрический привод азимута отработывает заданное рассогласование. Происходит быстрый разворот антенн в направлении на цель.

При наведении биссектрисы сектора обзора на цель с блока наведения оператор, вращая штурвал наведения по азимуту и углу места, совмещает вертикальные метки с сигналом цели на индикаторе наведения. Углы поворота штурвалов отработываются следящими приводами антенн.

В зависимости от точности целеуказания может быть включен режим поиска (круговой или секторный) в азимутальной плоскости.

Направление сектора качания может изменяться от  $0^\circ$  до  $360^\circ$  штурвалом наведения по азимуту.

Обзор пространства и обнаружение целей в СНР-75В может осуществляться в двух режимах — «Узкий луч» и «Широкий луч».

В соответствии с этим в станции имеются две пары антенн радиовизирования:

- антенны узкого луча (по азимуту и углу места);
- антенны широкого луча (по азимуту и углу места).

Каждая антенна визирования узкого луча формирует игольчатую диаграмму направленности, ширина которой по половинной мощности равна  $1,7^\circ$ .

Каждая антенна визирования широкого луча формирует диаграмму направленности в форме лепестка. Ширина диаграммы направленности по половинной мощности в плоскости качания луча равна  $1^\circ$  и в плоскости, перпендикулярной направлению движения,  $7^\circ$ .

Обнаружение целей на больших дальностях и целей с малой эффективной отражающей поверхностью производится в режиме «Узкий луч». В этом режиме два узких луча, шириной  $1,7^\circ$  каждый, сканируют (перемещаются) в секторе  $7,5^\circ$  по азимуту и углу места с частотой 16 гц (рис. 10, а).

Луч угломестной антенны перемещается в вертикальной плоскости снизу вверх, луч азимутальной антенны — в горизонтальной плоскости слева направо.

Излучение высокочастотных импульсов передатчиков и прием отраженных сигналов цели осуществляются антеннами узкого луча.

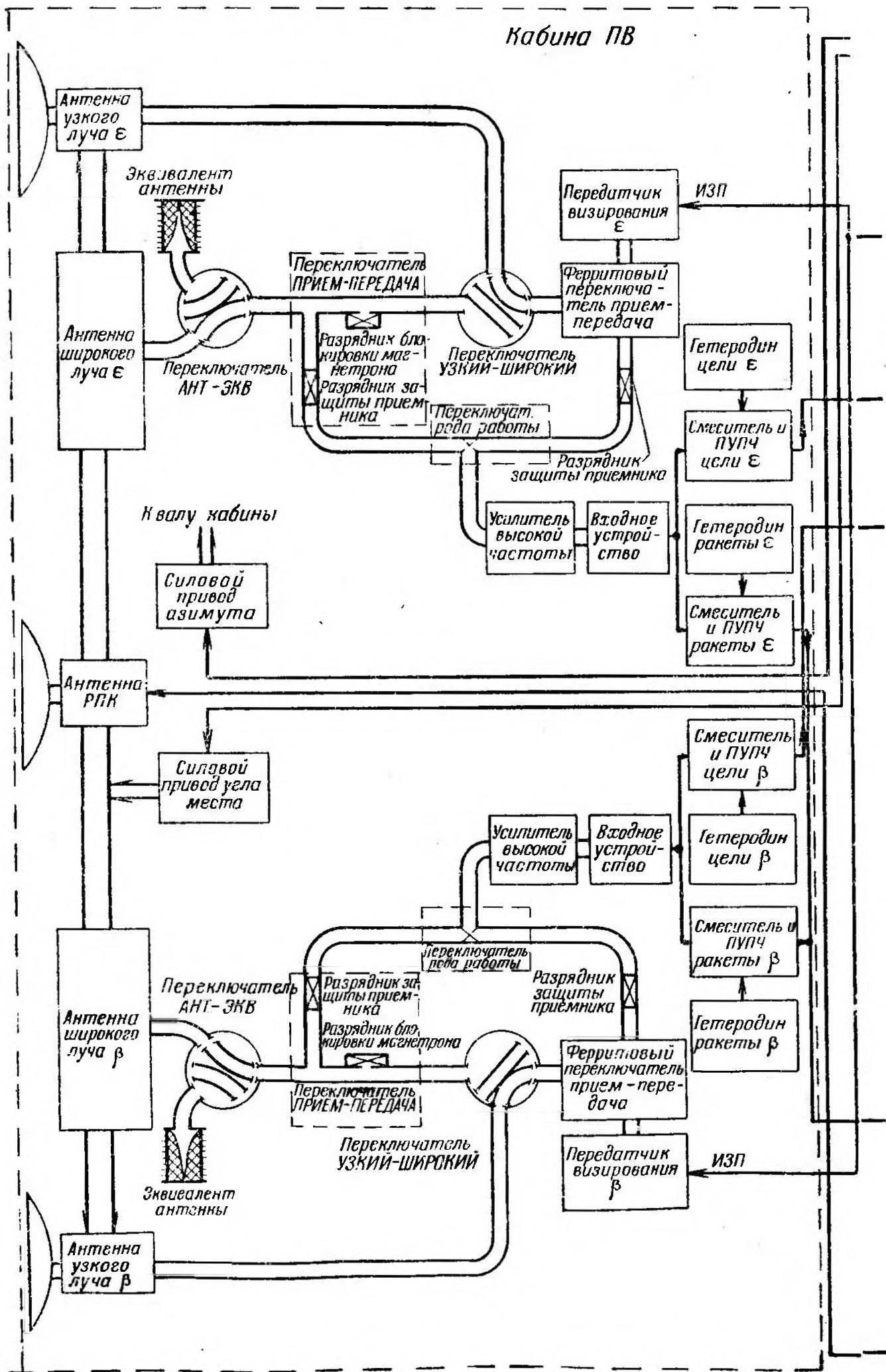
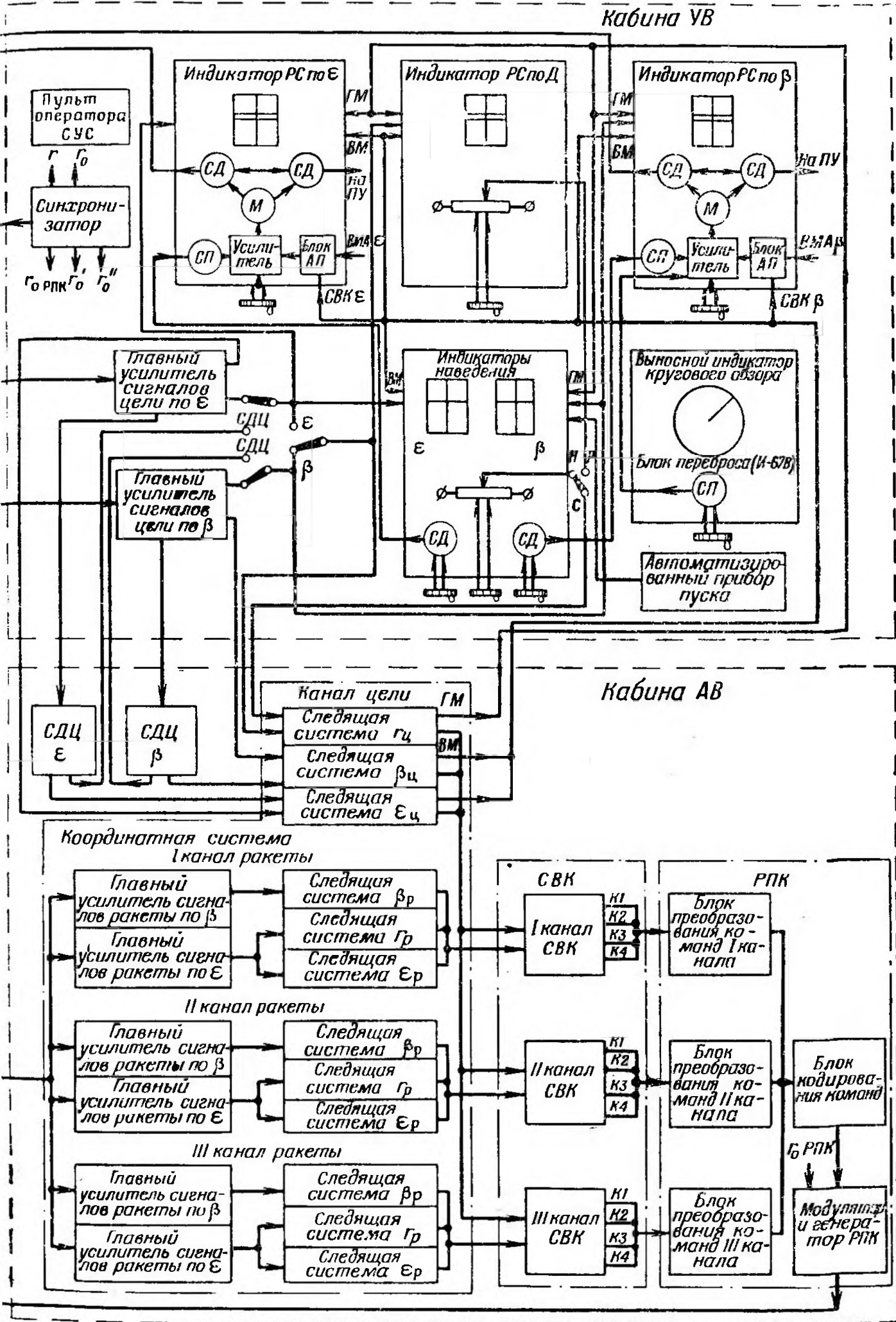


Рис. 9. Упрощенная функция



нальная схема SHP-75B

Цели, находящиеся на малых дальностях, можно обнаруживать в режиме «Широкий луч». В этом режиме осуществляется качание широких лучей в секторе  $20^\circ$  по азимуту и углу места (рис. 10, в).

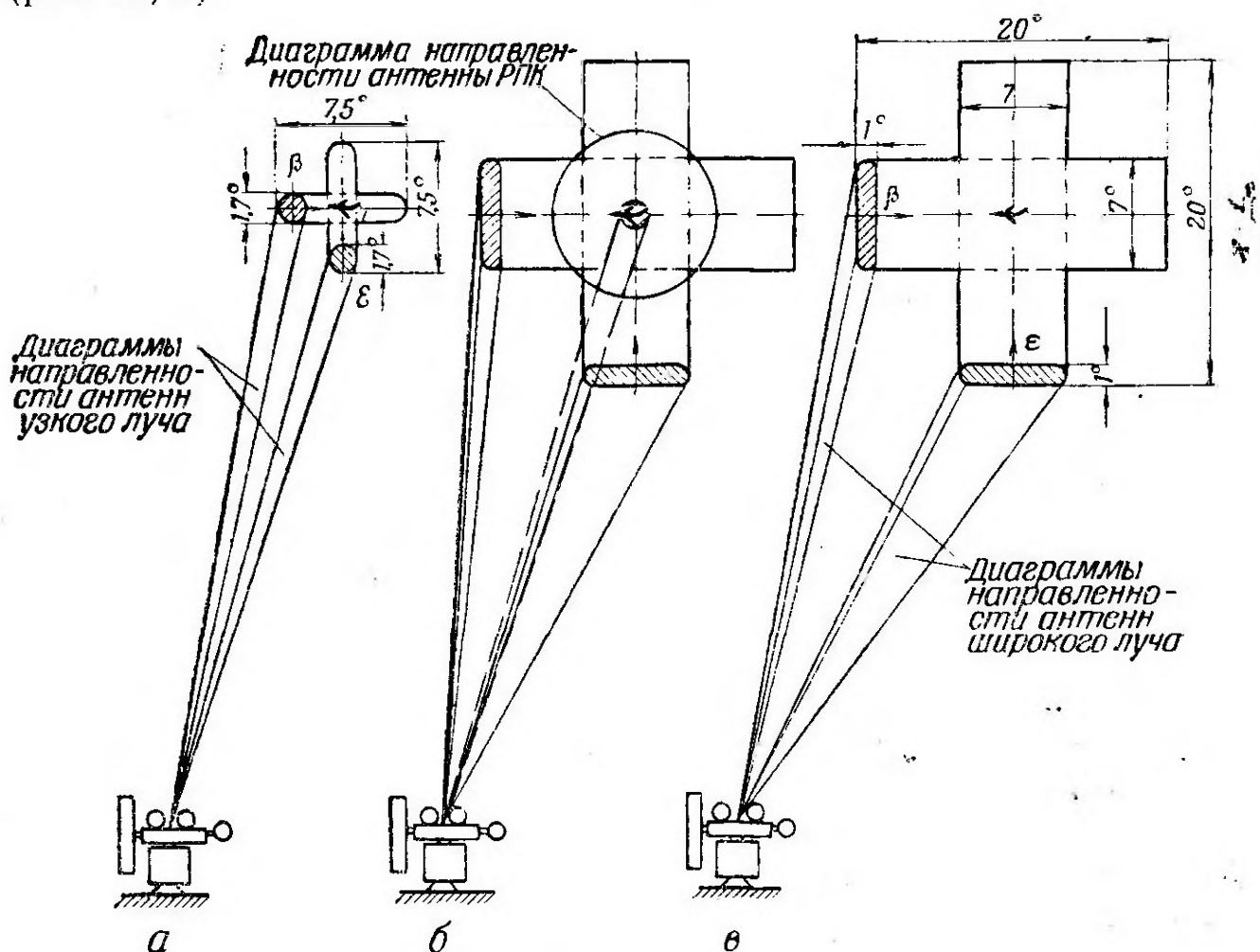


Рис. 10. Обзор пространства станцией в различных режимах:  
 а — режим «Узкий луч»; б — режим «Подсвет»; в — режим «Широкий луч»

Излучение импульсов высокой частоты и прием отраженных сигналов цели производятся антеннами широкого луча. Импульсы передатчика каждой плоскости поступают в антенну через ферритовый переключатель и переключатель УЗКИЙ — ШИРОКИЙ. Волноводный переключатель УЗКИЙ — ШИРОКИЙ позволяет подключить к передатчику антенну узкого или широкого луча.

Если цель находится в секторе сканирования, то в момент ее пересечения лучами антенн часть энергии зондирующих импульсов отразится от поверхности цели. Отраженные сигналы принимаются антеннами визирования.

В режиме «Узкий луч» сигналы, принятые антеннами узкого луча, через переключатель УЗКИЙ — ШИРОКИЙ, ферритовый переключатель и переключатель рода работы поступают на вход приемной системы.

В режиме «Широкий луч» принятые сигналы подаются на вход приемной системы через переключатель приема — передачи и переключатель рода работы.

В приемной системе отраженные импульсы усиливаются по высокой частоте, преобразуются в импульсы промежуточной частоты, усиливаются по промежуточной частоте и детектируются. После детектирования и усиления видеоимпульсы, характеризующие пространственное положение цели, подаются на индикаторы и на вход координатных блоков цели.

Видеоимпульсы цели могут поступать на входы индикаторной и координатной систем или непосредственно с главных усилителей сигналов цели, или с выхода системы селекции движущихся целей при работе станции в режиме СДЦ.

Отраженные от цели сигналы принимаются антеннами визирования в виде пачек импульсов. Пачки следуют с частотой сканирования, а импульсы в пачке — с частотой повторения импульсов передатчиков. Форма пачки импульсов будет воспроизводить форму диаграммы направленности антенны (рис. 11).

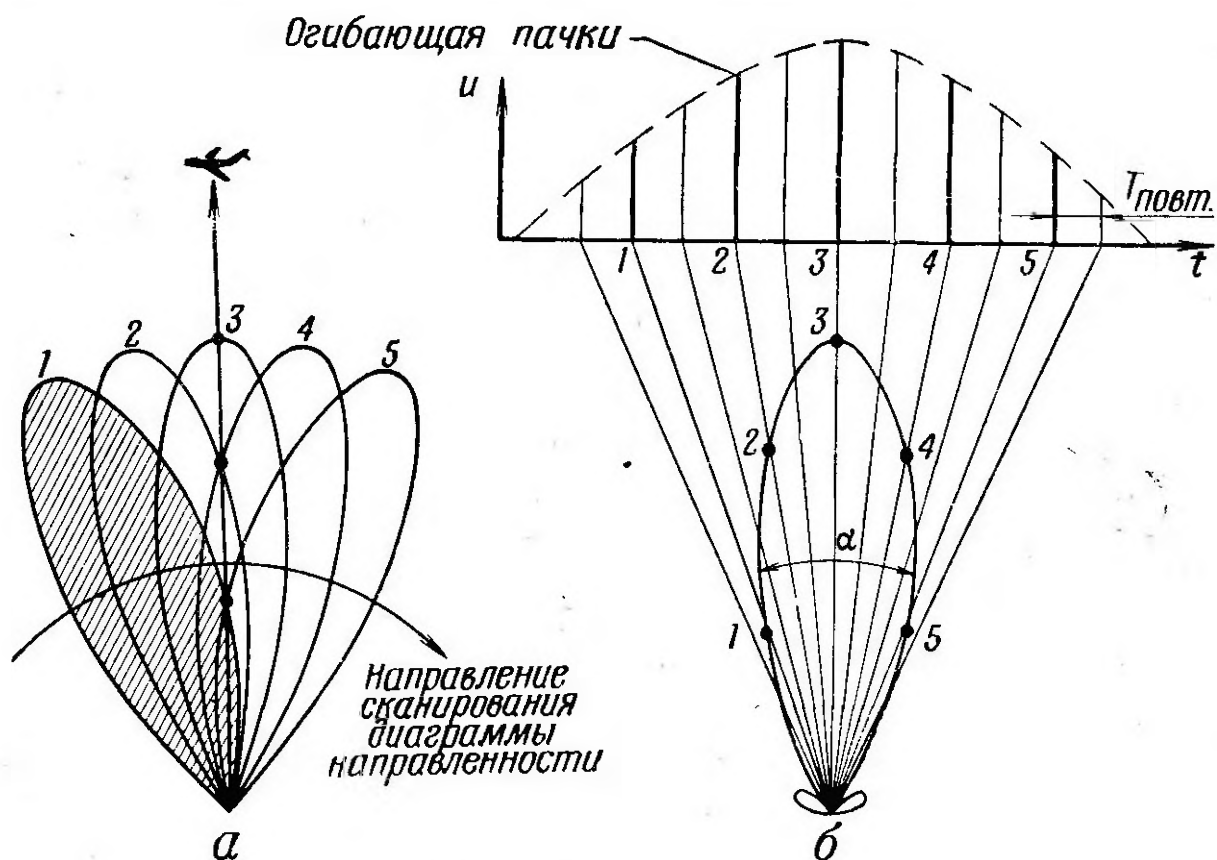


Рис. 11. Диаграмма направленности антенны и форма пачки импульсов: а — положения диаграммы направленности антенны при сканировании; б — изменение амплитуды сигнала на выходе приемной системы в зависимости от положения диаграммы направленности

Наблюдение воздушной обстановки в секторе обзора станции производится с помощью индикаторов, имеющих растровые развертки. Начало перемещения электронного луча снизу вверх (развертка дальности) соответствует моменту излучения зондирующего импульса передатчика.

Начало перемещения электронного луча слева направо (угловая развертка) соответствует началу движения луча антенны в секторе сканирования.

Таким образом, сектор обзора на индикаторе равен сектору сканирования антенны в пространстве ( $7,5^\circ$  или  $20^\circ$ ).

Под действием сигналов цели и ракеты, поступающих на индикаторы с выхода приемной системы, на экранах высвечиваются яркостные метки. Метки целей и ракет будут расположены на том месте экрана, которое соответствует положению цели и ракеты в секторе обзора станции по углам и дальности (рис. 12).

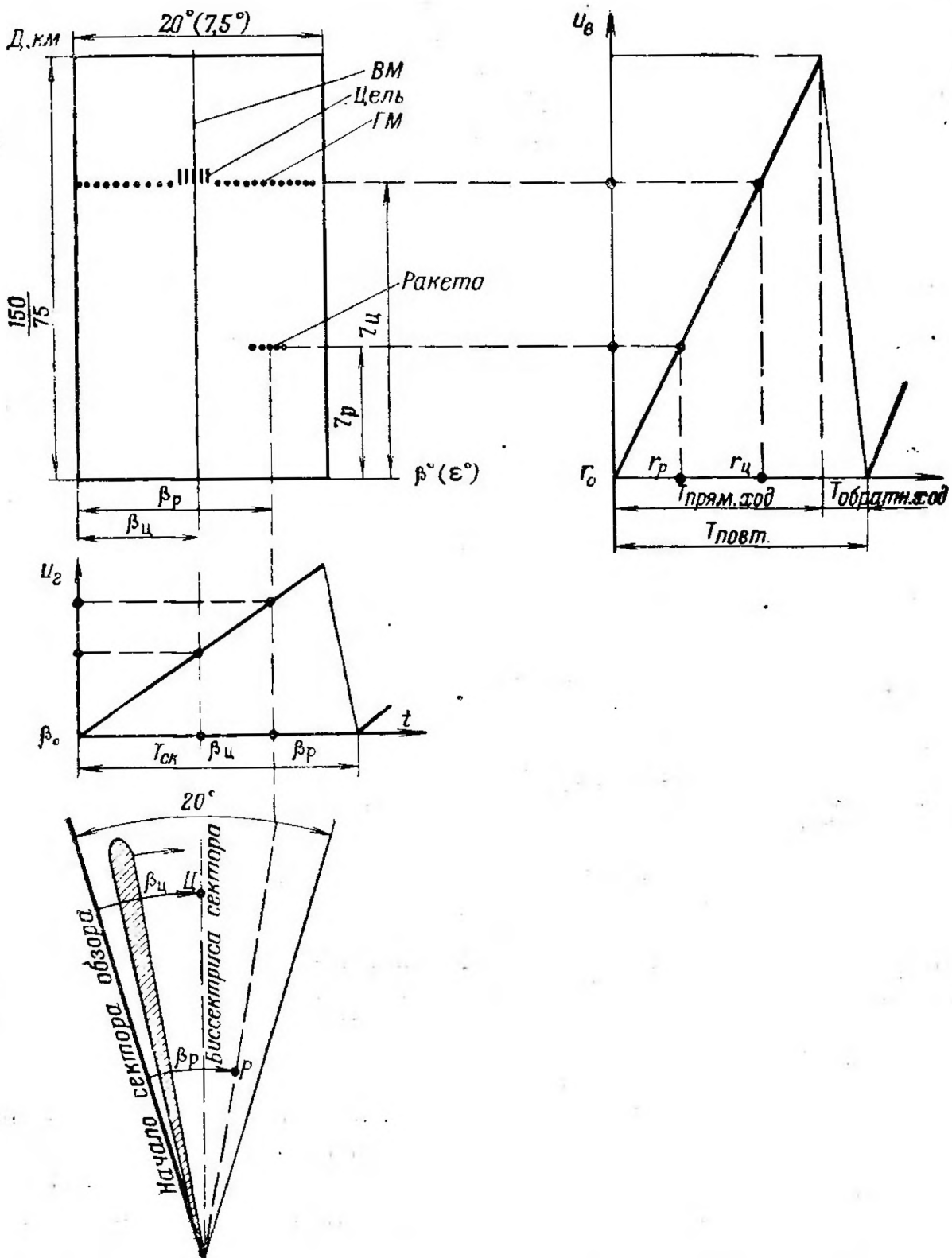


Рис. 12. Отображение цели и ракеты на экране индикатора:

$T_{повт}$  — период повторения импульсов передатчика;  $T_{ск}$  — период сканирования лучей антенны;  $u_в$  — пилообразное напряжение развертки дальности;  $u_2$  — пилообразное напряжение угловой развертки

СНР имеет пять индикаторов: два индикатора наведения (по азимуту и углу места) и три индикатора ручного сопровождения (по азимуту, углу места и дальности).

На каждом индикаторе (рис. 13) высвечиваются вертикальная (ВМ) и горизонтальная (ГМ) метки визирования цели. Они предназначены для наведения измерительных импульсов, характеризующих координаты цели, на выбранную цель и контроля сопровождения цели.

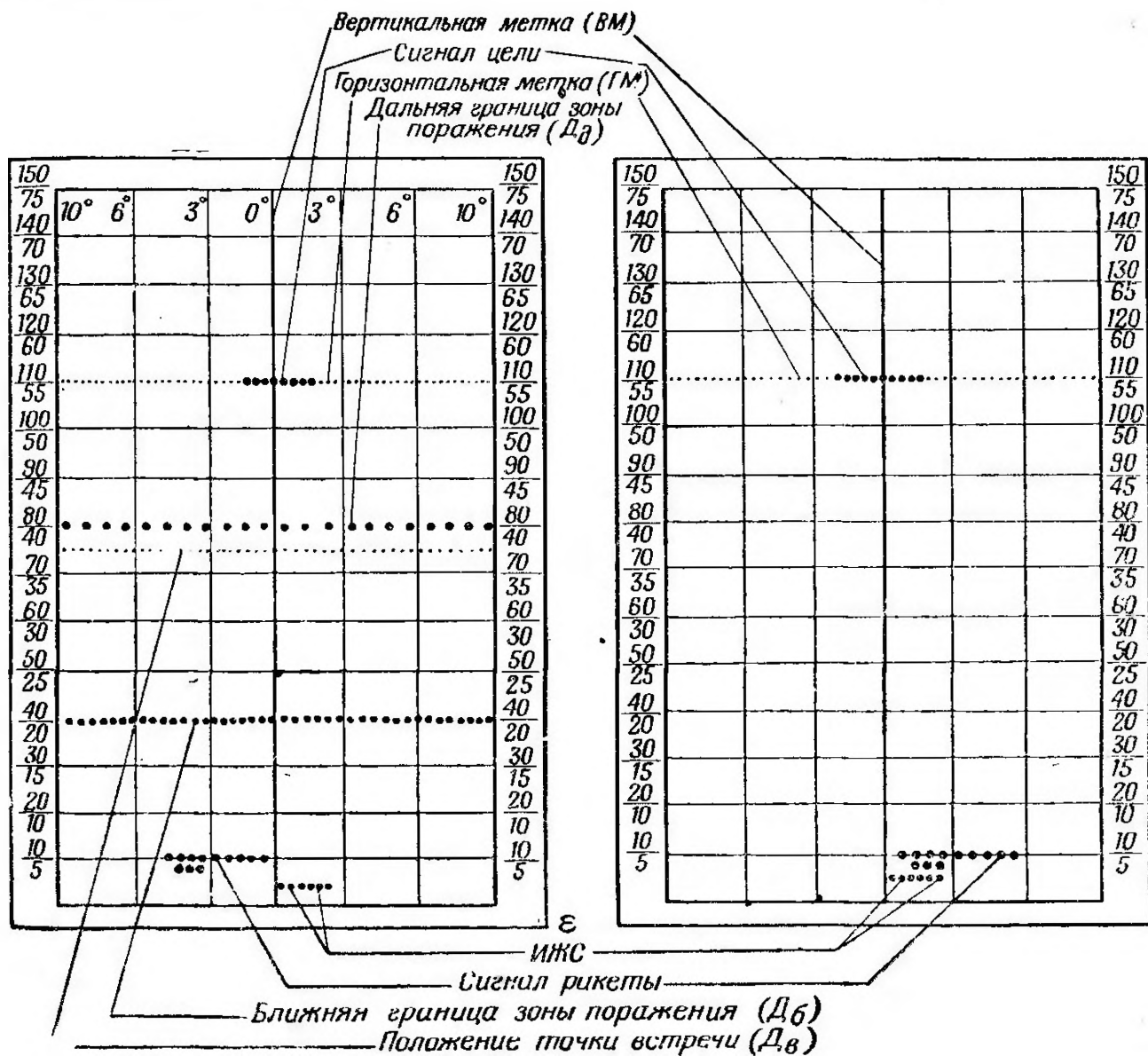


Рис. 13. Вид экранов индикаторов наведения

Оператор наведения, обнаружив на индикаторах наведения цель и управляя с помощью штурвалов наведения приводами антенн и импульсами сопровождения по дальности, наводит вертикальные и горизонтальные метки на отметку цели; при этом вертикальная метка на каждом индикаторе характеризует положение биссектрисы сектора сканирования, а горизонтальная метка — положение импульсов (стробов) сопровождения следящей системы дальности координатных блоков.

Координатная система вырабатывает текущие координаты в виде измерительных импульсов, временное положение которых

Относительно опорных напряжений определяет положение цели ( $r_{ц}$ ,  $\epsilon_{ц}$ ,  $\beta_{ц}$ ) и ракеты ( $r_{р}$ ,  $\epsilon_{р}$ ,  $\beta_{р}$ ) в относительной системе координат. Измерительные импульсы называют импульсами СВК, так как они являются входными данными для системы выработки команд.

Временное положение импульса  $r_{ц}$  относительно импульса запуска передатчика характеризует координату дальности цели. Импульсы  $r_{ц}$  по времени «привязаны» к горизонтальной метке (рис. 14).

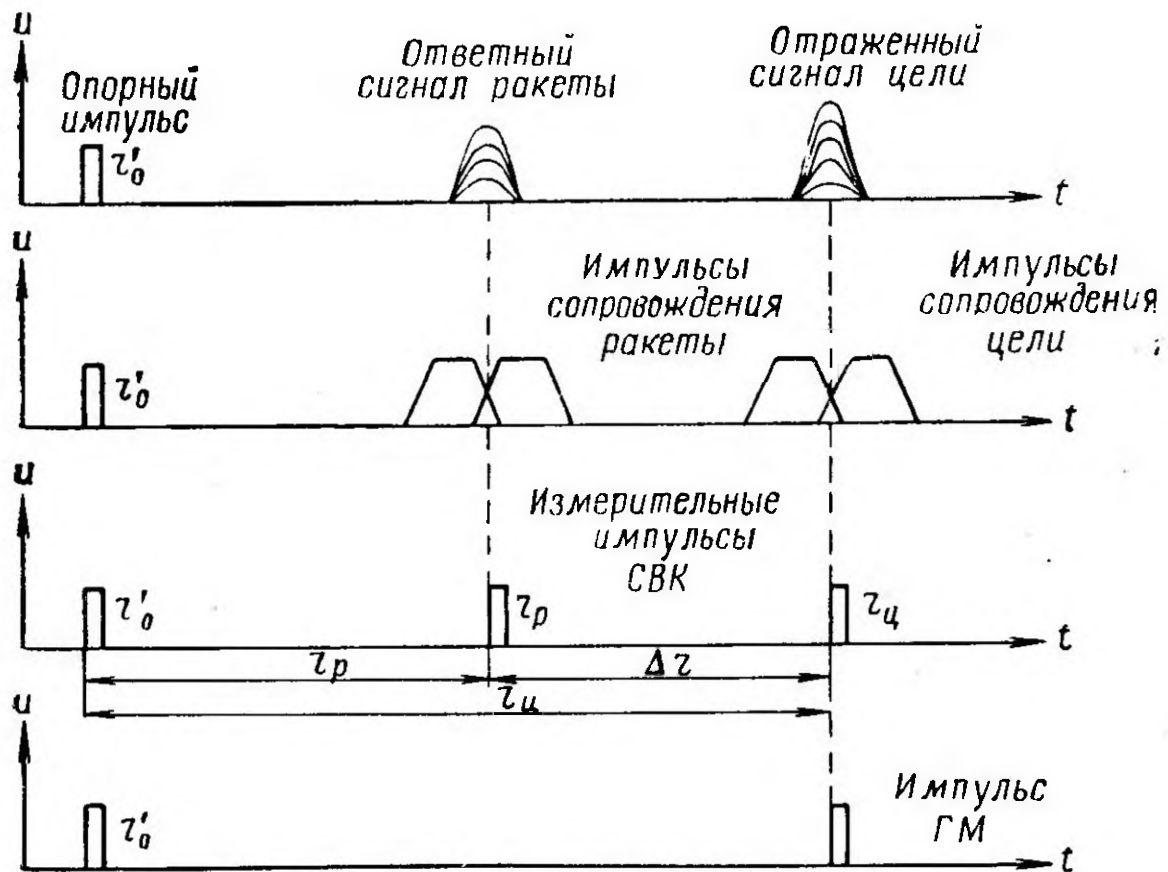


Рис. 14. Принцип определения координат дальности цели и ракеты

Временное положение импульсов  $\epsilon_{ц}$  ( $\beta_{ц}$ ) относительно начала движения луча антенны в секторе сканирования характеризует угловую координату цели (рис. 15). Угловые измерительные импульсы  $\epsilon_{ц}$  ( $\beta_{ц}$ ) «привязаны» к положению вертикальной метки на индикаторах.

Работа в режиме наведения считается законченной, если отметка от цели совмещена с перекрестием вертикальных и горизонтальных меток. Это означает, что импульсы сопровождения цели по дальности совмещены во времени с импульсом, отраженным от цели, импульсы сопровождения цели по угловым координатам совмещены с пачкой видеоимпульсов цели и биссектриса сектора сканирования станции направлена на цель.

По окончании работы в режиме наведения оператор наведения перемещением штурвалов от себя передает управление сектором обзора операторам ручного сопровождения (РС). Затем

выдает команду на пусковые установки для их синхронизации с антеннами станции.

Сопровождение цели может осуществляться автоматически или вручную. Режим РС используется при сопровождении групповой цели и при наличии помех. Операция ручного сопровождения сводится к непрерывному совмещению с помощью штурвалов РС центра отметки цели с перекрестием ВМ и ГМ.

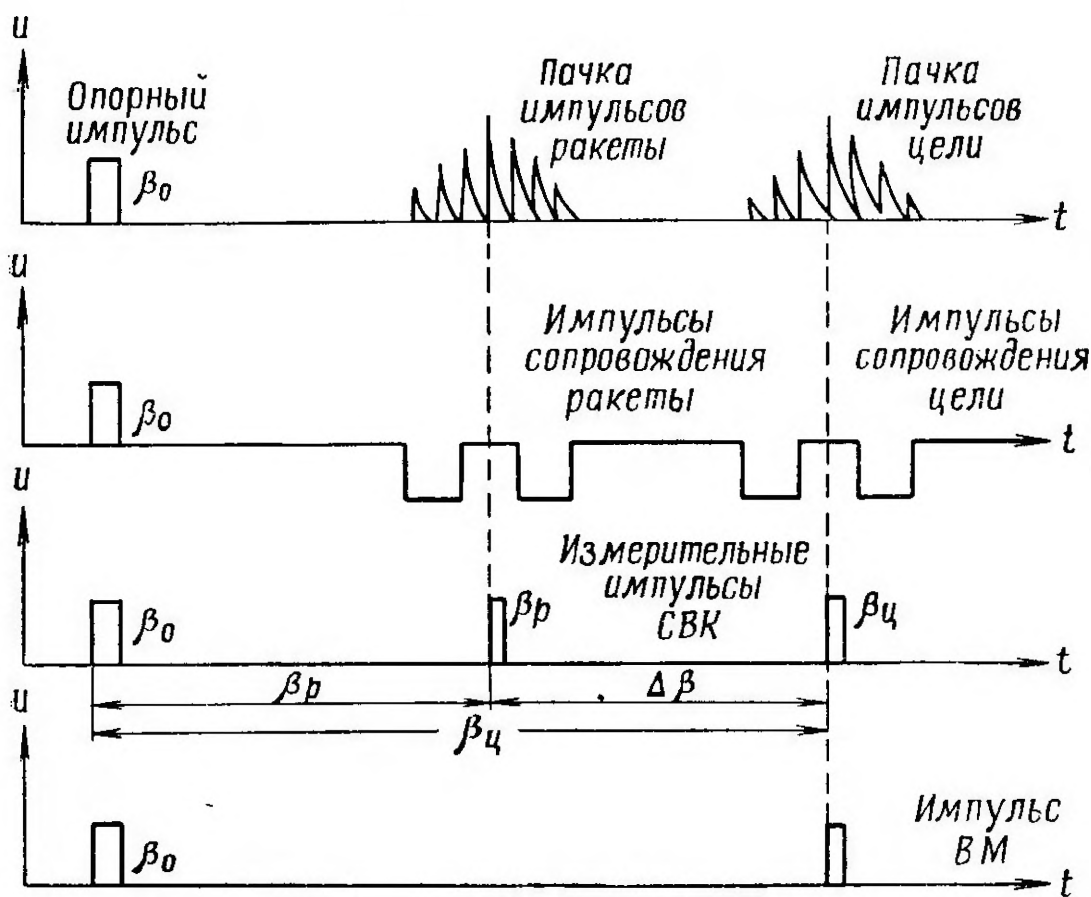


Рис. 15. Принцип определения угловых координат цели и ракеты

В этом режиме на индикаторах РС из всей дальности наблюдается 5-км участок, на котором находится цель. Более крупный масштаб дальности позволяет точнее выполнить задачу совмещения меток визирования с сигналом цели. Поворотом штурвалов РС задается скорость перемещения антенн по азимуту и углу места, примерно равная угловой скорости движения цели, так, чтобы вертикальные метки совпадали с сигналом цели.

При работе станции в режиме «Узкий луч» может применяться только ручное сопровождение цели. После включения режима РС при приближении цели к станции оператор наведения переводит станцию из режима «Узкий луч» в режим «Подсвет» или «Широкий луч».

Режим «Подсвет» является основным режимом работы станции, так как он обеспечивает максимальное использование зоны поражения комплекса.

Режим «Широкий луч» является вспомогательным режимом работы и применяется в следующих случаях:

- при переносе огня на цель, находящуюся на дальности менее 80 км;
- при стрельбе по целям, летящим на высотах менее 5 км;
- при неисправности канала «Узкий луч».

При переходе в режим «Подсвет» прекращается сканирование узких лучей. Максимумы диаграмм направленности антенн узкого луча фиксируются в направлении биссектрисы сектора сканирования широких лучей (рис. 10, б). В режиме «Подсвет» излучение высокочастотных импульсов передатчиков осуществляется антеннами узкого луча, а прием отраженных от цели сигналов — антеннами широкого луча, диаграммы направленности которых сканируют в секторе  $20^\circ$ . «Подсвечивание» цели узким лучом повышает дальность ее устойчивого сопровождения.

При достаточном уровне сигнала и отсутствии помех включается режим АС; при этом горизонтальные и вертикальные метки визирования и связанные с ними измерительные импульсы СВК совмещаются с импульсами цели автоматически по всем координатам.

Для предотвращения потери цели вследствие выхода ее из пределов узкого луча необходимо производить подслеживание по азимуту и углу места, удерживая отметку цели и связанные с ней вертикальные метки в центре экрана, т. е. совмещая биссектрису сектора сканирования с направлением на цель.

В СНР-75В подслеживание осуществляется как вручную операторами РС (РП), так и автоматически (АП). Автоматическое подслеживание применяется при сопровождении одиночных целей на высотах более 5 км, а ручное подслеживание — на высотах менее 5 км.

Станция имеет в своем составе автоматизированный прибор пуска, который определяет границы зоны поражения, а также упрежденную дальность до точки встречи ракеты с целью. Положение границ зоны поражения и дальность до точки встречи отображаются на экране индикатора наведения светящимися горизонтальными метками. Эти метки дают возможность оператору наведения определить момент пуска ракеты. В момент совпадения на индикаторе наведения горизонтальной метки дальности до точки встречи с горизонтальной меткой дальней границы зоны поражения оператор производит пуск ракеты.

Пусковые установки связаны с антеннами станции синхронно-следящими приводами. Эта связь обеспечивает встреливание ракеты в сектор сканирования станции.

Импульсами радиопередатчика команд производится запрос установленного на ракете ответчика. Сигналы ответчика ракеты принимаются антеннами визирования широкого луча и поступают на входы приемных устройств. После усиления и преобразо-

вания сигналы подаются в кабину АВ на главные усилители сигналов ракет. Видеоимпульсы ракеты с выхода главных усилителей поступают на индикаторы наведения кабины УВ для наблюдения полета ракеты и в координатную систему для выработки координат ракеты.

Задача наведения и автоматического захвата сигналов ракеты следящими системами облегчается тем, что пуск ракеты производится в определенном направлении и место ее старта известно. Это дает возможность определить координаты любой точки траектории полета ракеты, через которую она проходит в определенный момент времени. Соответственно координатам выбранной точки в следящих системах канала ракеты заранее устанавливаются временные задержки импульсов сопровождения ракеты. В этом вполне определенном исходном положении импульсы сопровождения (стробы) как бы ожидают прихода импульсов ответчика ракеты и поэтому называются ждущими стробами. Ждущие стробы изображаются на экранах индикатора наведения в виде горизонтально расположенных светящихся меток (рис. 13).

В станции СНР-75В ждущие стробы устанавливаются на дальности 2100 м. Длительность ждущих стробов по дальности соответствует 300 м, а по азимуту и углу места они перекрывают весь сектор сканирования широких лучей.

При вхождении сигнала ответчика в ждущие стробы (примерно на шестой секунде полета) происходит захват ракеты следящими системами. Начинается автосопровождение ракеты. Автоматическое сопровождение ракет контролируется с помощью меток индикации ждущих стробов (ИЖС) на экранах индикаторов наведения. Если ракета сопровождается, то метки данного канала управления перемещаются по дальности и углам вместе с сигналом ракеты.

Измерительные импульсы следящих систем ракеты ( $r_p, \epsilon_p, \beta_p$ ), так же как и измерительные импульсы следящих систем цели ( $r_c, \epsilon_c, \beta_c$ ), поступают на систему выработки команд.

Система выработки команд по разности текущих координат цели и ракеты ( $\Delta r, \Delta \epsilon, \Delta \beta$ ) вырабатывает команды управления (К1 и К2) полетом ракеты в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

С выхода СВК команды управления в виде медленно меняющихся напряжений поступают в радиопередатчик команд. Радиопередатчик команд обеспечивает преобразование и кодирование команд. С выхода РПК команды в виде импульсов высокой частоты поступают в антенну радиопередатчика команд (кабина ПВ).

Антенна РПК имеет диаграмму направленности игольчатой формы шириной 10—14,5° и облучает весь сектор обзора станции без качания луча (рис. 10, б).

Принятые на борт ракеты команды управления усиливаются, дешифрируются и подаются на автопилот для управления полетом. Под воздействием команд ракета наводится на цель.

Ракета снабжена боевым зарядом, подрыв которого производится радиовзрывателем. Для согласования области срабатывания радиовзрывателя с областью поражения боевой части при различных скоростях сближения ракеты с целью подается разовая команда К4.

Для включения радиовзрывателя на определенном расстоянии ракеты от цели подается разовая команда К3.

Разовые команды К3 и К4 вырабатываются СВК, кодируются радиопередатчиком команд и излучаются антенной РПК в направлении полета ракеты.

При входе цели в область срабатывания радиовзрывателя происходит подрыв боевой части и цель поражается.

## ГЛАВА II АНТЕННО-ФИДЕРНАЯ СИСТЕМА

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Антенно-фидерная система предназначена для направленного излучения высокочастотной электромагнитной энергии и приема отраженных от целей сигналов и сигналов ответчиков ракет.

В состав антенно-фидерной системы станции входят:

- антенно-волноводная система узкого луча;
- антенно-волноводная система широкого луча;
- антенно-фидерная система РПК.

Антенно-волноводная система узкого луча включает антенну визирования узкого луча по азимуту (П13В), антенну визирования узкого луча по углу места (П14В) и волноводный тракт.

Антенны узкого луча формируют диаграммы направленности игольчатого типа шириной по уровню половинной мощности, равной  $1,7^\circ$ .

Антенно-волноводная система широкого луча включает антенну визирования широкого луча по азимуту (П11В), антенну визирования широкого луча по углу места (П12В) и волноводный тракт.

Антенны широкого луча формируют диаграммы направленности в форме лепестка. Ширина диаграммы направленности в плоскости сканирования  $1^\circ$  и в плоскости, перпендикулярной плоскости сканирования,  $7^\circ$ .

Антенна радиопередатчика команд (П16В) формирует диаграмму направленности игольчатой формы с круговой поляризацией. Ширина диаграммы направленности  $10-14,5^\circ$ . Высокочастотная энергия от передатчика команд, расположенного в кабине АВ, поступает в антенну по коаксиальному кабелю.

### 2. ПРИНЦИП РАБОТЫ И УСТРОЙСТВО АНТЕННЫ ВИЗИРОВАНИЯ УЗКОГО ЛУЧА

Антенна визирования узкого луча представляет собой круглый параболический рефлектор, в фокусе которого расположено сканирующее устройство.

Сканирующее устройство является облучателем рефлектора и предназначено для осуществления электрического качания луча.

Принцип формирования игольчатых диаграмм направленности такими антеннами основан на фокусирующих свойствах параболоида и хорошо известен из оптики. Качание луча в пространстве осуществляется электрическим способом, т. е. при неподвижных антеннах. С помощью сканирующего устройства смещается точка облучения рефлектора. В результате изменения положения точки облучения рефлектора луч антенны будет перемещаться в пространстве. На рис. 16 показан ход лучей, отраженных от параболоида, для различных положений точки облучения.

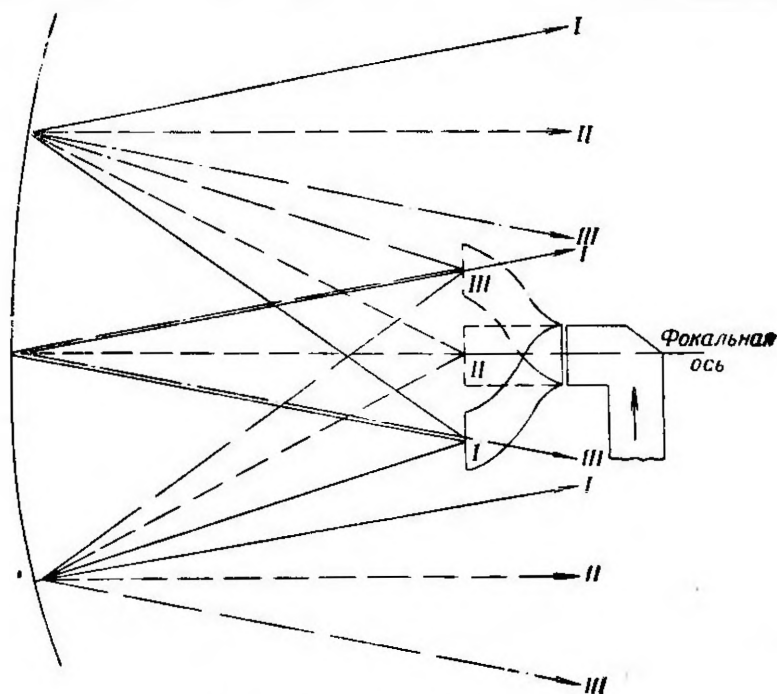


Рис. 16. Принцип качания узкого луча

Сканирующее устройство состоит из сканирующей головки, запитывающего волновода, электродвигателя с редуктором и механизмом останова (рис. 17).

Сканирующая головка образована из 75 рупорных облучателей. Рупорные волноводы расположены радиально, при этом их выходные концы образуют винтовую линию. Электромагнитная энергия поступает в рупоры головки через запитывающий волновод. Сканирующая головка вращается электродвигателем через редуктор со скоростью 900 об/мин (16 гц). При вращении головки электромагнитная энергия из запитывающего волново-

да будет поступать только в тот рупор, который в данный момент находится у неподвижного запитывающего волновода. Так как положение рупорных облучателей по отношению к фокальной оси при вращении меняется, облучение рефлектора происходит из различных точек. Вследствие этого формируемый рефлектором луч перемещается в пространстве.

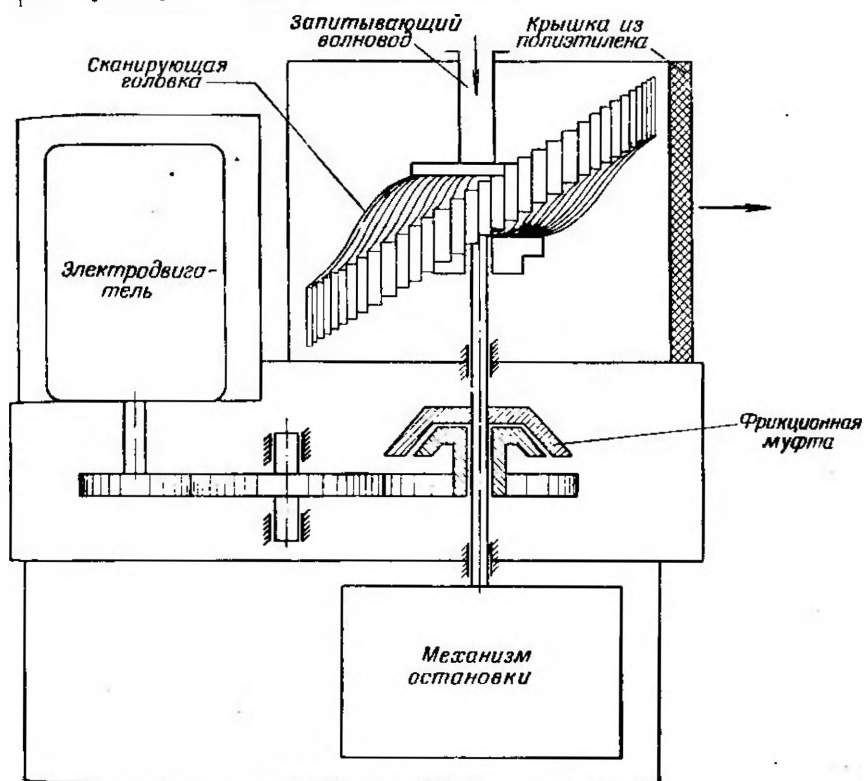


Рис. 17. Сканирующее устройство антенны визирования узкого луча

Для получения электрических импульсов, соответствующих по времени положению луча в начале, на биссектрисе и в конце сектора сканирования, в сканирующем устройстве установлены три индукционных датчика (три катушки и магнит). Катушки установлены на неподвижной части, а магнит — на вращающейся. При прохождении магнита мимо катушки в ней возникает электрический импульс. Импульсы начала и конца бланка (рис. 21) используются для бланкирования (выключения) передатчика на время обратного хода, для запуска и срыва угловых разверток индикаторов. Импульс, соответствующий биссектрисе сектора сканирования, используется для получения вертикальных меток (ВМА) на экранах индикаторов.

В режиме «Подсвет» электродвигатель сканирующего устройства выключается. Механизм остановки останавливает сканирующую головку в таком положении, при котором луч антенны направлен по биссектрисе сектора обзора.

Для повышения пробивной прочности и уменьшения влияния внешних климатических условий внутренняя полость сканирующего устройства и волноводный тракт узкого луча наполняются воздухом с избыточным давлением 1,4 атм.

### 3. ПРИНЦИП РАБОТЫ И УСТРОЙСТВО АНТЕННЫ ВИЗИРОВАНИЯ ШИРОКОГО ЛУЧА

Антенна визирования широкого луча состоит из следующих основных частей (рис. 18):

- металловоздушной линзы, создающей плоский фронт волны в раскрыве антенны и формирующей диаграмму направленности в плоскости вектора  $H$ ;
- выходного рупора, являющегося облучателем рефлектора;
- рефлектора, формирующего диаграмму направленности в плоскости вектора  $E$ ;
- улитки с первичным облучателем, предназначенным для электрического качания луча.

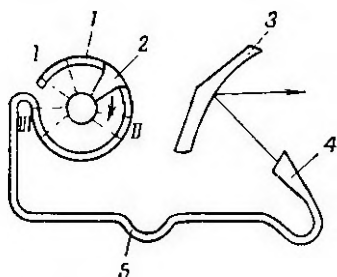


Рис. 18. Элементы антенны визирования широкого луча: 1 — улитка; 2 — облучатель; 3 — рефлектор; 4 — выходной рупор; 5 — линза

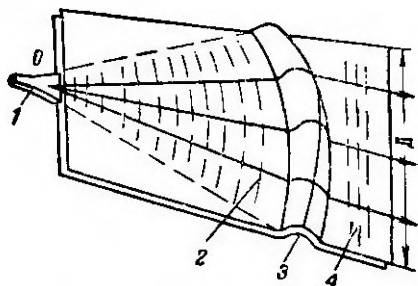


Рис. 19. Форма складки линзы: 1 — облучатель; 2 — цилиндрическая волна; 3 — складка; 4 — плоская волна

Для получения узкой диаграммы направленности необходимо создать широкий плоский синфазный фронт волны в плоскости раскрыва антенны. Это достигается применением металловоздушной линзы, что и определило название антенны — металловоздушная линзовая антенна с качанием луча.

Металловоздушная линза представляет собой две параллельные изогнутые металлические поверхности, между которыми распространяется электромагнитная энергия. Использование изогнутых металлических поверхностей для фокусирования электромагнитной энергии основано на том, что распространение электромагнитной энергии между ними подчиняется законам, аналогичным законам оптики.

Форма складки линзы (рис. 19) выбрана такой, что пути всех лучей, исходящих из точки  $O$ , до раскрыва рупора будут одинаковыми. Поэтому в плоскости раскрыва получается плоский синфазный фронт волны. Линейный размер выходного рупора, равный ширине линзы ( $D$ ), обеспечивает получение диаграммы направленности шириной  $1^\circ$  в плоскости качания луча. Диаграмма направленности в перпендикулярной плоскости формируется с помощью выходного рупора и рефлектора. Выходной рупор является облучателем рефлектора. Размеры раскрыва рефлектора обеспечивают формирование диаграммы направленности шириной  $7^\circ$ .

Для обеспечения сканирования, т. е. качания луча в пространстве в пределах  $20^\circ$ , необходимо первичный облучатель перемещать по дуге окружности  $MON$  (рис. 20). При смещении облучателя из фокуса линзы меняется направление распространения лучей, поступающих на вход линзы. Это приводит к изменению положения фронта волны на выходе линзы, а соответственно и максимума диаграммы направленности антенны.

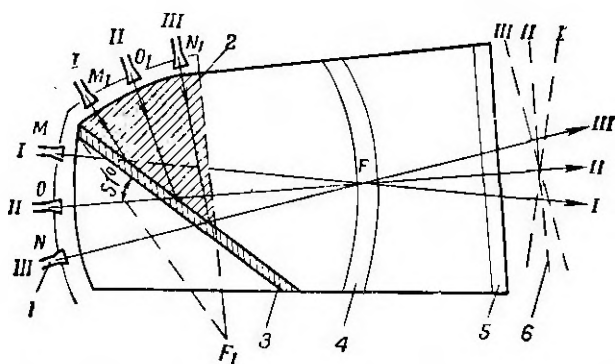


Рис. 20. Развертка антенны визирования на плоскости:  
 1 — облучатель; 2 — улитка; 3 — зеркало; 4 — линза; 5 — выходной рупор; 6 — фронт волны

Чтобы заменить поступательно-возвратное движение облучателя более удобным вращательным движением, под углом  $51^\circ$  к оси линзы установлено плоское зеркало. Зеркало представляет собой металлическую стенку, поставленную между поверхностями, которая отражает падающую на него энергию. Движение облучателя по дуге  $M_1O_1N_1$  при наличии зеркала равноценно перемещению по дуге  $MON$  при отсутствии зеркала. Часть плоскости, заштрихованная на рис. 20, сворачивается в конус с вершиной в точке  $F_1$ . Образуется так называемая улитка. Дуга  $M_1O_1N_1$  перейдет в окружность. По этой окружности у основания конуса (торец улитки) вращается со скоростью  $900 \text{ об/мин}$  первичный рупорный облучатель, чем и достигается качание луча.

При переходе облучателя из положения III в положение I (обратный ход) передатчик выключается (бланкируется) и излучения энергии не происходит.

Передача высокочастотной энергии из неподвижных частей волноводного тракта в облучатель осуществляется через вращающееся сочленение.

Облучатель, вращающееся сочленение и электродвигатель составляют блок сканирования. При вращении ротора блока сканирования в индукционных датчиках возникают электрические импульсы, соответствующие положениям луча антенны в начале, на биссектрисе и в конце сектора сканирования (рис. 21).

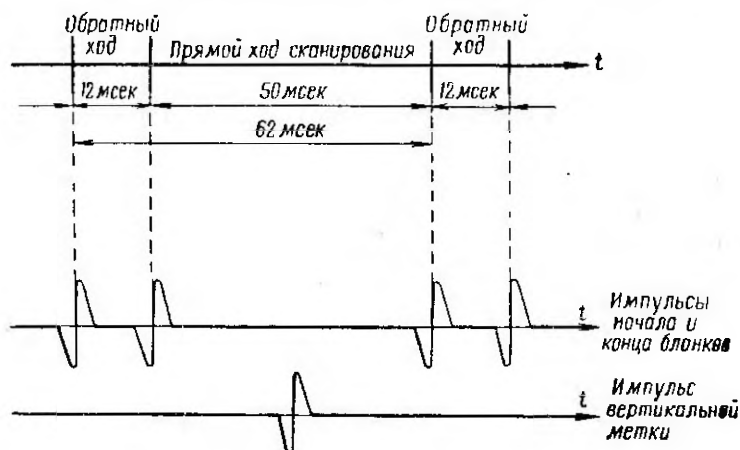


Рис. 21. Импульсы антенных индукционных датчиков

Передача энергии от передающей системы в антенну и принятых сигналов в приемную систему производится по волноводному тракту. Для уменьшения влияния внешних климатических условий на внутреннюю поверхность волноводов производятся герметизация волноводного тракта и наполнение его воздухом с избыточным давлением  $1,4 \pm 0,2$  атм и  $0,5 \pm 0,2$  атм на отдельных участках. Блок питания воздухом (П402) включает два баллона (рабочий и резервный) сжатого воздуха давлением 150 атм.

#### 4. ПРИНЦИП РАБОТЫ И УСТРОЙСТВО АНТЕННЫ РАДИОПЕРЕДАТЧИКА КОМАНД

Антенна РПК (рис. 22) состоит из спирального облучателя, рефлектора и конусного перехода.

Спиральный облучатель представляет собой цилиндрическую спираль, помещенную в фокусе параболического зеркала. Спираль наматывается на пенополистироловый стакан, укрепленный на внешнем проводнике жесткого коаксиала. Она возбуждается

с конца, прикрепленного к центральной жиле коаксиала, и излучает радиоволны в направлении на рефлектор. Спираль можно рассматривать как ряд излучателей, каждый из которых равноценен одному витку. Так как электрическое поле, перпендикулярное оси спирали, вращается во времени, то электромагнитная энергия, излучаемая антенной, принимает круговую поляризацию.

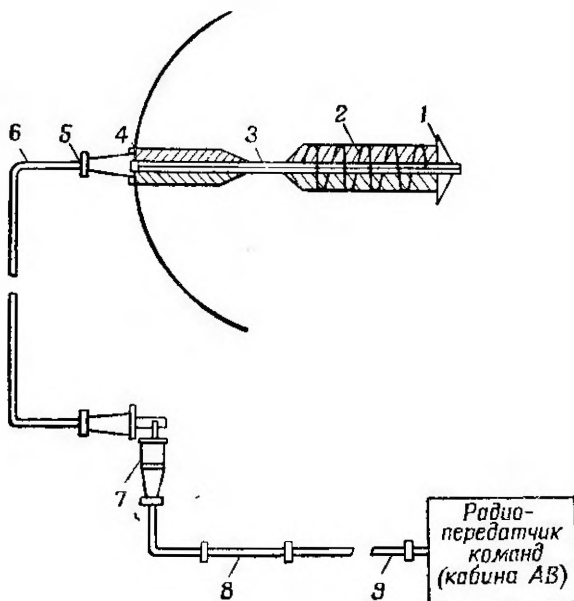


Рис. 22. Антенно-фидерная система РПК:

1 — контррефлектор; 2 — спираль; 3 — жесткий коаксиал; 4 — рефлектор; 5 — переходной конус; 6 — коаксиальный кабель; 7 — вращающееся сочленение; 8 — кабель токосъемника; 9 — межкабинный кабель

Для устранения излучения назад за спиралью помещается контррефлектор, имеющий форму диска.

Конусный переход служит для согласования гибкого кабеля с жестким коаксиалом, возбуждающим спираль.

Параболический рефлектор формирует диаграмму направленности требуемой формы.

## ГЛАВА III ПЕРЕДАЮЩАЯ СИСТЕМА

### I. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Передающая система предназначена для генерирования мощных высокочастотных импульсов, обеспечивающих работу аппаратуры радиовизирования цели.

Передающая система станции включает передатчик плоскости азимута и передатчик плоскости угла места. Оба передатчика по принципу работы и устройству не имеют принципиальных отличий, за исключением рабочих частот магнетронных генераторов. Разнос частот передатчиков улучшает помехозащищенность станции от активных помех и исключает их взаимное влияние.

Аппаратура передающей системы размещена в отдельных шкафах, установленных в кабине ПВ. В состав каждого передатчика входит следующая аппаратура.

**Шкаф модулятора-генератора (П20АВ).** В нем расположены:

- подмодулятор (П22В);
- модулятор;
- магнетронный генератор;
- механизм перестройки частоты магнетрона (П29В);
- блок питания (П122В);
- вентиляторы охлаждения магнетрона и модуляторных ламп.

**Шкаф высоковольтного выпрямителя (П20ВВ).** В нем расположены:

- высоковольтный выпрямитель (П121В);
- регулятор высокого напряжения (П321В);
- блок компенсации бланкирования (П25В).

Блок ферритового переключателя приема — передачи (П23В), установленный на шкафу высоковольтного выпрямителя.

**Шкаф управления и контроля (П20БВ)** — общий для обоих передатчиков. В нем расположены:

- схема цепей управления, блокировки и сигнализации (УБС);
- блок формирования и имитации импульсов запуска передатчиков (П328В).

## 2. ПРИНЦИП РАБОТЫ И ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ПЕРЕДАТЧИКА

В режиме боевой работы импульсы запуска передатчика из кабины УВ через нормально замкнутые контакты реле Р1 (рис. 23) и линию задержки блока ПЗ28В подаются на вход разделительного блокинг-генератора. При регламентных работах используются импульсы запуска, формируемые в имитаторе. Блокинг-генератор служит для формирования импульсов с крутым передним фронтом. Импульсы блокинг-генератора поступают на входной каскад подмодулятора, усиливаются и передаются на формирующий каскад. Кроме того, на входной каскад приходят отрицательные бланкирующие импульсы с блока компенсации бланкирования (П25В). При поступлении бланкирующих импульсов входной каскад запирается и не пропускает импульс запуска. Следовательно, во время бланкирования передатчик не работает.

В формирующем каскаде происходит формирование импульсов по длительности 0,8 или 0,4 мксек в зависимости от масштаба дальности.

Усилитель мощности подмодулятора усиливает импульс до 1 кв и подает его на модулятор.

Модулятор, собранный по схеме импульсного удвоения напряжения, формирует мощные отрицательные импульсы, поступающие на катод магнетрона. Магнетрон вырабатывает мощный высокочастотный импульс, поступающий в волноводный тракт через ферритовый переключатель.

Ферритовый переключатель (П23В) предназначен для устранения влияния отраженной от неоднородностей волноводного тракта энергии (волны) на работу магнетрона и переключения приемно-передающей аппаратуры из режима передачи в режим приема.

В передатчиках используются перестраиваемые магнетроны МИ-147 (по азимуту) и МИ-148 (по углу места). Частота магнетрона может изменяться с помощью механизма перестройки частоты, который обеспечивает:

— скачкообразную перестройку с одной фиксированной частоты на другую;

— непрерывную подстройку частоты магнетрона под частоту гетеродина цели как исполнительный элемент системы автоматической подстройки частоты магнетрона;

— ручную перестройку частоты магнетрона.

Передатчик бланкируется на время обратного хода луча антенны, на время переключения с антенны на эквивалент, на время переключения режима «Узкий — Широкий» и на время скачкообразной перестройки частоты магнетрона.

Исходным сигналом для формирования бланка сканирования (на время обратного хода) служат импульсы начала и конца

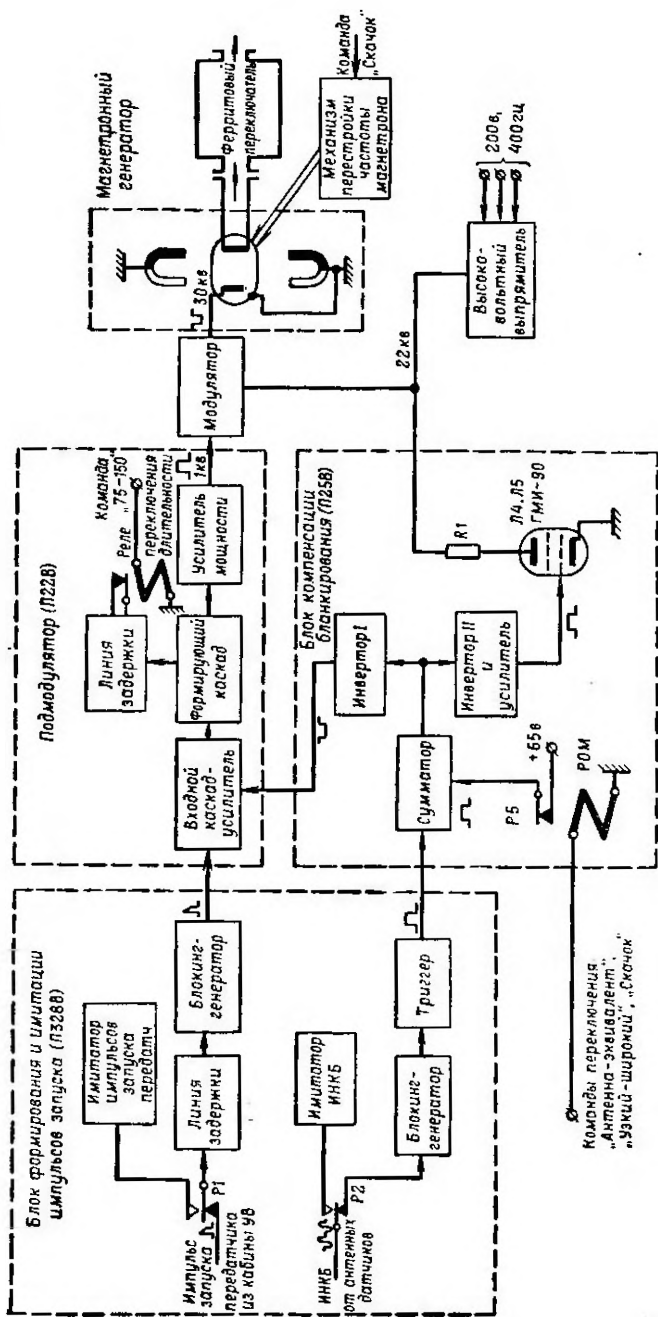


Рис. 23. Функциональная схема передатчика

бланка (ИНКБ), поступающие от антенных датчиков в блок ПЗ28В на запуск блокинг-генератора через нормально замкнутые контакты реле Р2.

При регламентных работах может использоваться имитатор ИНКБ. Импульсы блокинг-генератора переводят триггер из одного состояния в другое. На выходе триггера выделяются прямоугольные положительные импульсы, длительность которых равна длительности обратного хода луча антенны. Прямоугольные импульсы триггера через сумматор блока П25В подаются на входы инверторов. Инвертор служит для изменения полярности импульсов. Отрицательные импульсы с выхода инвертора I поступают на входной каскад подмодулятора, запирая его на время бланкирования.

Формирование бланков переключения режимов и «скачка» частоты осуществляется с помощью реле отключения магнетрона Р5 (РОМ). На время переключения питание с обмотки реле Р5 снимается, его нормально замкнутыми контактами замыкается цепь подачи напряжения +65 в, за счет которого формирует-ся бланк в схеме сумматора.

Бланкирование передатчика вызывает прекращение потребления тока от высоковольтного выпрямителя на время бланкирования. Прекращение потребления тока вызывает разгрузку выпрямителя и, как следствие, появление в схемах выпрямителя и модулятора нежелательных перенапряжений, могущих вызвать пробой ламп модулятора и магнетрона. Поэтому в передатчик введена схема компенсации бланкирования, которая на время бланка подключает к выпрямителю нагрузку, эквивалентную модулятору по потреблению тока. Нагрузка (последовательно соединенные сопротивления) подключается с помощью ламп ГМИ-90, которые отпираются положительным импульсом бланка.

Включение передатчиков может быть дистанционное из кабины УВ и местное. Для обеспечения заданного порядка включения, определяемого особенностями модуляторных ламп и магнетрона, а также для защиты передатчиков от перегрузок и обслуживающего персонала от поражения током высокого напряжения имеются цепи управления, блокировки и сигнализации.

## ГЛАВА IV ПРИЕМНАЯ СИСТЕМА

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Приемная система предназначена для преобразования и усиления принятых сигналов цели и ракеты до уровня, обеспечивающего работу координатной и индикаторной систем.

Приемная система плоскости азимута и приемная система плоскости угла места по устройству и принципу работы одинаковы.

Отличаются системы тем, что высокочастотные части приемных систем плоскостей азимута и угла места работают на разных частотах сигналов цели. В дальнейшем рассматривается работа приемной системы одной плоскости.

В состав приемной системы каждой плоскости входит следующая аппаратура.

Шкаф высокочастотной части приемной системы (П40В), расположенный в кабине ПВ и включающий следующие блоки:

- переключатель приема — передачи (П42В);
- усилитель высокой частоты (П43);
- входное устройство (П41В);
- гетеродин с волноводной частью системы быстрой автоматической подстройки частоты клистрона — БАПК (П47В);
- электронный блок БАПК (П46В);
- генератор опорного напряжения для системы БАПК (П94);
- гетеродин с волноводной частью системы стабилизации частоты клистрона — СЧК (П45);
- электронный блок СЧК (П44М);
- электронный блок системы автоматической подстройки частоты магнетрона — АПЧМ (П48В);
- усилитель фазирующих импульсов (П58В);
- предварительные усилители промежуточной частоты сигналов цели и ракеты (П51 и П52);
- волноводный блок аппаратуры контроля радиотракта (П342);
- блок бланкирования (П341В);

— блок управления и контроля (ПЗ40В);

— блоки питания (П140А, П140Б, П143).

Главный усилитель сигналов цели (блок И55В), расположенный в кабине УВ.

Главные усилители сигналов ракеты (три блока К56М) и блок имитации сигналов промежуточной частоты и распределения видеосигналов ракеты (К370БД), расположенные в кабине АВ.

## 2. ПРИНЦИП РАБОТЫ И ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ ЧАСТИ ПРИЕМНОЙ СИСТЕМЫ

Высокочастотная часть приемной системы служит для усиления принятых антенной визирования сигналов цели и ракеты по высокой частоте, для частотной селекции сигналов и преобразования их в сигналы промежуточной частоты.

Сигналы цели при работе станции в режиме «Узкий луч» принимаются антенной узкого луча, проходят ферритовый переключатель и через переключатель рода работы поступают на усилитель высокой частоты приемной системы (рис. 24).

При работе в режимах «Подсвет» и «Широкий луч» принятые антенной широкого луча сигналы цели и ракеты через переключатель приема — передачи (разрядник защиты приемника) и переключатель рода работы проходят также в усилитель высокой частоты.

Усилитель высокой частоты собран на лампе бегущей волны.

Сигналы цели и ракеты, усиленные усилителем высокой частоты, поступают во входное устройство, предназначенное для разделения (селекции) сигналов по частотам. Во входном устройстве селекция сигналов осуществляется с помощью объемных резонаторов (преселекторов), настроенных на соответствующие частоты. При помощи механизма перестройки преселектор сигналов цели автоматически перестраивается при скачкообразной перестройке с одной фиксированной частоты на другую.

После входного устройства отселектированные сигналы цели и ракеты по автономным трактам поступают на кристаллические смесители. В результате взаимодействия напряжений частоты сигнала и частоты высокочастотных колебаний гетеродина на смесителях выделяются сигналы промежуточной частоты.

Сигналы промежуточной частоты от смесителей поступают на предварительные усилители промежуточной частоты (ПУПЧ) соответствующих каналов (блоки П51 и П52).

С выхода блока П51 сигналы цели через согласующий каскад (П53) поступают в кабину УВ на главный усилитель сигналов цели (блок И55В), а с выхода блока П52 сигналы ракеты через согласующий каскад (П54) поступают в кабину АВ на главные усилители сигналов ракет (блоки К56М).

На ПУПЧ с блока бланкирования подаются бланкирующие импульсы (узкие бланки дальности), запирающие приемный

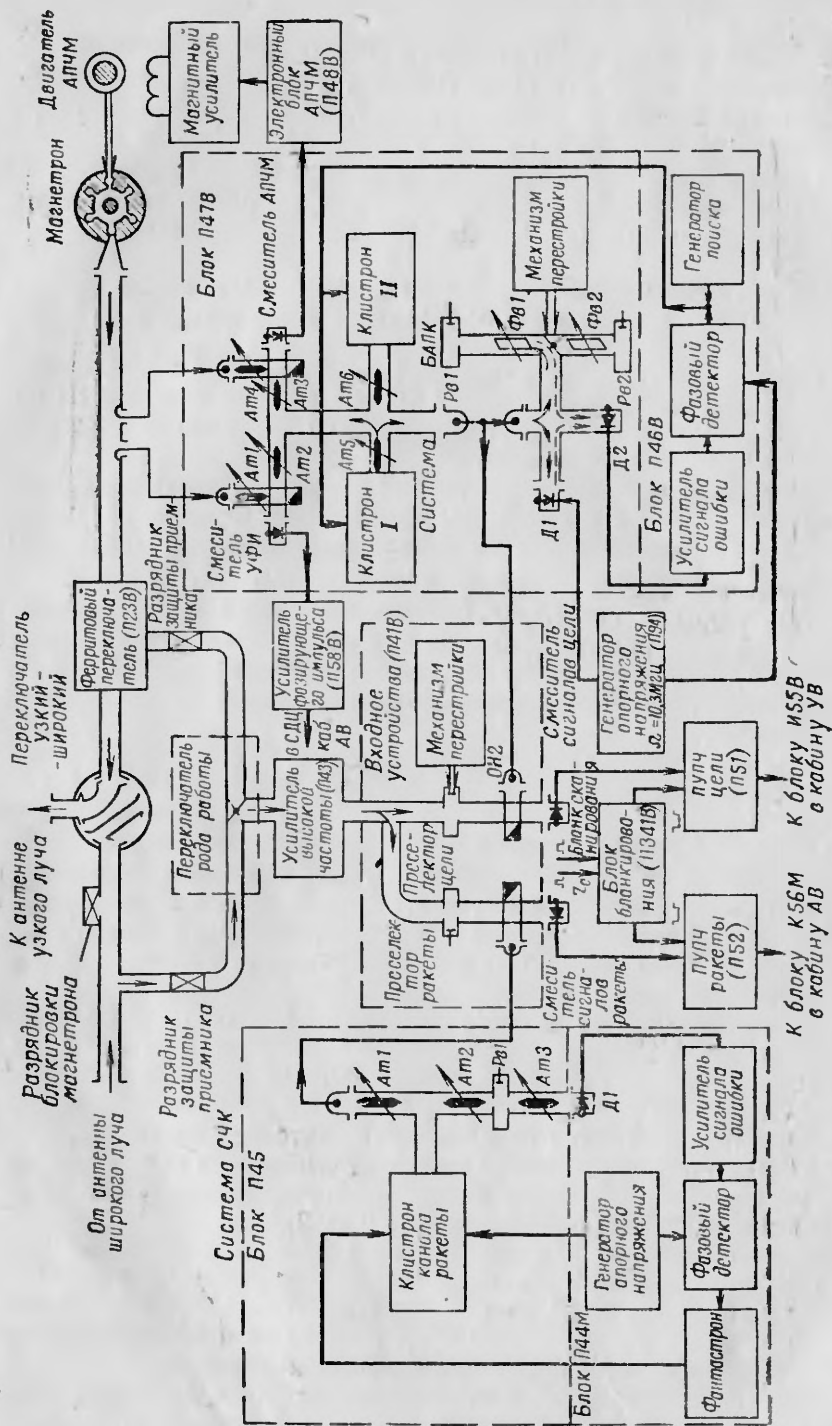


Рис. 24. Функциональная схема высокочастотной части приемной системы

тракт цели и ракеты на время прохождения импульсов передатчика. Это исключает перегрузку УПЧ просочившимися зондирующими импульсами.

ПУПЧ канала ракеты, кроме того, бланкируется на время обратного хода луча антенны (узкий угловой бланк) для исключения возможности захвата в это время координатными блоками сигналов ракеты.

При стрельбе по низколетящим и наземным (надводным) целям ПУПЧ цели и ракеты плоскости угла места бланкируются широкими угловыми бланкирующими импульсами для исключения влияния сигналов, отраженных от земли, на работу координатной системы; при этом бланки, поступающие на блок П52, имеют вид гребенки импульсов, обеспечивающей бланкирование приемного тракта ракеты по углу и дальности. Этим исключается возможность захвата сигналов ракеты, отраженных от земли, в секторе сканирования от нуля до  $3-4^\circ$  и по дальности до 5 км.

Широкий угловой бланк, поступающий на блок П51 в режиме « $N < 1$ » или «Земля», исключает начальный участок сектора сканирования по углу места примерно до  $6^\circ$ .

Для обеспечения требуемой стабильности частот гетеродинов и магнетрона высокочастотная часть имеет специальные схемы стабилизации.

Система быстрой автоматической подстройки частоты клистрона (БАПК) предназначена для стабилизации частоты гетеродина канала цели с точностью, необходимой при работе станции в режиме СДЦ.

Качество работы системы СДЦ характеризуется степенью компенсации (подавления) сигналов, отраженных от неподвижных объектов. Степень компенсации во многом зависит от стабильности работы элементов станции и главным образом от стабильности частоты гетеродина за период повторения импульсов. Нестабильность частоты гетеродина вызывается изменением температуры, влажности и напряжений питания. Источником высокочастотных колебаний гетеродина является клистронный генератор (клистрон типа К-50).

Работа системы БАПК основана на принципе сравнения частоты клистрона с частотой эталонного резонатора. В процессе подстройки напряжение на отражателе клистрона изменяется так, чтобы частота клистрона соответствовала установленной частоте эталонного резонатора.

Высокочастотные колебания клистрона через аттенюаторы подаются на смеситель и на двойной волноводный тройник. Плечи тройника нагружены на кристаллические детекторы ( $D_1$ ,  $D_2$ ) и эталонный резонатор ( $Pv_1$  или  $Pv_2$ ). Двойной тройник совместно с указанными элементами называется высокочастотным дискриминатором. Это измерительный элемент системы БАПК. Он обеспечивает выработку напряжения сигнала ошибки, амплитуда

и фаза которого зависят от расстройки частоты клистрона относительно номинального значения.

На кристаллический детектор Д1, кроме высокочастотных колебаний клистрона, подаются колебания низкой вспомогательной частоты  $\Omega$  от генератора опорного напряжения. В результате взаимодействия частоты гетеродина  $\omega$  со вспомогательной частотой  $\Omega$  на кристаллическом детекторе Д1 выделяются боковые частоты  $\omega \pm \Omega$ . Колебания боковых частот поступают на детектор Д2.

Высокочастотные колебания клистрона, поступающие на эталонный резонатор, будут отражаться от него; при этом амплитуда и фаза отраженного сигнала зависят от расстройки частоты клистрона относительно частоты эталонного резонатора.

Отраженные от резонатора колебания с частотой  $\omega$  поступают на детектор Д2, где, взаимодействуя с колебаниями боковых частот  $\omega \pm \Omega$ , образуют результирующие колебания (биения) с разностной частотой  $\Omega$ . Эти колебания, выделенные детектором Д2, являются напряжением сигнала ошибки. Амплитуда и фаза сигнала ошибки на выходе дискриминатора зависят от величины и знака ухода частоты клистрона относительно частоты эталонного резонатора.

После усиления в блоке П46В сигнал ошибки в виде переменного напряжения частоты  $\Omega$  поступает на фазовый детектор. На фазовый детектор, кроме того, подается опорное напряжение той же частоты для сравнения фаз поступающих напряжений. Фазовый детектор преобразует переменное напряжение сигнала ошибки в постоянное отрицательное управляющее напряжение, подаваемое на отражатель клистрона. Управляющее напряжение стремится вернуть частоту клистрона к номинальному значению.

При значительной расстройке частоты клистрона относительно частоты резонатора процесс регулирования прекращается, так как не будет сигнала ошибки. В этом случае автоматически включается специальная схема поиска, которая изменяет частоту клистрона в определенных пределах до тех пор, пока система не перейдет в режим слежения.

Для обеспечения скачкообразной перестройки с одной фиксированной частоты на другую блок П47В имеет два клистронных гетеродина, два эталонных резонатора и механизмы перестройки.

Аттенюаторы (Ат1—Ат6) являются развязывающими элементами в высокочастотных цепях блока П47В. Они позволяют регулировать уровень мощности поступающих высокочастотных колебаний.

Фазовращатели (Фв1, Фв2) используются при настройке системы БАПК.

Система автоматической подстройки частоты магнетрона (АПЧМ) предназначена для поддержания постоянства промежуточной частоты канала цели. Частота магнетрона подстраивает-

ся системой под стабилизированную частоту клистронного гетеродина.

Принцип работы системы АПЧМ заключается в следующем. На кристаллический смеситель АПЧМ через волноводный узел блока П47В подаются колебания гетеродина и часть энергии импульса магнетрона. Импульсы промежуточной частоты с выхода смесителя поступают на электронную часть системы (блок П48В), где усиливаются и преобразуются в постоянное напряжение, пропорциональное величине ухода промежуточной частоты от номинального значения. Это постоянное напряжение управляет режимом работы магнитного усилителя.

Магнитный усилитель вырабатывает переменное управляющее напряжение частоты 400 гц, меняющее фазу на  $180^\circ$  в зависимости от полярности сигнала ошибки. Изменение фазы управляющего напряжения приводит к изменению направления вращения электродвигателя автоподстройки блока П29В. Электродвигатель при вращении через карданный валик подстраивает магнетрон на заданную частоту, при которой промежуточная частота равна номинальной.

**Усилитель фазирующего импульса (блок П58В)** предназначен для выработки и усиления импульсов промежуточной частоты, необходимых для фазирования когерентного гетеродина системы СДЦ.

Фазирующий импульс формируется так. Часть энергии импульса магнетрона через волноводный узел блока П47В подается на смеситель усилителя фазирующего импульса (УФИ). Одновременно на смеситель УФИ подаются колебания гетеродина канала цели. На выходе смесителя образуется импульс промежуточной частоты, фаза которого связана с фазой радиоимпульса магнетрона. Полученный импульс усиливается и подается в систему СДЦ.

**Система стабилизации частоты клистрона (СЧК)** служит для стабилизации частоты гетеродина канала ракеты, чем обеспечивается работа этого канала в полосе пропускания частот ответчика ракеты.

Работа системы СЧК основана на принципе подстройки частоты клистронного гетеродина (клистрон типа К-50) под частоту эталонного резонатора. Подстройка частоты осуществляется, как и в системе БАПК, изменением напряжения на отражателе клистрона. В отличие от БАПК для выработки напряжения сигнала ошибки в СЧК используется метод «качания» частоты клистрона.

Принцип действия системы СЧК состоит в следующем. На катод клистрона от генератора опорного напряжения блока П44М подается синусоидальное напряжение частотой 10 кгц. Это напряжение вызывает качание частоты клистрона в небольших пределах (частотную модуляцию). Высокочастотные колебания клистрона, промодулированные по частоте, поступают на смеситель сигналов ракеты и эталонный резонатор (РВ1). Незначительное

изменение частоты гетеродина вследствие качания не влияет на работу смесителя. Эталонный резонатор, заранее настроенный на номинальную частоту, и кристаллический детектор Д1 являются измерительной частью системы СЧК. За счет качания частоты и формы резонансной кривой эталонного резонатора колебания клистрона на выходе резонатора оказываются промодулированными по амплитуде с частотой 10 кГц. Чем больше расстройка клистрона, тем больше изменяется сигнал по амплитуде. Это изменение амплитуды высокочастотных колебаний, выделенное детектором Д1, и является напряжением сигнала ошибки. Фаза сигнала ошибки изменяется на  $180^\circ$  в зависимости от расстройки частоты клистрона относительно частоты эталонного резонатора.

Напряжение сигнала ошибки после усиления поступает на фазовый детектор. Так как на детектор подается опорное напряжение частоты 10 кГц, то он реагирует на изменение фазы напряжения сигнала ошибки. Полученное в результате детектирования напряжение постоянного тока управляет работой фантастропа.

Фантаструп вырабатывает отрицательное управляющее напряжение, подаваемое на отражатель клистропа. Это напряжение стремится возвратить частоту клистропа к номинальному значению. При значительных отклонениях частоты клистропа от частоты резонатора фантаструп работает как генератор пилообразного напряжения (режим поиска) до тех пор, пока система не перейдет в режим слежения.

### 3. ГЛАВНЫЙ УСИЛИТЕЛЬ СИГНАЛОВ ЦЕЛИ

Главный усилитель сигналов цели (блок И55В) предназначен для выполнения следующих функций:

- усиления сигналов цели промежуточной частоты;
- преобразования сигналов промежуточной частоты в виде импульсы и их усиления;
- обеспечения работы станции в условиях применения радиопомех.

Функциональная схема главного усилителя сигналов цели приведена на рис. 25. На вход блока поступают сигналы промежуточной частоты из кабины ПВ. В режиме контроля используются сигналы имитатора.

Усилитель промежуточной частоты (УПЧ) собран на шести каскадах резонансных усилителей. На первые три каскада УПЧ подается напряжение схемы АРУ, под действием которого изменяется коэффициент усиления, так, чтобы сигналы на выходе блока имели постоянную амплитуду независимо от амплитуды сигнала на входе. На вход пятого и шестого каскадов УПЧ, кроме сигнала, подается напряжение со схемы мгновенной автоматической регулировки усиления (МАРУ).

С шестого каскада УПЧ усиленный сигнал поступает на детектор дальности, на селектор ПЧ угла и на выходной каскад

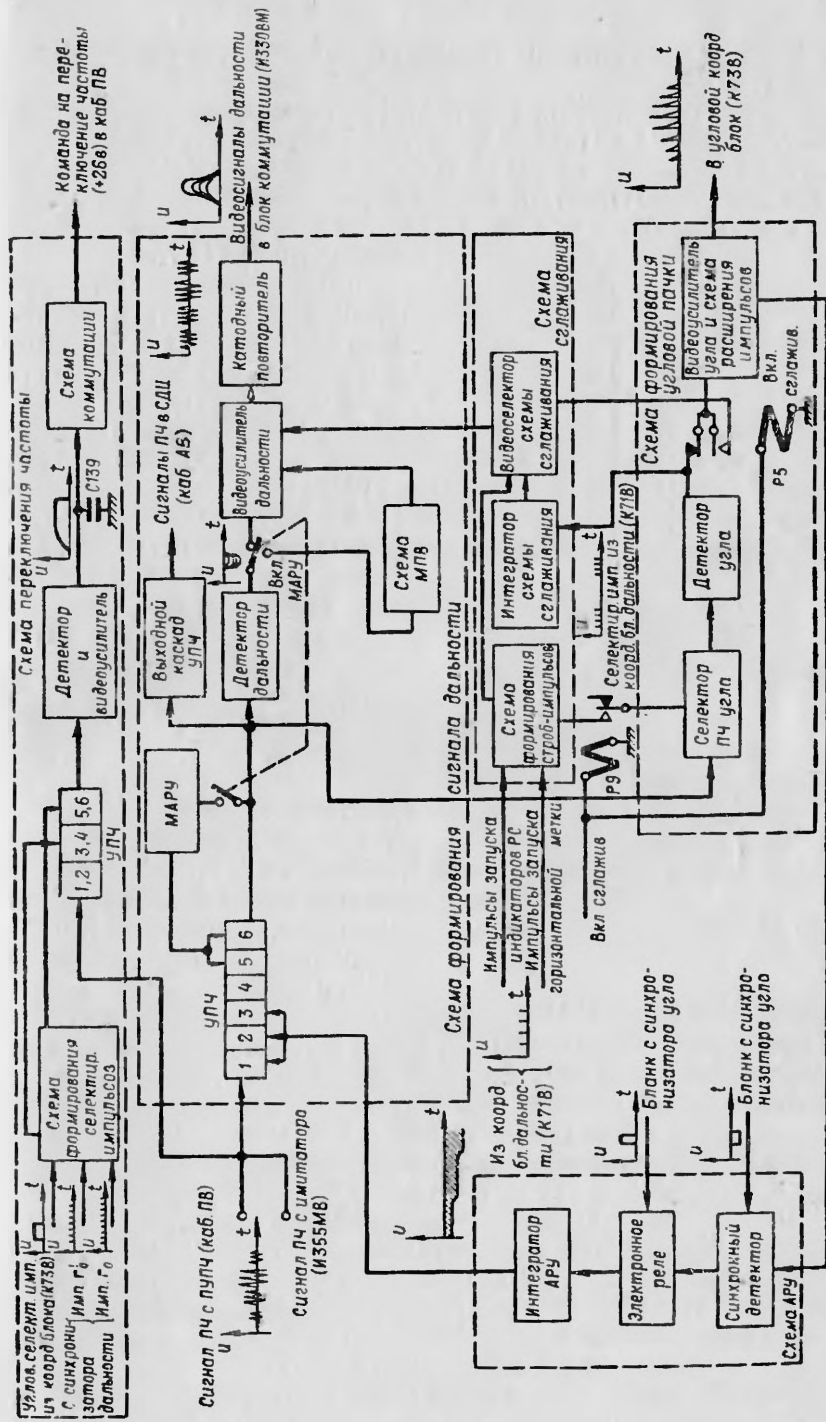


Рис. 25. Функциональная схема главного усилителя сигналов цели

УПЧ, с которого сигналы промежуточной частоты поступают в систему СДЦ.

В схему формирования сигнала дальности входят детектор, видеоусилитель и катодный повторитель. Положительные видеоимпульсы с выхода схемы дальности через блок коммутации (ИЗ30 ВМ) поступают на индикаторы наведения, индикаторы РС, в кабину ПВ и в кабину АВ на координатный блок дальности (К71В).

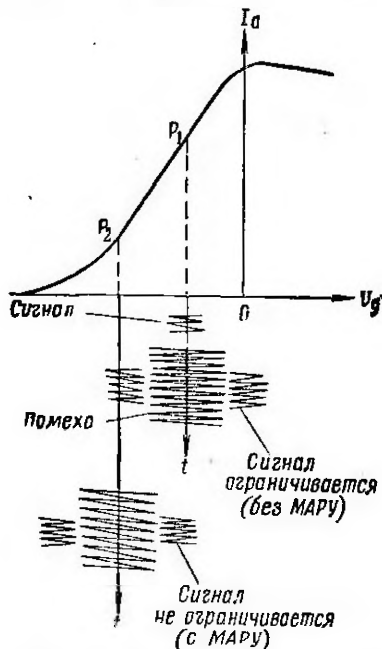


Рис. 26. Принцип работы схемы МАРУ

МАРУ предназначена для борьбы с активными и пассивными помехами. При наличии помехи большой длительности происходит перегрузка каскадов УПЧ и ограничение полезного сигнала (рис. 26). Схема МАРУ вырабатывает отрицательное напряжение, пропорциональное амплитуде сигнала помехи. Это отрицательное напряжение, поступая на вход пятого и шестого каскадов УПЧ, сдвигает рабочие точки на характеристиках ламп влево; при этом коэффициент усиления каскадов снижается и ограничения полезного сигнала не происходит. Время действия отрицательного напряжения на каскаде УПЧ равно времени действия помехи. Схема МАРУ включается тумблерами МАРУ, расположенными на блоках И55В и И62В.

При включении МАРУ одновременно включается схема малой постоянной времени (МПВ). Схема МПВ служит для борьбы с импульсными помехами большой длительности. Основным элементом схемы МПВ является короткозамкнутая линия задержки, обеспечивающая задержку сигнала на 2 мксек. Задержанный в линии сигнал возвращается ко входу видеоусилителя в противофазе, запирая его. Таким образом, в результате действия схемы МПВ на вход видеоусилителя дальности поступает импульс помехи, длительностью 2 мксек. Схема МПВ на сигналы малой длительности (до 2 мксек) не реагирует, и сигнал, отраженный от цели, беспрепятственно проходит на вход видеоусилителя.

Об эффективности схем МАРУ и МПВ оператор судит по характеру изображения на экране индикатора.

Схема формирования угловой пачки состоит из селектора ПЧ, детектора и видеоусилителя. На селектор ПЧ поступают все при-

нятые сигналы, а проходят через него сигналы той цели, которая сопровождается по угловой координате и дальности. На вход селектора, кроме сигналов, поступают селектирующие импульсы с координатного блока дальности (К71В), обеспечивающие селекцию (выделение) сигналов ПЧ по дальности и углу. Селектирующие импульсы представляют собой «гребенку» импульсов, следующую с частотой сканирования луча антенны. Частота повторения импульсов в «гребенке» определяется частотой повторения импульсов передатчика. Селекция необходима для того, чтобы угловые координаты вырабатывались только по цели, сопровождаемой по азимуту (углу места) и дальности. С выхода селектора сигналы ПЧ, отсеleetированные по дальности и углу, поступают на детектор угла. Пачка видеомпульсов с детектора подается через видеоусилитель на схему расширения импульсов, с выхода которой поступает на угловой координатный блок К73В и на схему АРУ. Расширение импульсов пачки по длительности дает возможность получить в координатной системе огibaющую пачки и тем самым обеспечить нормальную работу угловой следящей системы.

Схема автоматической регулировки (АРУ) обеспечивает постоянный уровень сигналов цели на выходе приемника. Схема АРУ необходима потому, что принимаемые сигналы изменяются по амплитуде в зависимости от расстояния до цели, ее размеров и положения относительно станции. Схема АРУ состоит из синхронного детектора, электронного реле и интегратора.

Синхронный детектор преобразует пачку расширенных видеомпульсов в напряжение, величина которого пропорциональна амплитуде входного сигнала (рис. 27). Поступающие на синхронный детектор бланки приводят схему в исходное состояние (нулевой уровень) перед приходом каждой пачки.

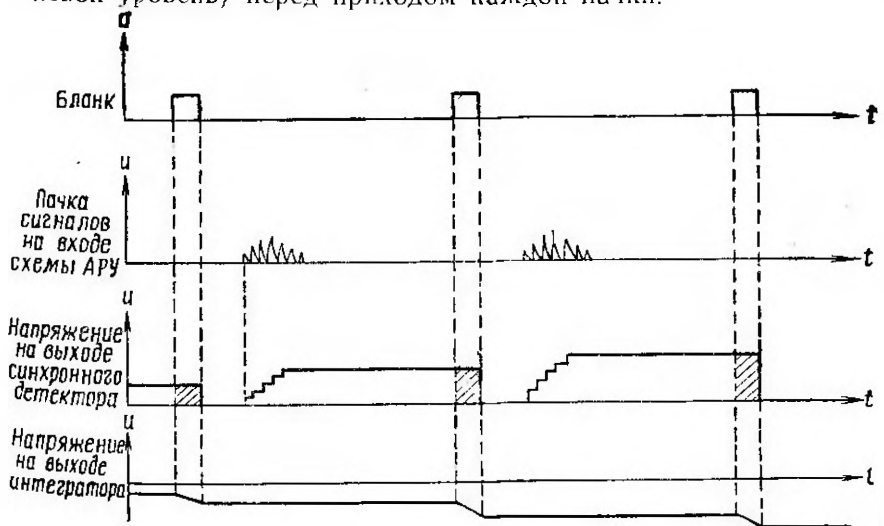


Рис. 27 Напряжения схемы АРУ

Часть импульсного напряжения синхронного детектора, совпадающая по времени с бланком, через электронное реле воздействует на интегратор схемы АРУ.

Интегратор представляет собой схему, скорость изменения напряжения на выходе которой зависит от уровня входного напряжения. Отрицательное напряжение интегратора подается на входы первых трех каскадов УПЧ как напряжение смещения. Чем больше амплитуда сигнала на входе приемника, тем большее по величине отрицательное напряжение вырабатывает схема АРУ и, следовательно, тем меньше коэффициент усиления УПЧ. Коэффициент усиления регулируемых каскадов УПЧ не должен изменяться в момент прохождения импульсов, иначе произойдет искажение пачки, форма которой существенно влияет на работу угловой следящей системы. Поэтому напряжение на выходе интегратора изменяется только во время обратного хода луча антенны (во время бланка), когда нет приема сигналов.

**Схема сглаживания** обеспечивает формирование искусственной пачки видеопульсов из шумовой активной помехи. Сформированная пачка позволяет осуществить автоматическое сопоставление цели-постановщика помех по угловым координатам. Положение пачки в секторе обзора станции позволяет определить угловые координаты цели, а положение импульсов пачки по дальности определяется положением горизонтальной метки на индикаторах. Схема сглаживания состоит из схемы формирования строб-импульсов, интегратора и видеоселектора. Схема включается тумблером СГЛАЖИВАНИЕ ВКЛ.—ВЫКЛ., расположенным на передней панели блока; при этом срабатывают реле Р5 и Р9. Через контакты реле Р9 на селектор ПЧ вместо селектирующих импульсов подаются строб-импульсы длительностью 18 мксек. Эти строб-импульсы позволяют вырезать из шумовой помехи участок, равный по дальности 2,5 км. Конец этого участка совпадает с горизонтальной меткой на индикаторах (рис. 28).

Отселектированные сигналы помехи после детектирования подаются на интегратор, обеспечивающий сглаживание (усреднение) амплитуды хаотичных выбросов шумов. Сглаженные видеопульсы помехи поступают на видеоселектор, на который подаются селектирующие импульсы, по времени совпадающие с импульсами запуска горизонтальной метки. В момент совпадения селектирующих импульсов длительностью 0,5—0,9 мксек и видеопульсов помехи видеоселектор отпирается и пропускает сигнал помехи на видеосуилители дальности и угла. Сформированная пачка видеосигналов позволяет осуществить автосопровождение цели по угловым координатам, не имея истинной дальности до цели.

**Схема переключения рабочей частоты станции** предназначена для выработки команды на перестройку рабочей частоты в слу-

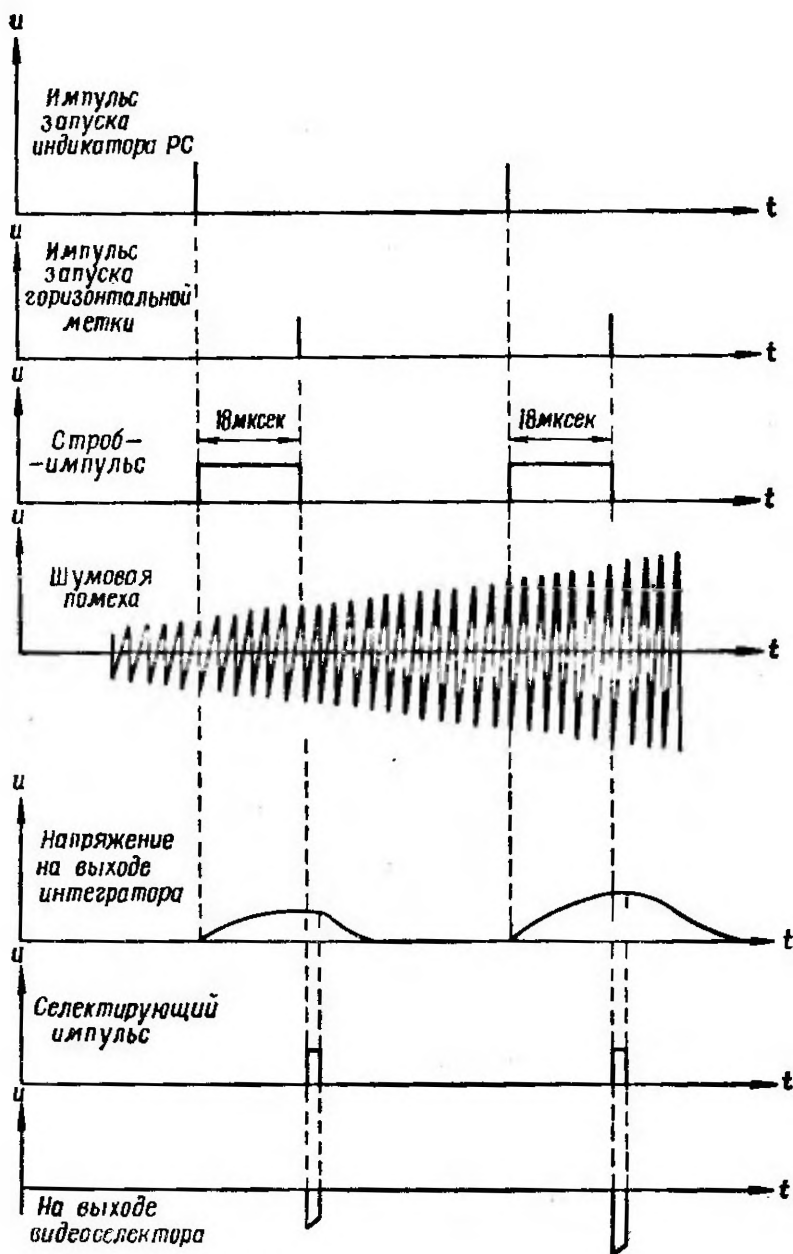


Рис. 28. Напряжения схемы сглаживания

чае применения противником активных помех. Она состоит из шести каскадов УПЧ, схемы формирования селектирующих импульсов, детектора, видеоусилителя и схемы коммутации.

На вход схемы переключения частоты поступают принятые сигналы активной шумовой помехи. В каскадах УПЧ происходят усиление и селекция сигналов помехи. Селекция по углу обеспечивает прохождение сигналов помехи с рабочего направления станции, а селекция по дальности обеспечивает прохождение сигналов помехи с участка дальности, на котором отсутствуют сигналы, отраженные от местных предметов.

Отселектированный сигнал детектируется и после усиления поступает на накопительный конденсатор. Накопленный сигнал вызывает срабатывание схемы коммутации, которая выдает команду (+26 в) в кабину ПВ для перехода на другую фиксированную частоту.

#### 4. ГЛАВНЫЕ УСИЛИТЕЛИ СИГНАЛОВ РАКЕТ

Главные усилители сигналов ракет (блоки К56М) предназначены для усиления, преобразования и селекции сигналов ракет.

Каждый блок К56М состоит из двух одинаковых частей: главного усилителя сигналов плоскости азимута и главного усилителя сигналов плоскости угла места.

Распределение сигналов промежуточной частоты ракет, поступающих из кабины ПВ, осуществляется в блоке К370БД (распределитель и имитатор сигналов ракет).

На функциональной схеме (рис. 29) показан главный усилитель сигналов ракеты одной плоскости.

На вход блока К56М поступают сигналы ракет из кабины ПВ через распределитель сигналов ПЧ блока К370БД. В режиме контроля используются сигналы генератора промежуточной частоты.

Поступающие сигналы ракеты усиливаются шестью каскадами УПЧ. На первые три каскада УПЧ воздействует напряжение АРУ.

Четвертый и пятый каскады УПЧ нормально заперты и отпирются только при поступлении строб-импульсов, совпадающих по времени с положением стробов сопровождения следящей системы дальности ракеты. Стробирование четвертого и пятого каскадов УПЧ осуществляется только по дальности. В этой схеме нет необходимости стробирования по углу, так как не может быть случая, когда две ракеты окажутся одновременно на одной дальности. Таким образом, на выходе блока К56М будут сигналы лишь той ракеты, которая сопровождается данным каналом.

В режиме контроля схема стробирования может быть отключена, а приемники отперты при подаче команды «Приемник открыт — закрыт» (+26 в) на реле Р2.

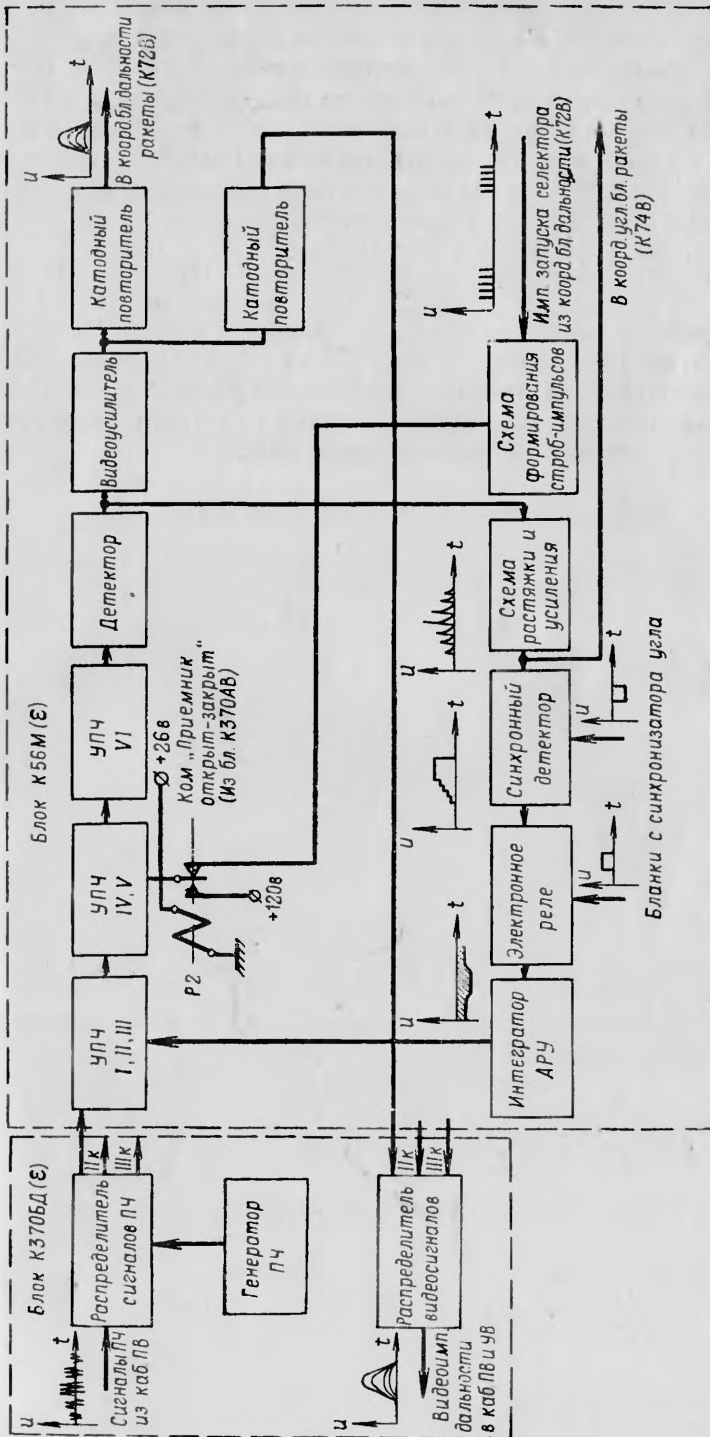


Рис. 29. Функциональная схема главного усилителя сигналов ракеты

После детектирования и усиления видеосигналы ракеты через катодные повторители подаются в координатный блок дальности ракеты (К72В) и на распределитель видеосигналов ракет (К370БД). С распределителя видеосигналы ракеты поступают на индикаторы наведения и на контрольный осциллограф кабины ПВ. Видеосигналы ракеты также поступают на схему растяжки и усиления, где формируется угловая пачка.

Угловая пачка поступает на угловой координатный блок ракеты (К74В) и на схему АРУ. Состав и принцип работы схемы АРУ аналогичны составу и принципу работы схемы АРУ блока И55В. Отличие заключается в том, что схема АРУ блока К56М имеет дополнительные режимы работы («АРУ1», «Память»), обеспечивающие возможность захвата следящей системой дальности сигналов, отраженных от местных предметов.

## ГЛАВА V СИСТЕМА СИНХРОНИЗАЦИИ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Система синхронизации предназначена для выработки опорных импульсных напряжений, необходимых для синхронизации работы всех основных элементов станции.

Система синхронизации состоит из синхронизатора, вырабатывающего опорные напряжения дальности, и синхронизатора, вырабатывающего угловые опорные напряжения.

Опорные напряжения дальности представляют собой непрерывный ряд импульсов, частота которых определяет частоту повторения импульсов станции.

В станции наведения ракет применяются две частоты повторения импульсов. Частота повторения импульсов 920 гц соответствует масштабу 150 км, а частота повторения 1840 гц — масштабу 75 км. Синхронизирующие импульсы дальности могут иметь переменный период повторения  $T_1=522$  мксек и  $T_2=566$  мксек или постоянный период  $T=1088$  мксек, а также переменный период  $T_3=1044$  мксек и  $T_4=1132$  мксек.

Временное положение импульсов, вырабатываемых синхронизатором дальности, показано на рис. 30.

В зависимости от назначения синхронизирующие импульсы дальности поступают в различные системы и устройства станции наведения ракет.

Схема функциональных связей синхронизатора дальности приведена на рис. 31.

Угловые опорные напряжения представляют собой два ряда импульсов, частота которых равна частоте сканирования лучей антенной системы в плоскостях  $\beta$  и  $\epsilon$ , а длительность равна времени обратного хода лучей.

Конструктивно система синхронизации выполнена в виде двух блоков (И91В и И64В), расположенных в шкафу наведения.

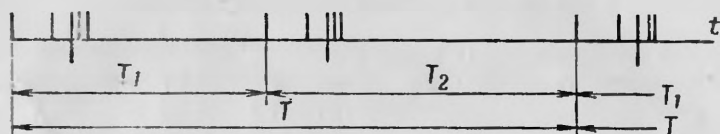
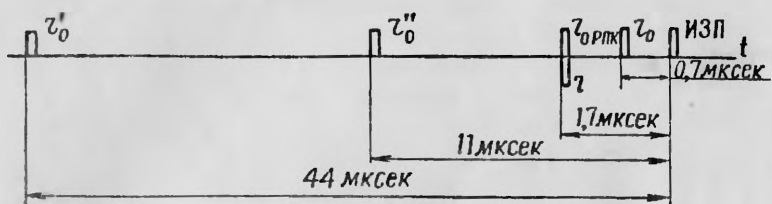


Рис. 30. Временное положение импульсов синхронизатора дальности

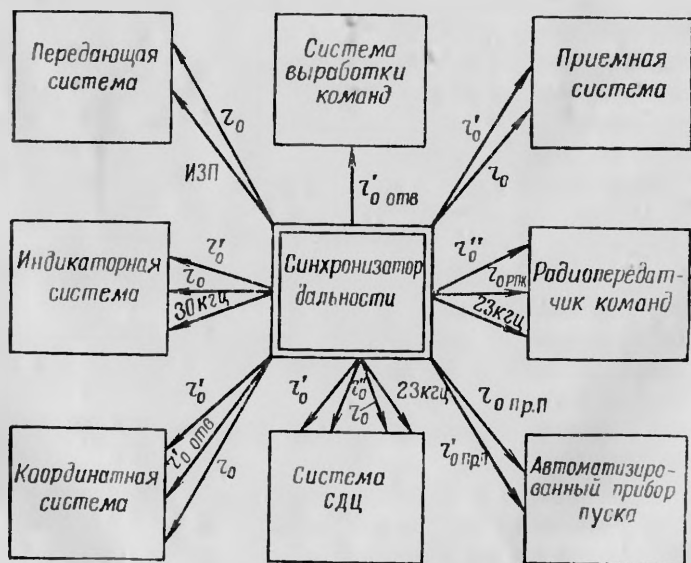


Рис. 31. Функциональные связи синхронизатора дальности

## 2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИНХРОНИЗАТОРА ДАЛЬНОСТИ

Задающим генератором синхронизатора дальности служит генератор 92 кГц (рис. 32), который может работать в режиме «ЛС» или «Кварц». Синусоидальные колебания частотой 92 кГц преобразуются в импульсные напряжения той же частоты.

Напряжением с генератора импульсов 92 кГц запускается делитель 1:2, снижающий частоту с 92 кГц до 46 кГц.

Импульсами, частота которых равна 46 кГц, запускаются два делителя: делитель 1:2 и делитель 1:25. Делитель 1:2 обеспечивает формирование импульсного напряжения частотой 23 кГц, поступающего в кабину АВ на систему СДЦ и РПК. Делитель 1:25 является основным делителем и формирует импульсы, частота которых равна  $f_0 = 1840$  гц. Напряжением частоты  $f_0$  запускается делитель 1:2, снижающий частоту до  $\frac{f_0}{2} = 920$  гц.

Синхронизатор дальности имеет схему формирования и коммутации переменного периода повторения синхронизирующих импульсов ( $T_{\text{перемен}}$ ).

Частота повторения синхронизирующих импульсов определяется выбранным масштабом работы (75 км или 150 км). При масштабе 75 км (частота повторения  $f_0$ ) период повторения синхронизирующих импульсов равен  $T_1$  и  $T_2$ . Введение переменного периода повторения вызвано необходимостью борьбы с явлением слепой скорости при работе станции в режиме СДЦ. При масштабе 150 км (частота повторения  $\frac{f_0}{2}$ ) период повторения импульсов может быть равен  $T$  или  $T_3$  и  $T_4$ .

С выхода схемы формирования и коммутации  $T_{\text{иср. перемен}}$  импульсы подаются на схемы формирования импульсов  $r_0'$ ,  $r_0''$ ,  $r_0$  и импульса запуска передатчиков (ИЗП).

Независимо от масштаба работы синхронизирующие импульсы  $r_{0\text{отв}}$ ,  $r_{0\text{РПК}}$  и  $r$  вырабатываются с периодами  $T_1$  и  $T_2$ .

Синхронизирующие импульсы, предназначенные для обеспечения работы автоматизированного прибора пуска ( $r_{0\text{пр.п}}$  и  $r_{0\text{пр.п}}$ ), вырабатываются с постоянным периодом  $T$ .

Формирование калибрационных меток дальности осуществляется путем деления в три раза импульсов, следующих с частотой 92 кГц. Калибрационные метки используются в индикаторах наведения.

## 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА УГЛОВОГО СИНХРОНИЗАТОРА

Основными элементами углового синхронизатора являются генераторы угломестных и азимутальных бланков. По своей конструкции и принципу работы эти генераторы одинаковы.

В режимах боевой работы (БР) и контроля станции (КС) на запуск генераторов с антенных датчиков (рис. 33) поступают



импульсы начала и конца бланков (ИНКБ). Временной интервал между импульсами начала и конца бланков соответствует обратному ходу луча антенны.

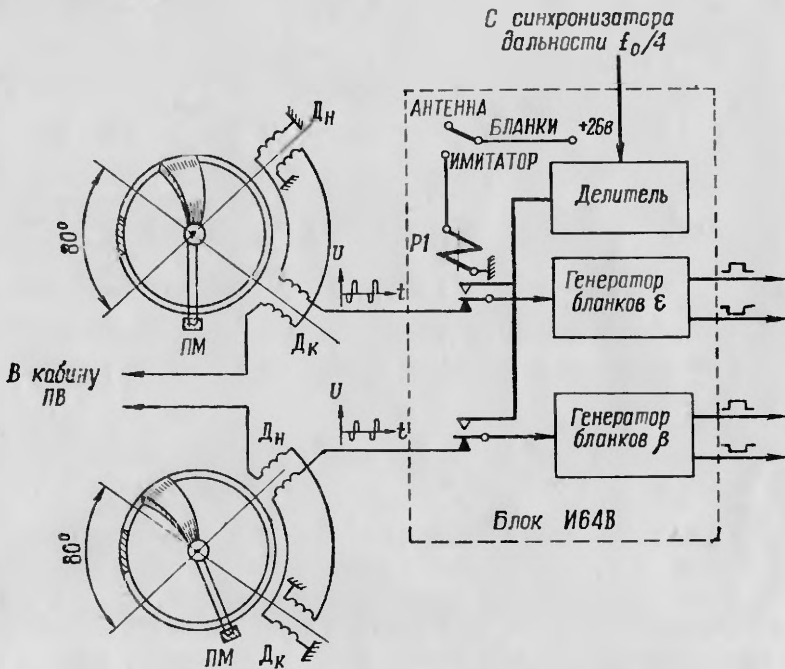


Рис. 33. Функциональная схема углового синхронизатора

В режиме регламентного контроля (РК) кабины УВ запуск генераторов бланков осуществляется импульсами, полученными в результате деления импульсов частотой  $\frac{f_0}{4}$ , поступающих с синхронизатора дальности; при этом необходимо тумблер БЛАНКИ установить в положение ИМИТАТОР и тем самым подать питание на реле Р1. Это дает возможность проводить работы в кабине УВ без участия антенной системы, т. е. при выключенных электродвигателях механизма сканирования.

Генератор бланков формирует импульсы положительной и отрицательной полярностей, поступающие в приемную, индикаторную, координатную системы и систему селекции движущихся целей.

## ГЛАВА VI

### ИНДИКАТОРНАЯ СИСТЕМА

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Индикаторная система станции наведения предназначена:

- для наблюдения воздушной обстановки в секторе обзора станции;
- выбора цели;
- грубого и точного наведения антенны и следящих систем на цель путем совмещения вертикальной и горизонтальной меток с изображением отраженного сигнала цели;
- выбора момента пуска ракет;
- наблюдения за полетом ракет и результатом стрельбы.

Индикаторная система состоит из четырех блоков: блока индикаторов наведения (ИЗ2В) и трех блоков индикаторов ручного сопровождения (ИЗ1В). Индикаторы наведения и ручного сопровождения (РС) имеют растровые развертки.

Блок индикаторов наведения имеет два индикатора. Один из них обеспечивает обзор пространства по дальности и углу места, другой — по дальности и азимуту.

Индикаторы наведения имеют три масштаба развертки дальности: 150, 75 и 5 км. Масштаб угловой развертки определяется размерами сектора сканирования лучей антенной системы. В режиме «Узкий луч» угловая развертка по азимуту и углу места равна  $7,5^\circ$ , а в режимах «Подсвет» и «Широкий луч» —  $20^\circ$ .

Блоки индикаторов ручного сопровождения имеют по одному индикатору, с помощью которых осуществляется сопровождение цели по азимуту, дальности и углу места. Индикатор РС по азимуту обеспечивает обзор пространства по дальности и азимуту, индикатор РС по углу места — по дальности и углу места, индикатор РС по дальности — по дальности и любой из угловых координат  $\beta$  или  $\epsilon$ . Индикаторы РС имеют три масштаба развертки дальности: 150, 75 и 5 км. Масштаб угловой развертки такой же, как и на индикаторах наведения.

Блок индикаторов наведения расположен в шкафу наведения, а блоки индикаторов ручного сопровождения — в трех шкафах РС (азимута, дальности и угла места). Схема расположения блоков приведена на рис. 34.

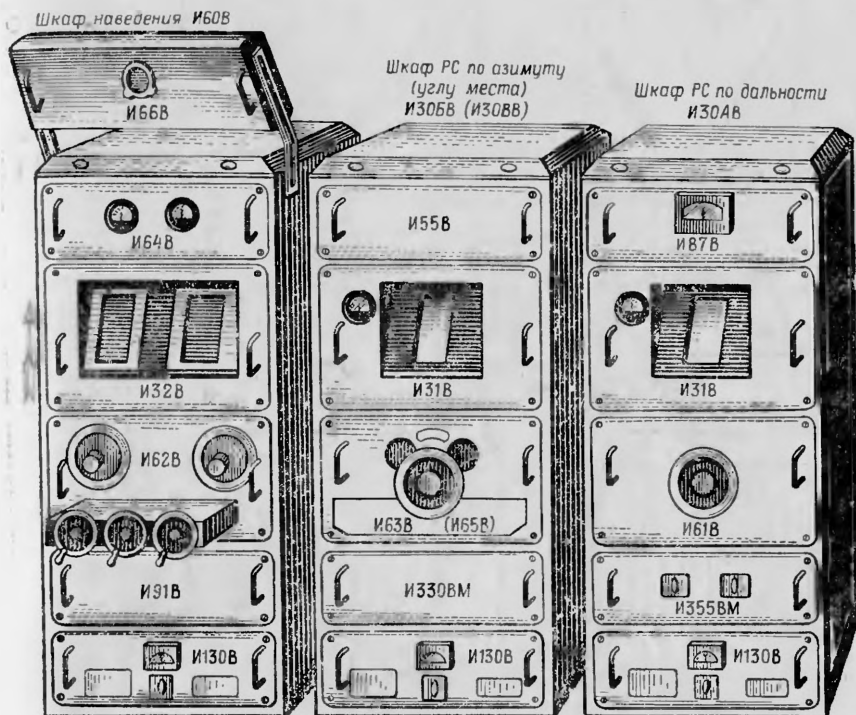


Рис. 34. Расположение блоков в шкафах наведения и РС:

*И66В* — блок управления; *И64В* — блок контроля; *И32В* — блок индикаторов наведения; *И62В* — блок наведения; *И91В* — блок синхронизатора; *И130В* — блок питания; *И55В* — главный усилитель сигналов цели; *И31В* — блок индикатора РС по азимуту (углу места, дальности); *И63В (И65В)* — блок РС по азимуту (углу места); *И330ВМ* — блок электронной схемы автоподслеживания и распределитель видеосигналов цели; *И87В* — блок определения наклонной дальности до точки встречи ракеты с целью; *И61В* — блок РС по дальности; *И355ВМ* — блок питателя сигналов цели промежуточной частоты

## 2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ИНДИКАТОРОВ НАВЕДЕНИЯ

Функциональная схема индикаторов наведения приведена на рис. 35.

Основными элементами индикаторов наведения являются:

- схема формирования развертки дальности;
- схема формирования угловых разверток по  $\beta$  и  $\epsilon$ ;
- схема формирования вертикальной метки;
- усилители видеосигналов и смесители меток;
- смесители бланков;
- электронно-лучевые трубки с отклоняющими и фокусирующими системами.

Схема формирования разверток дальности предназначена для создания пилообразных токов в катушках вертикального отклонения лучей электронно-лучевых трубок, соответствующих различным масштабам дальности.

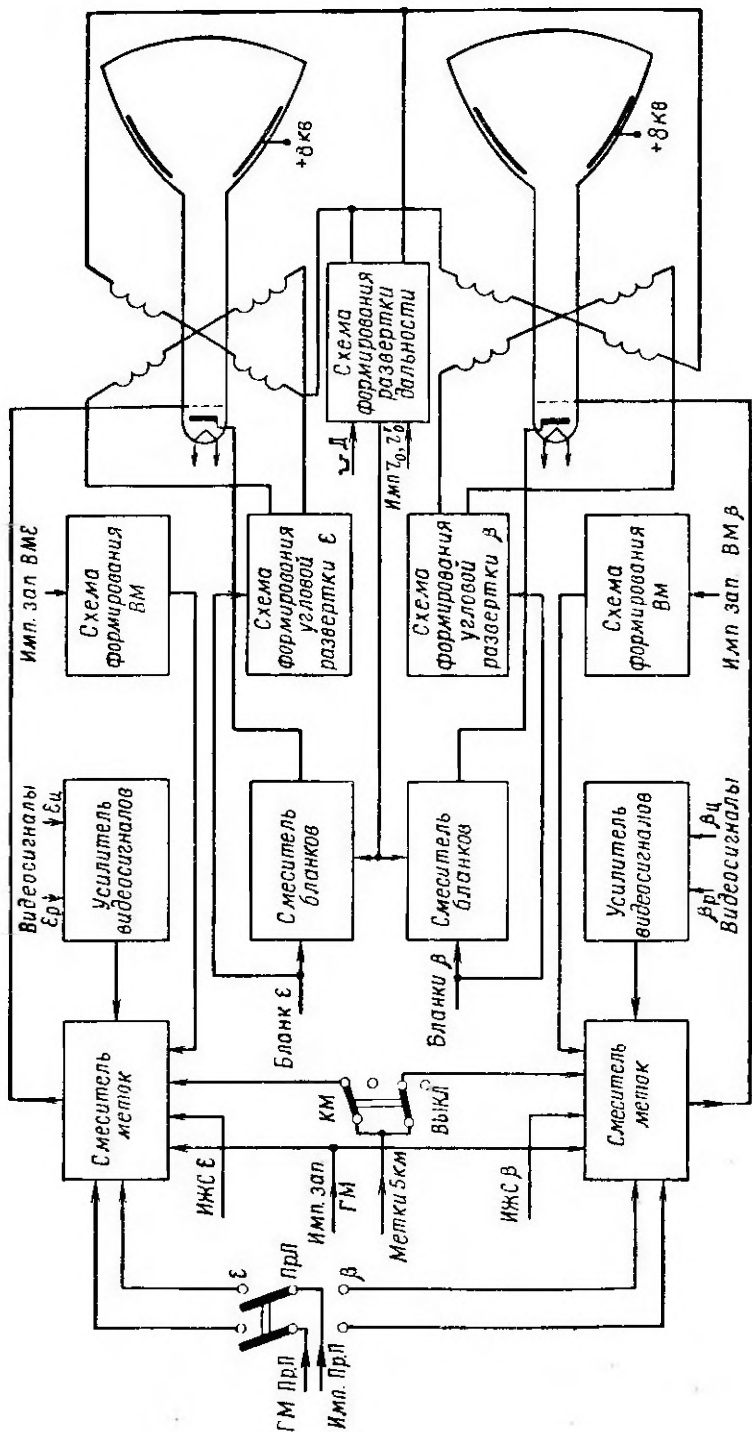


Рис. 35. Функциональная схема индикаторов наведения

При формировании разверток дальности, соответствующих масштабам 150 и 75 км, на запуск схемы формирования с синхронизатора дальности подаются импульсы  $r_0'$  и  $r_0$ . Импульс  $r_0'$  определяет начало обратного хода развертки дальности, а импульс  $r_0$  — конец обратного и начало прямого хода развертки дальности (рис. 36). Сформированное пилообразное напряжение обеспечивает линейное изменение токов в отклоняющих катушках. За счет линейно изменяющихся токов, протекающих через отклоняющие катушки, создаются электромагнитные поля, отклоняющие электронные лучи снизу вверх, образуя развертки дальности.

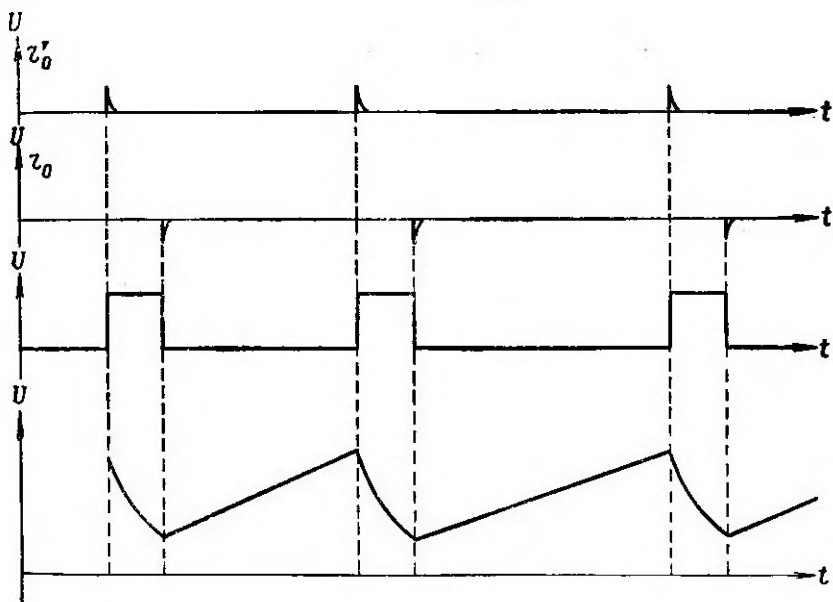


Рис. 36. Формирование напряжения развертки дальности в индикаторах наведения

Для формирования развертки дальности с масштабом 5 км используются отрицательные прямоугольные импульсы  $D$ , поступающие с индикатора РС (ИЗ1В).

Положительные импульсы, соответствующие обратному ходу развертки дальности, поступают на смесители бланков, а с выхода последних — на катоды электронно-лучевых трубок.

Схемы формирования угловых разверток предназначены для создания пилообразных токов в катушках горизонтального отклонения лучей электронно-лучевых трубок. На запуск схемы формирования подаются прямоугольные импульсы (бланки).

Схема формирует пилообразное напряжение, обратный ход которого соответствует длительности бланка. Пилообразное напряжение создает в отклоняющих катушках линейно изменяющийся ток, который образует электромагнитное поле, отклоняющее электронный луч трубки слева направо.

Для гашения обратного хода горизонтальной развертки используются те же бланки, которыми запускается схема формирования угловой развертки. Положительные бланки через смеситель бланков подаются на катод электронно-лучевой трубки, запирая ее на время обратного хода луча.

Таким образом, на электронный луч трубки воздействуют одновременно два взаимно перпендикулярных электромагнитных поля, отклоняющих луч снизу вверх и слева направо, т. е. электронный луч прочерчивает наклонную линию.

Схемы формирования вертикальных меток запускаются импульсами запуска ВМ  $\beta$  ( $\epsilon$ ), поступающими с координатной системы. Вертикальная метка  $\beta$  ( $\epsilon$ ) образуется при помощи дополнительного подсвета одной строки развертки дальности, ближайшей по времени к импульсу запуска вертикальной метки. Положительные импульсы подсвета вертикальных меток поступают сначала на смесители меток, а затем на управляющие электроды трубок, осуществляя дополнительный подсвет развертки дальности на время прямого хода.

Таким образом, из всех разверток дальности подсвечивается лишь одна, которая соответствует середине сектора сканирования.

Усилители видеосигналов и смесители меток предназначены для усиления видеосигналов цели и ракет и смешивания их с электронными метками. Видеосигналы цели и ракет усиливаются по амплитуде и подаются на смесители меток.

В смесителях, помимо сигналов цели и ракет, смешиваются следующие сигналы:

— калибрационные метки (КМ), поступающие на вход смесителей с синхронизатора дальности при установке тумблера КМ—ВЫКЛ. в положение КМ, и импульсы индикации ждущих стробов (ИЖС), вырабатываемые в координатной системе;

— импульсы ГМ Пр.П (импульсы дальности до точки встречи ракеты с целью) и импульсы Пр.П (импульсы границ зоны поражения), поступающие из блоков автоматизированного прибора пуска (АПП) через переключатель  $\epsilon$ —Пр.П— $\beta$ ;

— импульсы запуска горизонтальной метки, поступающие с координатной системы.

С выхода смесителей видеосигналы и метки подаются на управляющие электроды электронно-лучевых трубок и наблюдаются в виде яркостных меток.

### 3 ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ИНДИКАТОРА РУЧНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ

Индикаторы ручного сопровождения по дальности, азимуту и углу места по своей конструкции и принципу действия аналогичны. Функциональная схема индикатора РС приведена на рис. 37.

Основными элементами индикатора РС являются:

- схема формирования развертки дальности;
- схема формирования угловой развертки;
- схема формирования вертикальной метки;
- схема формирования горизонтальной метки;
- усилитель видеосигналов и смесители;
- электронно-лучевая трубка с отклоняющей и фокусирующей системами.

Принцип формирования растровой развертки в индикаторе РС такой же, как и в индикаторах наведения, но схема формирования развертки дальности имеет некоторые отличия, обусловленные различными методами формирования вертикальных меток.

На запуск схемы формирования развертки дальности поступает импульс запуска Д75—150 ( $r_0'$ ) с синхронизатора дальности или импульс запуска Д5 (ЗИРС) с координатной системы. Масштаб развертки дальности определяется положением тумблера 75—5. При установке тумблера в положение 75 масштаб развертки может быть 75 и 150 км в зависимости от положения тумблера 75—150 на блоке наведения. С приходом импульса запуска в схеме формирования развертки дальности вырабатывается пилообразное напряжение, длительность которого определяется выбранным масштабом работы. Пилообразное напряжение поступает на вход усилителя тока, нагрузкой которого являются вертикально отклоняющие катушки электронно-лучевой трубки.

Масштаб угловой развертки и принцип ее формирования такой же, как и в индикаторах наведения.

Подсвет прямого хода развертки дальности при масштабе 5 км и гашение обратного хода при масштабе 75 и 150 км, а также гашение обратного хода угловой развертки осуществляются импульсами бланков. Импульсы бланков поступают на смеситель бланков и далее на катод электронно-лучевой трубки.

Схемы формирования вертикальной метки в индикаторах наведения и ручного сопровождения различны потому, что к ним предъявляются различные требования в отношении точности определения координат. В индикаторах наведения вертикальная метка образуется путем дополнительного подсвета одной из строк развертки дальности.

Индикаторы ручного сопровождения совместно с блоками РС служат для точного совмещения вертикальных меток с серединой

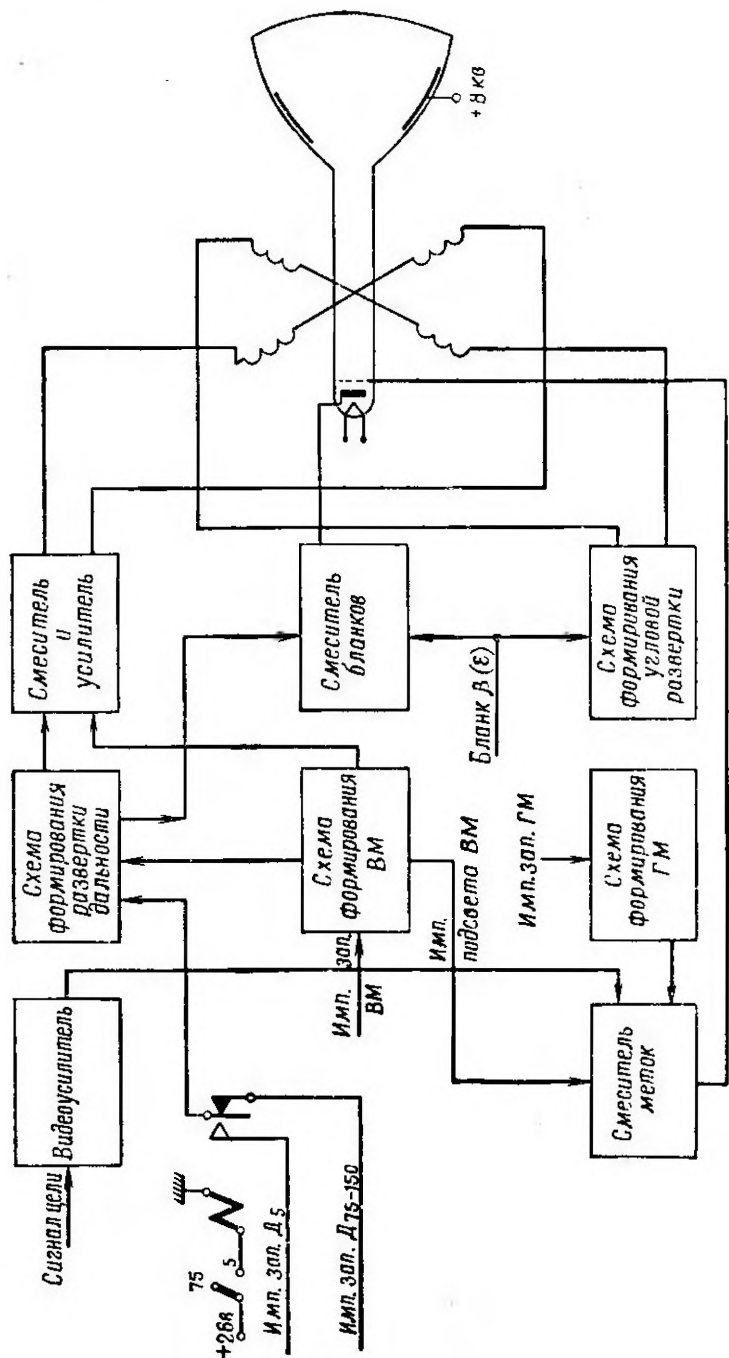


Рис. 37. Функциональная схема индикатора РС

сигнала цели; при этом точность определения угловых координат цели в режиме РС будет зависеть от точности совпадения ВМ с биссектрисой сектора сканирования и точности совмещения ВМ с серединой сигнала цели. Отсюда следует, что метод формирования ВМ, используемый в индикаторах наведения, неприемлем в индикаторах РС.

В индикаторах РС вертикальная метка формируется в виде специального пилообразного напряжения, длительность которого выбирается минимальной. На время формирования вертикальной метки схема формирования развертки дальности blankируется. Сформированное пилообразное напряжение поступает на смеситель, где происходит смешение пилообразных напряжений развертки дальности и вертикальной метки. Запуск схемы формирования ВМ производится или импульсами, формируемыми в координатной системе (ВМК), или импульсами, приходящими с антенных датчиков кабины ПВ (ВМА).

Схема формирования горизонтальных меток предназначена для создания кратковременных импульсов подсвета каждой из разверток дальности, образующих горизонтальные метки. На индикаторах РС в масштабе 75 км горизонтальная метка наблюдается в виде одной горизонтальной линии, а в масштабе 5 км — в виде двух горизонтальных линий, отстоящих одна от другой на 3—4 мм. На запуск схемы подаются импульсы запуска ГМ, поступающие с координатной системы.

Видеоусилитель и смеситель меток предназначены для усиления сигналов цели и смешивания их с импульсами горизонтальных меток и импульсами подсвета вертикальной метки. Смешанные сигналы поступают на управляющий электрод трубки.

## ГЛАВА VII

# СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЕМ АНТЕНН, ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК И ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ МЕТКИ ДАЛЬНОСТИ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Система управления антеннами, пусковыми установками и горизонтальной меткой дальности предназначена:

— для управления синхронно-следящими приводами антенн и пусковых установок;

— для наведения следящей системы дальности на цель с помощью управления горизонтальной меткой дальности;

— для выработки напряжений, являющихся функциями угловых координат цели и скоростей их изменения.

В состав системы управления положением антенн, пусковых установок и метки дальности входят следующие устройства:

— блок переброса (И67В), предназначенный для управления положением антенн по азимуту в режиме «Переброс»;

— блок наведения (И62В), предназначенный для управления положением антенн и метки дальности в режимах поиска и наведения;

— блоки ручного сопровождения по азимуту и углу места (И63В и И65В), предназначенные для управления положением антенн и пусковых установок в режимах ручного и автоматического сопровождения цели;

— блок ручного сопровождения по дальности (И61В), предназначенный для управления положением метки дальности;

— блоки автоматического подслеживания (И330ВМ  $\beta$  и  $\epsilon$ ), предназначенные для обеспечения автоматического слежения антеннами и пусковыми установками за целью;

— силовые приводы антенн и пусковых установок.

### 2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Система управления положением антенн, пусковых установок и горизонтальной метки дальности может работать в следующих режимах:

- поиска;
- наведения;
- ручного сопровождения;
- автоматического сопровождения (с ручным и автоматическим подслеживанием по азимуту и углу места).

Режим поиска обеспечивает обнаружение цели. В этом режиме система управления антеннами может работать как при наличии, так и при отсутствии целеуказания.

При наличии целеуказания система управления антеннами по азимуту может осуществлять переброс и секторный поиск.

В том случае, когда целеуказание отсутствует, система управления антеннами может осуществлять круговой и секторный поиски.

Включение режима «Переброс» осуществляется с блока переброса (И67В), расположенного на выносном индикаторе кругового обзора (ВИКО) станции разведки и целеуказания. В состав блока входят сельсин-приемник (М1) и органы коммутации, позволяющие включать и выключать режим «Переброс» (рис. 38). Трехфазные обмотки сельсин-приемника М1 связаны с трехфазными обмотками сельсин-датчика М14, расположенного в блоке РС по азимуту (И63В). Ротор сельсин-приемника М1 связан со штурвалом, который выведен на переднюю панель блока переброса. При вращении штурвала изменяется положение подвижного визира, который устанавливается в направлении на цель, наблюдаемую на экране ВИКО. При нажатии кнопки ПЕРЕБРОС получают питание реле Р19 и Р5. Контактными реле Р5 замыкается цепь подачи управляющего напряжения с выхода сельсина М1 на вход усилителя привода стабильной скорости. Величина управляющего напряжения будет зависеть от величины рассогласования в положении роторов сельсинов М1 и М14.

Напряжение с выхода усилителя подается на электродвигатель М3, вращение которого передается на сельсин-датчики грубого и точного отсчетов (ГО и ТО). Сельсин-датчики связаны с соответствующими сельсин-приемниками кабины ПВ.

Изменение положения ротора сельсин-датчика вызывает появление управляющего напряжения на выходе сельсин-приемников кабины ПВ. Управляющее напряжение после усиления в электронном усилителе, а затем в электромашинном усилителе поступает на исполнительный двигатель, который приводит во вращение кабину ПВ и устанавливает ее в направлении на цель, выбранную на экране ВИКО.

Пусковые установки в режиме «Переброс» неподвижны, так как разорвана связь между сельсин-датчиками кабины УВ и сельсин-приемниками ПУ. Эта связь замыкается после выдачи синхронизации.

Вращение электродвигателя М3 передается также на ротор сельсин-датчика М14 и устанавливает его в согласованное положение с ротором сельсин-приемника М1. При согласовании рото-

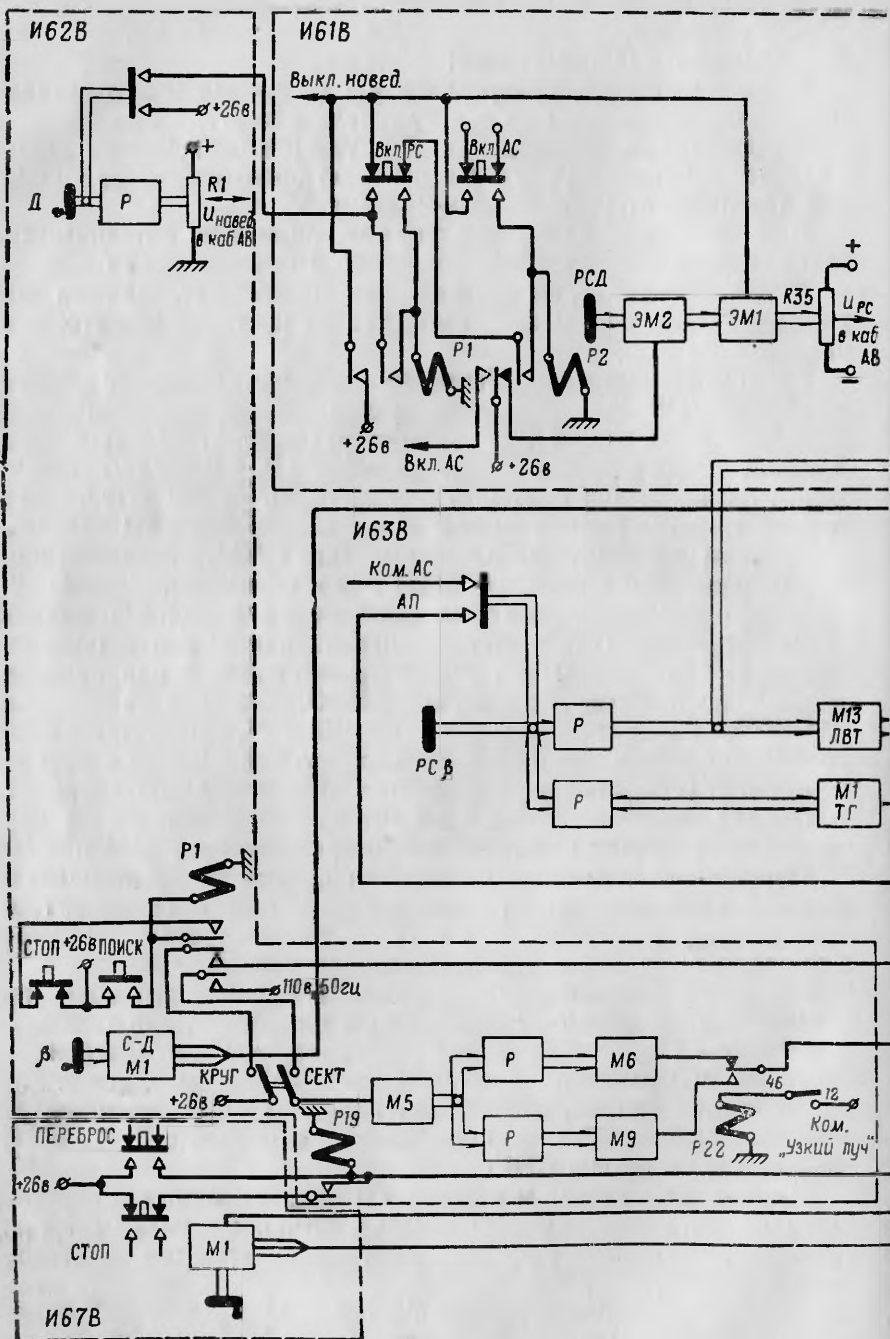
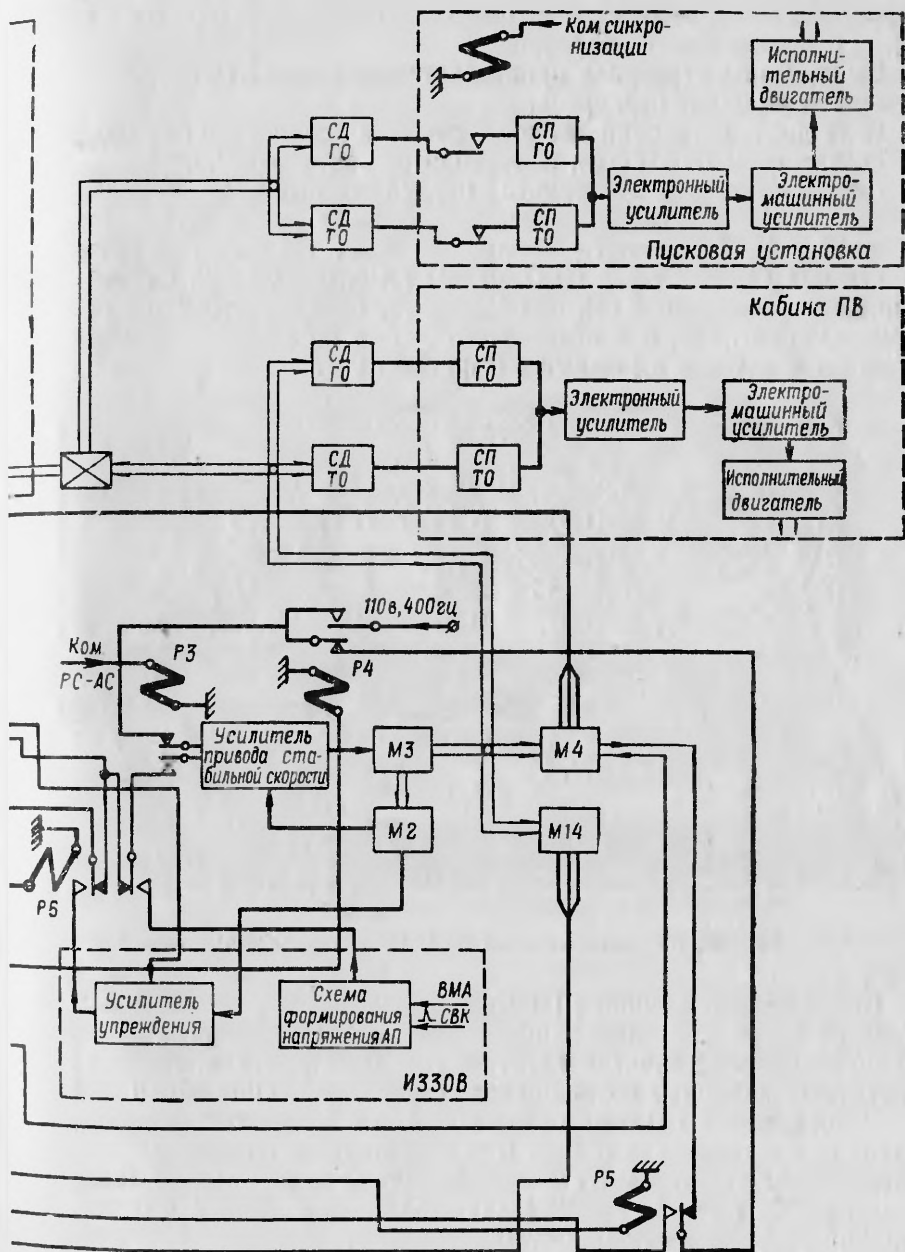


Рис 38. Функциональная схема



системы управления

ров СД—СП управляющее напряжение становится равным нулю, т. е. заканчивается переброс.

Выключение переброса производится кнопкой СТОП, расположенной на блоке переброса.

Если после остановки антенной системы цель на индикаторах наведения не наблюдается, производится секторный поиск.

Для включения секторного поиска необходимо тумблер КРУГ—СЕКТ на блоке наведения (И62В) установить в положение СЕКТ и нажать кнопку ПОИСК (рис. 39). Величина сектора определяется положением тумблера 46—12. Секторный поиск с величиной сектора  $12^\circ$  можно включить только в режиме «Узкий луч», а с величиной сектора  $46^\circ$  — как в режиме «Узкий луч», так и в режиме «Широкий луч».

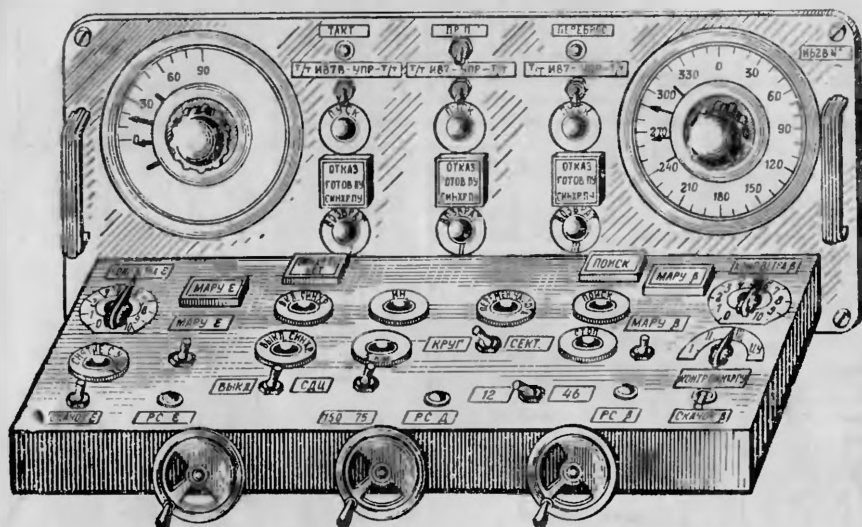


Рис. 39. Передняя панель блока наведения (И62В)

После нажатия кнопки ПОИСК срабатывает реле Р1 блока И62В и через его замкнувшиеся контакты напряжение 110 в, 50 гц подается на электродвигатель М5. Электродвигатель через редукторы приводит во вращение роторы сельсинов М6 и М9.

Со статорных обмоток сельсинов М6 и М9 напряжения подаются на контакты реле Р22. В зависимости от положения тумблера 46—12 одно из этих напряжений поступает на обмотку сельсина М4 в блоке И63В. Напряжение с сельсина М4 поступает на усилитель привода стабильной скорости через контакты реле Р5, Р4 и Р3. Контактными реле Р5 и Р3 разрывается цепь подачи напряжения секторного поиска в режимах РС—АС и «Переброс».

В режиме секторного поиска обеспечивается качание кабины ПВ, а следовательно, и сектора обзора в азимутальной плоскости.

сти в пределах  $12^\circ$  или  $46^\circ$ ; при этом направление биссектрисы сектора обзора можно изменять с помощью штурвала наведения по азимуту.

Режим кругового поиска включается при установке тумблера КРУГ — СЕКТ в положение КРУГ и нажатии кнопки ПО-ИСК; при этом срабатывают реле Р1 и Р4. Контактными реле Р4 замыкается цепь подачи напряжения 110 в, 400 гц на вход усилителя привода стабильной скорости. Круговой поиск в азимутальной плоскости обеспечивает непрерывное вращение кабины ПВ со скоростью 2,7 об/мин.

Режим наведения предназначен для грубого наведения на цель антенной системы по азимуту и углу места и горизонтальной метки дальности.

Наведение по дальности осуществляется с помощью штурвала дальности (Д), расположенного на блоке наведения. Вращение штурвала через редуктор передается на движок потенциометра. С движка потенциометра напряжение подается в кабину АВ на следящую систему дальности. С изменением величины напряжения наведения ( $U_{\text{навед}}$ ) изменяется положение импульсов запуска горизонтальной метки, а на экране индикатора наведения наблюдается перемещение горизонтальной метки дальности. Следящая система будет наведена на цель при совмещении ГМ с сигналом цели.

Наведение по азимуту и углу места осуществляется с помощью штурвалов  $\beta$  и  $\epsilon$ , расположенных на блоке наведения (И62В). Вращение штурвала наведения по  $\beta$  передается к сельсин-датчику М1. Сельсин-датчик М1 связан с сельсин-приемником М4 блока И63В. С сельсин-приемника напряжение пропорциональное углу рассогласования, подается на усилитель привода стабильной скорости через нормально замкнутые контакты реле Р5, Р4, Р3. Усиленное напряжение подается на электродвигатель М3. Вращение двигателя через кинематическую схему передается к сельсин-датчикам грубого и точного отсчетов, а также к ротору сельсин-приемника М4. Направление движения ротора сельсин-приемника М4 соответствует уменьшению напряжения рассогласования; при этом кабина ПВ изменяет свое положение на определенный угол и будет находиться в заданном направлении до тех пор, пока вновь не будет изменено положение штурвала наведения. Управление в режиме наведения является управлением по положению.

Режим ручного сопровождения предназначен для точного сопровождения цели по дальности и угловым координатам.

Ручное сопровождение по дальности осуществляется с блока РС дальности (И61В). Переход из режима наведения в режим ручного сопровождения производится перемещением штурвала дальности от себя и нажатием после этого кнопки ВКЛ.РС на блоке И61В. В результате этих операций срабатывает реле Р1, контактами которого замыкается цепь подачи напряжения

+26 в на электромагнитную муфту ЭМ1 и выдается напряжение выключения наведения в координатную систему. При вращении штурвала РСД блока И61В изменяется уровень напряжения, снимаемого с потенциометра R35. Напряжение, снимаемое с потенциометра, поступает в координатную систему и служит для управления положением запуска горизонтальной метки по положению и по скорости; при этом временное положение импульсов запуска развертки дальности связано с импульсами запуска развертки индикаторов РС в масштабе 5 км. Поэтому на экранах индикаторов РС в масштабе 5 км горизонтальная метка будет всегда находиться в середине развертки дальности.

Ручное сопровождение по азимуту (углу места) осуществляется с помощью штурвала РСβ (ε) блока И63В (И65В). Переход из режима наведения по угловым координатам в режим РС производится так же, как и по дальности. Вращение штурвала РС передается через редукторы на тахогенератор (ТГ) М1 и линейно вращающийся трансформатор (ЛВТ) М13; при этом тахогенератор вырабатывает управляющее напряжение по положению, а линейно вращающийся трансформатор — по скорости. Управляющее напряжение по скорости и по положению через нормально замкнутые контакты реле Р6 блока И63В подается на вход усилителя привода стабильной скорости. Дальнейший процесс работы системы управления антеннами аналогичен режиму наведения. Под действием двух напряжений антенная система и пусковые установки не только изменяют свое положение, но и начинают перемещаться по угловой координате с постоянной скоростью, зависящей от угла поворота штурвала РС.

Для стабилизации системы управления имеется тахогенератор М2, напряжение которого как напряжение обратной связи подается на вход усилителя привода стабильной скорости.

**Режим автоматического сопровождения** обеспечивает наиболее высокую точность слежения за положением цели в пространстве. Режим АС может включаться отдельно по каждой координате и только из режима ручного сопровождения.

Автоматическое сопровождение по дальности включается нажатием кнопки ВКЛ. АС на блоке И61В. При нажатии кнопки ВКЛ. АС срабатывает реле Р2. Контактными этого реле разрывается цепь подачи напряжения +26 в на электромагнитную муфту ЭМ2, которая отключает штурвал РС от движка потенциометра R35. В кабину АВ выдается напряжение включения автоматического сопровождения по дальности. В режиме АС сопровождение цели ведется координатной системой и оператор РС по дальности в работе не участвует.

Автоматическое сопровождение по азимуту включается так же, как и по дальности. В кабину АВ выдается напряжение включения автоматического сопровождения цели угловой следящей системой. В режиме АС угловая следящая система обеспечивает непрерывную выработку угловой координаты. Слежение за

целью может производиться во всем секторе сканирования, а в режиме «Подсвет» в пространстве, ограниченном шириной узкого луча. Чтобы цель не вышла за пределы сектора сканирования, а в режиме «Подсвет» за пределы луча, по мере движения цели сектор сканирования и луч в режиме «Подсвет» должны поворачиваться в сторону движения цели. Такое подслеживание сектора сканирования и луча за целью в режиме АС осуществляется оператором РС по угловой координате.

Автоматическое сопровождение с ручным подслеживанием за целью осуществляется так же, как и ручное сопровождение, только в этом случае оператор совмещает вертикальную метку, связанную с сигналом цели, с механической риской на экране индикатора РС. Таким образом, работа системы управления антеннами и ПУ при автоматическом сопровождении с ручным подслеживанием аналогична работе в режиме РС.

Режим автоматического подслеживания (АП) включается подачей штурвала РС на себя: Включить режим АП можно только в режиме автосопровождения. При подаче штурвала РС на себя подается питание на реле Р6 блока И63В. Kontakтами реле Р6 разрывается цепь подачи напряжений тахогенератора М1 и ЛВТ М13 на усилитель привода стабильной скорости. Вместо этих напряжений на вход усилителя подается управляющее напряжение АП с блока И330ВМ (электронная схема системы автоподслеживания).

На схему формирования напряжения автоподслеживания из кабины АВ поступает импульс СВК, который связан с сигналом цели. Из кабины ПВ поступает импульс вертикальной метки (ВМА), который определяет положение биссектрисы сектора сканирования. Схема формирования напряжения АП вырабатывает сигнал, пропорциональный временному рассогласованию между импульсами СВК и ВМА. Привод стабильной скорости обрабатывает этот сигнал так, чтобы совместить импульсы ВМА и СВК, т. е. повернуть антенну до совмещения биссектрисы сектора сканирования с сигналом цели. Таким образом, в режиме АП производится как автоматическое сопровождение цели, так и автоматическое подслеживание за ней. Оператор РС в этом режиме в работе не участвует.

Для обеспечения выстреливания ракеты в сектор обзора станции пусковым установкам задается определенная величина упреждения по угловым координатам. Угол упреждения тем больше, чем больше угловая скорость перемещения антенны кабины ПВ. В режиме автосопровождения с автоподслеживанием (АС—АП) сигнал упреждения вырабатывается усилителем упреждения, расположенным в блоке И330ВМ. На вход усилителя упреждения подается напряжение, снимаемое с тахогенератора М2, и напряжение, снимаемое с линейно вращающегося трансформатора М13. Тахогенератор М2 механически связан с электродвигателем М3. Напряжение, снимаемое с тахогенератора М2, за-

висит от скорости вращения двигателя. Усиленное напряжение поступает на тахогенератор М1, который в режиме автоподслеживания работает как электродвигатель. Вращение электродвигателя М1 через редуктор и дифференциал передается сельсин-датчикам пусковых установок, обеспечивая определенную величину упреждения в положении пусковых установок относительно положения антенн кабины ПВ. Кроме того, электродвигатель М1 механически связан с линейно вращающимся трансформатором М13. С выхода ЛВТ снимается переменное напряжение, амплитуда которого зависит от его угла поворота, т. е. это напряжение характеризует величину упреждения. Напряжение, снимаемое с ЛВТ, подается на вход усилителя упреждения.

Таким образом, усилитель упреждения, электродвигатель М1 и линейно вращающийся трансформатор представляют собой следящую систему, позволяющую изменять величину упреждения ПУ в зависимости от скорости перемещения антенн кабины ПВ. При увеличении напряжения, снимаемого с тахогенератора М2, приводится во вращение электродвигатель М1. Двигатель М1 через редуктор задаст новую величину упреждения, повернув сельсин-датчики ПУ. Одновременно двигатель М1 развернет ЛВТ (М13) до такого положения, при котором снимаемое с него напряжение скомпенсирует до нуля напряжение тахогенератора М2.

Во всех режимах сопровождения цели блоки РС (И63В и И65В) вырабатывают напряжения, пропорциональные скорости движения антенн, а также напряжения, являющиеся функциями угловых координат  $\beta \sin \epsilon$ ,  $\beta \cos \epsilon$ . Эти напряжения используются в кабине АВ для формирования команд управления ракетой, в автоматизированном приборе пуска и в имитационной аппаратуре.

## ГЛАВА VIII КООРДИНАТНАЯ СИСТЕМА

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Координатная система предназначена для определения текущих координат цели и трех наводимых на нее ракет.

Текущими координатами цели и ракеты являются:

- наклонная дальность до цели и ракеты ( $r_{ц}$ ,  $r_{р}$ );
- относительный азимут цели и ракеты ( $\beta_{ц}$ ,  $\beta_{р}$ );
- относительный угол места цели и ракеты ( $\epsilon_{ц}$ ,  $\epsilon_{р}$ ).

Система определения координат цели и ракет содержит один канал определения координат цели и три канала определения координат ракет. Аппаратура координатной системы размещена в четырех шкафах, расположенных в кабине АВ:

- шкаф определения координат цели (К70АВ);
- три шкафа определения координат ракет (К70БВ I, II, III — по числу каналов).

Расположение блоков в шкафах координатной системы приведено на рис. 40.

### 2. ПРИНЦИП ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ

Координатная система формирует измерительные импульсы дальности ( $r_{ц}$  и  $r_{р}$ ) и угла ( $\beta_{ц}$ ,  $\beta_{р}$ ,  $\epsilon_{ц}$ ,  $\epsilon_{р}$ ), непрерывно совпадающие по времени с сигналами цели и ракеты. Совмещение измерительных импульсов производится следящими системами дальности и угла координатных блоков цели и ракеты.

Следящая система дальности цели (блок К71В) приведена на рис. 41.

Дискриминатор дальности является измерительным элементом следящей системы. На вход дискриминатора подаются видеоимпульсы цели и стробы сопровождения по дальности. Стробы сопровождения представляют собой импульсы, сдвинутые одна относительно другого на постоянную величину и имеющие переменную задержку относительно опорных импульсов  $r'_{0ц}$ . При совмещении стробов сопровождения с видеоимпульсами дискри-

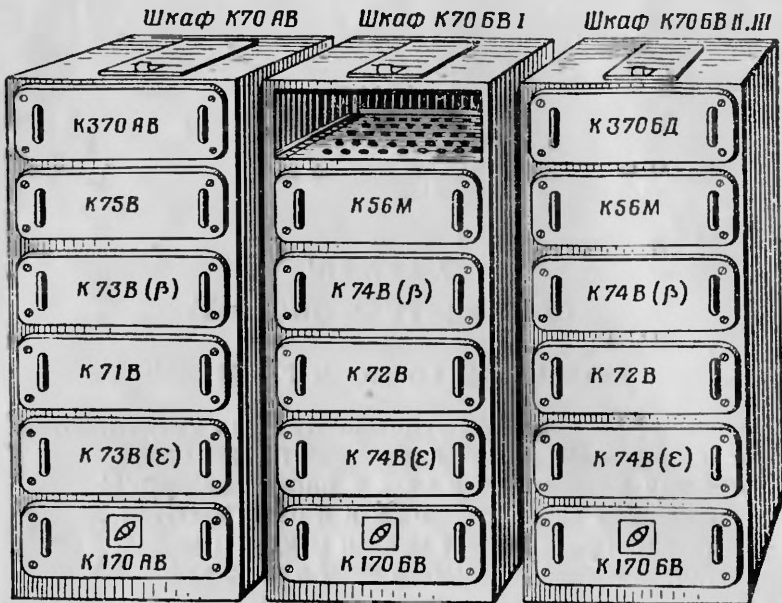


Рис. 40. Расположение блоков в шкафах координатной системы:

К370АВ — блок имитации видеосигналов; К75В — блок опорных напряжений; К73Вε(β) — блок угла места (азимута) цели; К71В — блок дальности цели; К170АВ и К170БВ — блоки питания; К56М — блок усилителей сигнала ракеты; К74В(β) — блок определения угла места (азимута) ракеты; К72В — блок дальности ракеты; К370БД — блок имитации и распределения сигналов ПЧ

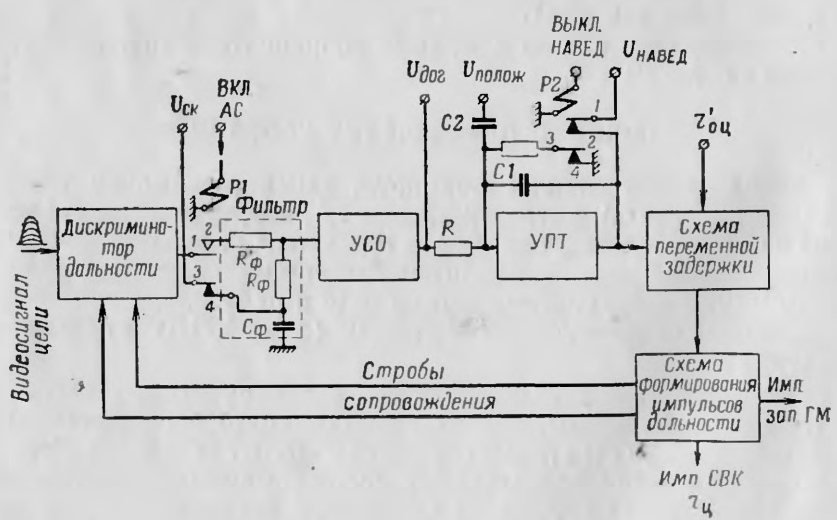


Рис. 41. Следящая система дальности цели

мигатор вырабатывает напряжение сигнала ошибки, знак и величина которого определяются направлением и величиной сдвига гидеонимпульса цели относительно стыка стробов сопровождения (рис. 42, а и б).

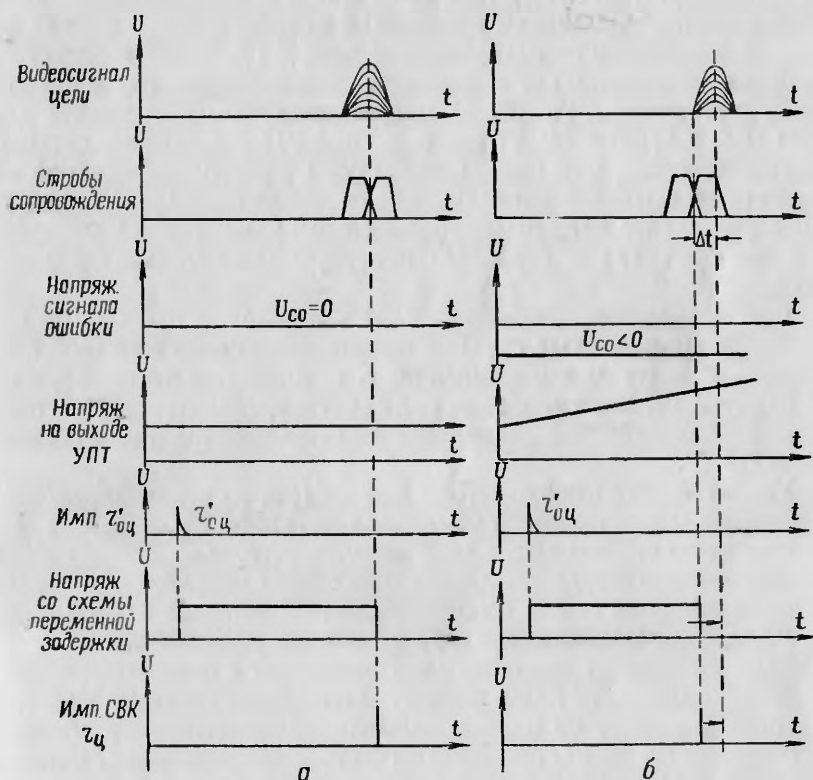


Рис. 42. Принцип работы следящей системы дальности цели

Напряжение сигнала ошибки ( $u_{с0}$ ) через фильтр и усилитель сигнала ошибки поступает на вход усилителя постоянного тока (УПТ) с цепью обратной связи, образованной элементами  $R$  и  $С1$ . Скорость изменения выходного напряжения УПТ прямо пропорциональна величине входного напряжения. Интегрирующе-дифференцирующий фильтр ( $R_{\phi}'$ ,  $R_{\phi}$ ,  $C_{\phi}$ ) создает необходимую инерционность и память следящей системы. Выходное напряжение усилителя постоянного тока подается на схему переменной задержки. Длительность импульса, формируемого схемой переменной задержки, зависит от величины управляющего напряжения, поступающего с выхода УПТ.

Задним фронтом импульса схемы переменной задержки запускается схема формирования импульсов дальности.

Схема формирования импульсов дальности вырабатывает стробы сопровождения, импульсы запуска горизонтальной метки и импульсы СВК ( $r_{д}$ ), связанные со стробами сопровождения и характеризующие координату дальности цели.

Рассмотрим работу следящей системы и взаимодействие ее элементов при изменении положения входного видеосигнала цели. Если положение видеосигнала такое, что стык стробов сопровождения совпадает с центром видеосигнала, то на выходе дискриминатора (рис. 42, а) напряжение сигнала ошибки равно 0 ( $u_{со} = 0$ ). В этом случае с выхода УПТ снимается постоянное напряжение, которое, воздействуя на схему переменной задержки, не изменяет длительности импульса переменной задержки, в результате чего измерительный импульс совпадает с центром видеосигнала и отражает истинную координату дальности цели.

При изменении положения видеосигнала (в сторону увеличения дальности) стык стробов сопровождения уже не будет совпадать с центром видеосигнала, т. е. появится рассовмещение  $\Delta t$  (рис. 42, б). На выходе дискриминатора появится отрицательный сигнал ошибки, величина которого пропорциональна величине  $\Delta t$ .

Усилитель постоянного тока выработает линейно возрастающее напряжение, скорость изменения которого будет пропорциональна величине входного напряжения, т. е.  $u_{со}$ . Это приведет к увеличению длительности импульса схемы переменной задержки и совмещению стыка стробов сопровождения (а следовательно, и измерительного импульса) с центром видеосигнала.

Если положение видеосигнала изменяется в сторону уменьшения дальности, то процесс работы следящей системы аналогичен предыдущему, но сигнал ошибки вырабатывается положительный и УПТ выдает линейно падающее напряжение, которое приводит к уменьшению длительности импульса со схемы переменной задержки.

Режим работы замкнутой следящей системы, в которой слежение за видеосигналом цели и выработка координаты дальности происходят автоматически, называется режимом автоматического сопровождения. Кроме того, следящая система дальности может работать в режиме наведения и в режиме ручного сопровождения.

В режиме наведения дискриминатор дальности контактами реле Р1 отключен от усилителя сигнала ошибки, а вход УПТ через нормально замкнутые контакты реле Р2 замкнут на корпус. В этом режиме производится грубое совмещение стробов сопровождения (импульса дальности) с сигналом цели, выбранной для сопровождения; при этом на вход схемы переменной задержки подается напряжение наведения ( $u_{навед}$ ) из кабины УВ. Изменяя уровень этого напряжения, все формируемые в блоке импульсы оператор наведения перемещает по дальности так, чтобы гори-

горизонтальная метка на экране индикатора, а следовательно, и стробы сопровождения оказались совмещенными с сигналом цели. После этого следящая система переводится в режим ручного сопровождения (РС).

В режиме РС напряжение наведения отключается от входа схемы переменной задержки контактами реле Р2, а вход УПТ — от корпуса. На вход УПТ поступают: через усилитель сигнала ошибки — напряжение РС по скорости ( $u_{ск}$ ), через конденсатор С2 — напряжение РС по положению ( $u_{полож}$ ) и непосредственно на вход УПТ — напряжение догона ( $u_{дог}$ ).

Под действием напряжения РС по положению и по скорости стробы сопровождения и связанные с ними импульсы СВК и ГМ изменяют свое положение и движутся с постоянной скоростью. Напряжение догона ( $u_{дог}$ ) используется для быстрого совмещения горизонтальной метки (стробов сопровождения) с сигналом цели. Управление положением стробов сопровождения в режиме РС осуществляется из кабины УВ с блока РС по дальности.

После совмещения стробов сопровождения с видеосигналом цели следящая система переводится в режим автоматического сопровождения. Работа следящей системы в режиме АС была рассмотрена выше.

Следящая система дальности ракеты (блок К72В) работает в двух режимах: в режиме установки ждущих стробов (УЖС) и в режиме автосопровождения ракеты (АС).

В режиме АС следящая система содержит те же элементы, что и рассмотренная выше следящая система дальности цели.

В режиме УЖС вместо дискриминатора дальности используется схема УЖС, которая в этом режиме выполняет роль дискриминатора следящей системы. Стробы сопровождения в этом режиме установлены на определенную дальность, и после старта ракеты, в момент совпадения видеосигнала ответчика ракеты со вторым стробом сопровождения, срабатывает схема захвата, которая отключает схему УЖС и переводит следящую систему в режим АС.

Угловая следящая система цели (блок К73В) приведена на рис. 43.

На вход угловой следящей системы подается напряжение ступенчатой огибающей сигналов цели, образующееся в каскаде синхронного детектора, куда поступают видеоимпульсы цели. Напряжение огибающей (рис. 44) поступает на дискриминатор угла; сюда же подаются первый и второй угловые стробы сопровождения, представляющие собой импульсы прямоугольной формы, следующие с частотой сканирования и сдвинутые относительно друг друга на постоянную величину. Дискриминатор угла вырабатывает напряжение сигнала ошибки, полярность и величина которого определяются соответственно направлением и величиной рассогласования центра огибающей с серединой стробов. Напряжение сигнала ошибки через фильтр и усилитель сиг-

нала ошибки (УСО) поступает на вход усилителя постоянного тока.

С выхода усилителя снимается напряжение, скорость изменения которого пропорциональна входному напряжению. Выходное напряжение усилителя постоянного тока сравнивается по величине с опорным угловым напряжением в схеме сравнения уровней. Опорное угловое напряжение имеет пилообразную форму, частота его соответствует частоте сканирования луча антенны.

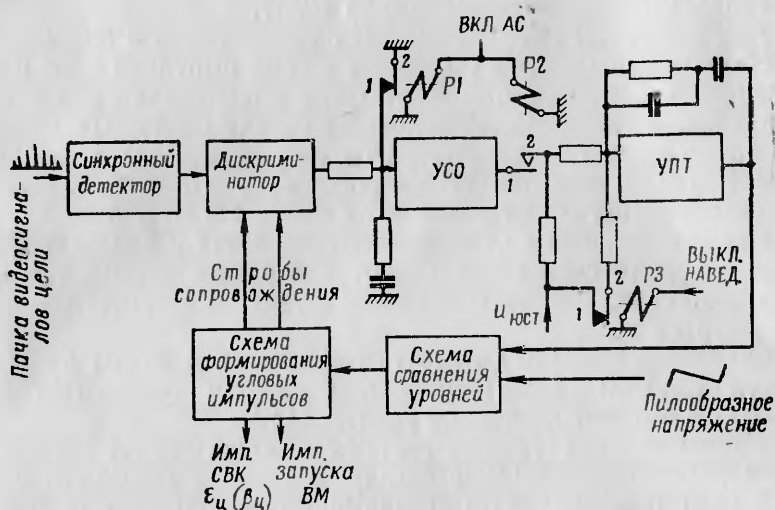


Рис 43. Угловая следящая система цели

Схема сравнения уровней фиксирует момент равенства величин пилообразного напряжения и выходного напряжения усилителя постоянного тока.

В момент равенства этих напряжений схема вырабатывает импульс сравнения, который поступает на схему формирования угловых импульсов. Уровень выходного напряжения усилителя постоянного тока изменяется относительно пилообразного напряжения так, что стробы сопровождения, а следовательно, и измерительные импульсы перемещаются к центру пачки видеосигналов цели.

Угловая следящая система цели может работать в режимах наведения, ручного сопровождения и автоматического сопровождения.

В режиме наведения следящая система разомкнута контактами реле P2; при этом вход УСО заземлен. На вход УПТ подается фиксированное напряжение юстировки стробов. Выходное напряжение усилителя постоянного тока в этом режиме примерно равно среднему значению диапазона его изменения, и соответ-

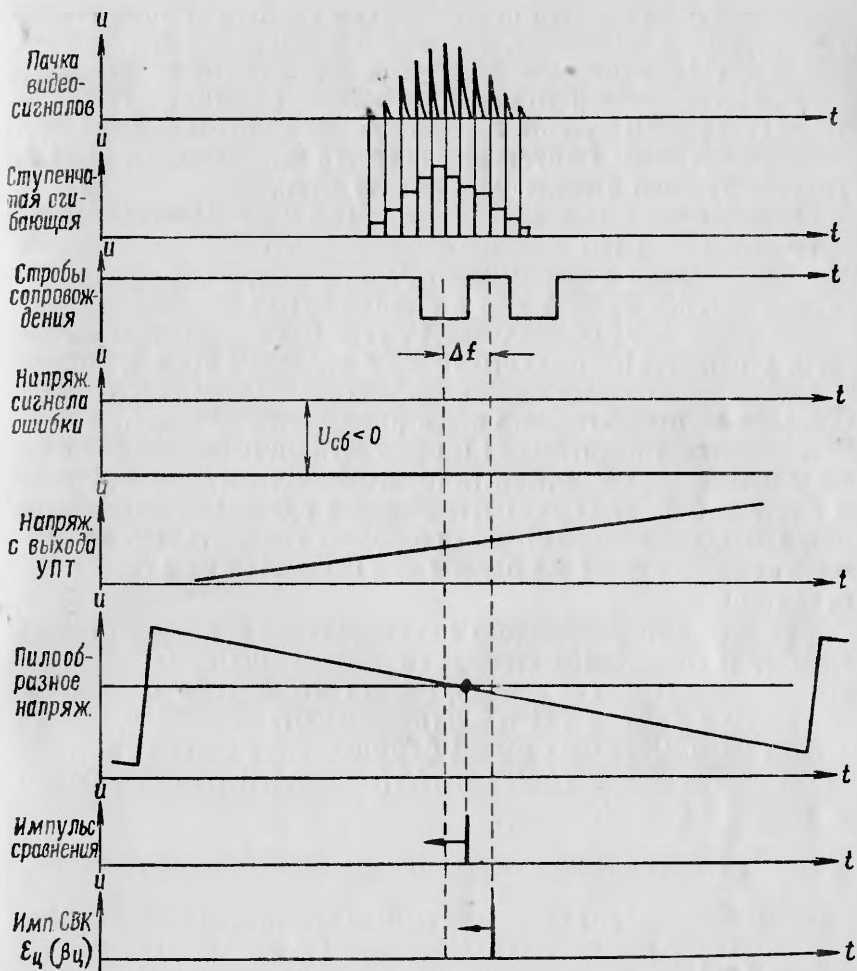


Рис 44. Принцип работы угловой следящей системы

ственно стробы сопровождения занимают фиксированное положение в центре сектора сканирования. В этом режиме оператор наводит вертикальную метку (стробы сопровождения) на сигналы цели, перемещая сектор обзора в пространстве, после чего производится перевод следящей системы в режим РС.

В режиме ручного сопровождения на реле РЗ подается напряжение выключения наведения. Так же как и в режиме наведения, напряжение на входе УПТ не изменяется, выходное напряжение усилителя постоянного тока, а следовательно, и положение стробов сопровождения остается таким же, как и в режиме наведения, т. е. в центре сектора сканирования. Совмещение вертикальной метки, а следовательно, и стробов сопровождения в

режиме РС производится перемещением сектора обзора, так же как и в режиме наведения. Различное включение усилителя постоянного тока в режимах наведения и ручного сопровождения необходимо для плавного перехода блока из режима автосопровождения в режим ручного сопровождения. С выхода схемы формирования угловых импульсов снимается импульс СВК  $\epsilon_{ц}$  ( $\beta_{ц}$ ), характеризующий угловую координату цели.

**Угловая следящая система ракеты** (блок К74В) по своему назначению аналогична угловой следящей системе цели. Угловая следящая система ракеты может работать в режиме установки ждущих стробов (УЖС) или в режиме автосопровождения.

В режиме УЖС обеспечивается установка выходного напряжения усилителя постоянного тока на заданном уровне, которому соответствует симметричное положение угловых стробов сопровождения относительно биссектрисы сектора обзора.

В качестве отличительной особенности угловой следящей системы ракеты следует отметить то, что до момента захвата ракеты длительность стробов сопровождения равна ширине сектора обзора (широкие стробы). Это позволяет осуществлять автоматический захват сигналов ракеты при появлении их в любом месте сектора.

В режиме автоматического сопровождения следящая система замкнута и совмещение стробов сопровождения с сигналом ракеты происходит автоматически. Работа угловой следящей системы ракеты в режиме АС аналогична работе угловой следящей системы цели. С выхода схемы формирования угловых импульсов снимается импульс СВК  $\epsilon_{р}$  ( $\beta_{р}$ ), характеризующий угол места (азимут) ракеты.

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА КООРДИНАТНОЙ СИСТЕМЫ

Рассмотренные следящие системы составляют основу блоков координатной системы, функциональная схема которой приведена на рис. 45.

С выхода приемной системы цели на координатные блоки цели поступают видеосигналы дальности и угла. Формирование измерительных импульсов  $r_{ц}$  и совмещение их с сигналами цели производится в блоке К71В. В режимах наведения и ручного сопровождения следящая система дальности разомкнута и совмещение производится с помощью напряжения наведения или ручного сопровождения, которое поступает в этих режимах с кабины УВ через блок К370АВ. В режиме автоматического сопровождения следящая система замкнута и совмещение производится автоматически. Импульсы  $r_{ц}$  с выхода блока поступают на вход системы выработки команд.

Кроме измерительных импульсов, блок К71В формирует импульсы горизонтальной метки (ГМ) и селекторные импульсы  $D_{\epsilon}$  и  $D_{р}$ . Импульсы ГМ создают горизонтальные метки на экра-

нах индикаторов. Импульсы  $D_\epsilon$  и  $D_\beta$  производят селекцию сигналов цели по дальности и углам в блоках И55В.

Формирование измерительных импульсов  $\beta_\pi$  и  $\epsilon_\pi$ , совмещение их с отраженными сигналами производится в блоках К73В $\beta$  и К73В $\epsilon$ , которые по своему устройству одинаковы. В режиме наведения и ручного сопровождения угловая следящая система разомкнута, импульсы  $\beta_\pi$  и  $\epsilon_\pi$  выставляются в центр сектора сканирования при помощи напряжения юстировки стробов, поступающего из кабины УВ. Совмещение измерительных импульсов с сигналом цели производится перемещением сектора обзора по азимуту и углу места так, чтобы линия визирования цели совпала с биссектрисой сектора. Перемещение сектора обзора осуществляется поворотом антенн при вращении штурвалов наведения и ручного сопровождения. В режиме автоматического сопровождения совмещение стробов сопровождения с сигналом цели производится угловой следящей системой автоматически. Импульсы  $\beta_\pi$  и  $\epsilon_\pi$  с выходов блоков К73В $\beta$  и К73В $\epsilon$  поступают на вход системы выработки команд.

Для отображения положения измерительных импульсов на экранах индикаторов блоки К73В формируют импульсы запуска вертикальной метки (ВМ).

Для осуществления селекции сигналов цели по угловым координатам на дискриминатор блока К71В поступают угловые селектирующие импульсы.

Координатные блоки ракеты по принципу работы аналогичны координатным блокам цели. На вход координатных блоков ракеты поступают видеосигналы ракеты дальности и угла с выходов приемников ракеты.

Формирование измерительных импульсов  $r_p$  и совмещение их с видеосигналами ракеты производятся блоками дальности ракеты К72В, которые работают в режимах УЖС и АС.

В режиме УЖС измерительные импульсы выставляются на дальность примерно 2100 м. Для этой цели с выхода блока К75В на блоки К72В поступают импульсы установки ждущих стробов, которые обеспечивают установку стробов сопровождения на указанную дальность. После пуска при достижении ракетой дальности 2100 м ответный сигнал совпадает со стробами сопровождения, включается режим автоматического сопровождения и происходит захват ракеты. На угловые блоки ракеты К74В выдается команда включения автоматического сопровождения, а на систему выработки команд — включение радиоуправления (ВКЛ. РУ). Импульсы  $r_p$  поступают на соответствующий канал системы выработки команд. Для осуществления селекции по дальности блоки К72В формируют импульсы  $D_{\epsilon,\beta}$ . Селекция производится в усилителях сигнала ракеты (блоки К56М).

Формирование измерительных импульсов  $\beta_p$  и  $\epsilon_p$  и совмещение их с угловыми пачками ракеты производятся в блоках К74В $\beta(\epsilon)$ , работающих в режимах УЖС и АС. До включения

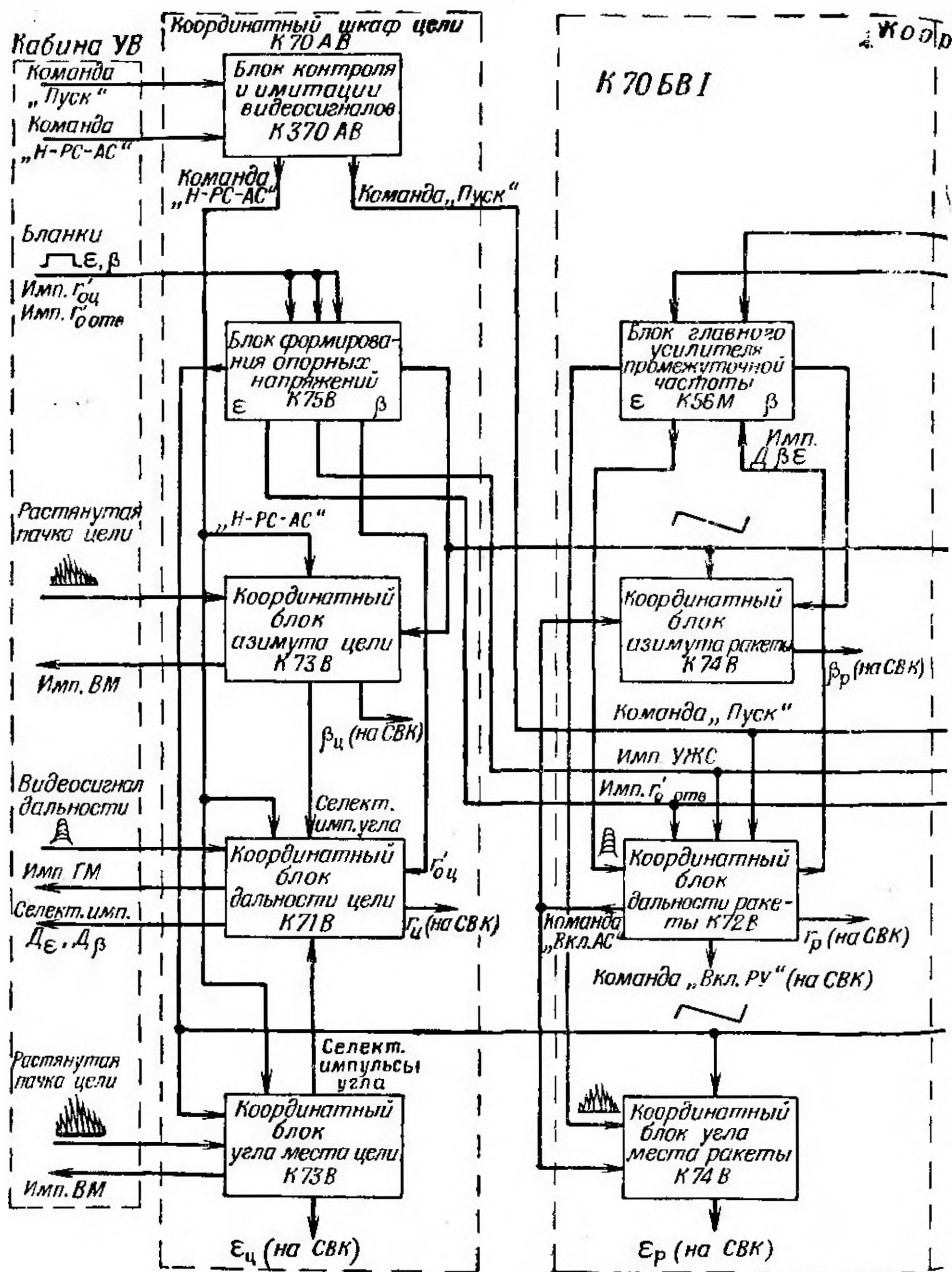
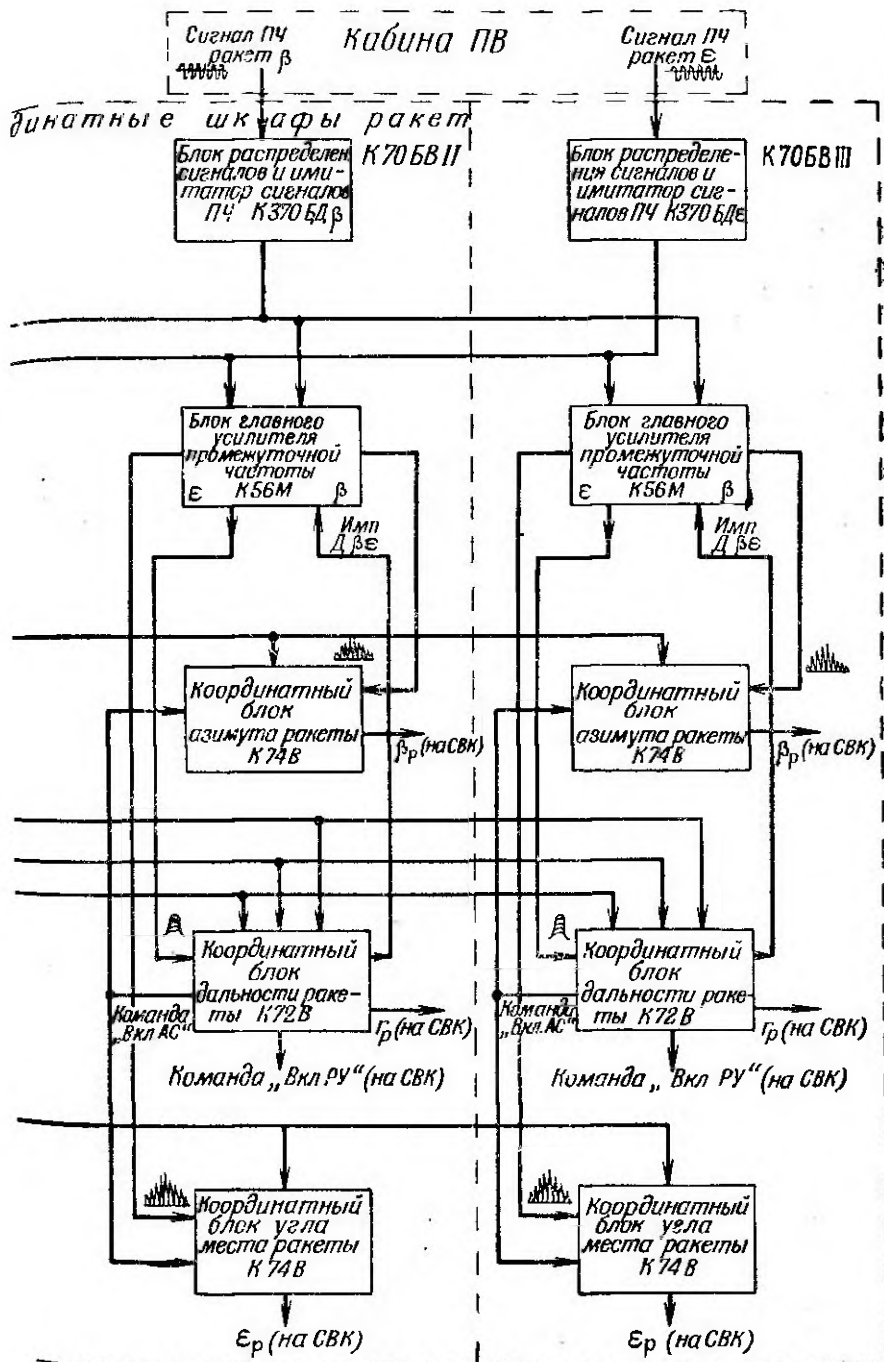


Рис. 45. Функциональная схема



координатной системы

автоматического сопровождения измерительные импульсы выставляются в центр сектора сканирования. При поступлении команды на включение автоматического сопровождения следящая система замыкается и измерительные импульсы  $\beta_p$  и  $\epsilon_p$  совмещаются с сигналами ракет. Импульсы  $\beta_p$  и  $\epsilon_p$  поступают на соответствующий канал системы выработки команд.

Блок К75В используется для формирования опорных напряжений дальности и углов, а также для формирования импульсов  $\epsilon_0$  и  $\beta_0$ .

Опорным напряжением дальности являются импульсные напряжения  $r'_{0ц}$  и  $r'_{0отв}$ , которые в режиме боевой работы с синхронизатора дальности кабины УВ через блок К75В поступают в блоки определения дальности цели (К71В) и ракеты (К72В) для запуска схем переменной задержки.

Опорными угловыми напряжениями являются пилообразные напряжения  $\epsilon$  и  $\beta$ , которые формируются в блоке К75В и поступают в блоки определения угловых координат цели (К73В) и ракеты (К74В) для обеспечения нормальной работы схем сравнения уровней. Запуск схемы формирования пилообразных напряжений осуществляется импульсами бланка  $\epsilon$  и  $\beta$  с блока И64В кабины УВ. Импульсы  $\epsilon_0$  и  $\beta_0$ , совпадающие с началом прямого (рабочего) хода пилообразного напряжения, поступают в СВК.

В блоке К75В также формируются импульсы установки ждущих стробов по дальности, которые поступают в блоки К72В и обеспечивают установку стробов сопровождения на фиксированной дальности.

Блок контроля К370АВ предназначен для обеспечения автоматических проверок и настройки блоков координатной системы цели и ракеты в режиме контроля кабины АВ. В блоке формируются видеосигналы дальности, угловые контрольные сигналы и вспомогательные напряжения, необходимые для проверки и настройки блоков координатной системы.

## ГЛАВА IX

### СИСТЕМА ВЫРАБОТКИ КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Система выработки команд (СВК) предназначена для формирования команд управления (К1 и К2) полетом наводимой на цель ракеты, разовой команды дистанционного включения радиовзрывателя ракеты (К3), разовой команды согласования области срабатывания радиовзрывателя с областью поражения боевой части ракеты (К4) и сигнала переключения частоты повторения станции.

Команды К1 и К2 формируются непрерывно в течение всего цикла наведения в виде напряжений постоянного тока. Величины команд определяются уровнем этих напряжений.

Команда К3 формируется один раз за цикл наведения в виде одиночного отрицательного импульса постоянной амплитуды и длительности.

Команда К4 формируется также один раз за цикл наведения в виде импульса положительной полярности постоянной амплитуды с длительностью, обратно пропорциональной скорости сближения цели и ракеты.

Сформированные в СВК команды К1, К2, К3 и К4 поступают на радиопередатчик команд, где преобразуются в соответствующие радиосигналы и через антенну РПК передаются на борт ракеты.

На борту ракеты команды преобразуются в управляющие электрические сигналы. Управляющие сигналы, полученные от преобразования команд К1 и К2, воздействуют на рули, осуществляя тем самым управление полетом ракеты. Команда К4 в зависимости от ее длительности подключает переднюю или заднюю точку инициирования боевой части к радиовзрывателю и одну из пар приемных антенн к приемнику, обеспечивая тем самым наилучшее согласование области срабатывания радиовзрывателя с областью поражения боевой части ракеты.

В состав аппаратуры СВК входят три совершенно одинаковых канала, обеспечивающих одновременное и независимое наведение трех ракет на одну цель.

Конструктивно блоки одного ракетного канала объединены в одном шкафу. По числу ракетных каналов таких шкафов три (К80VI, К80VII, К80VIII).

Расположение блоков в шкафу показано на рис. 46.

Шкаф К80В

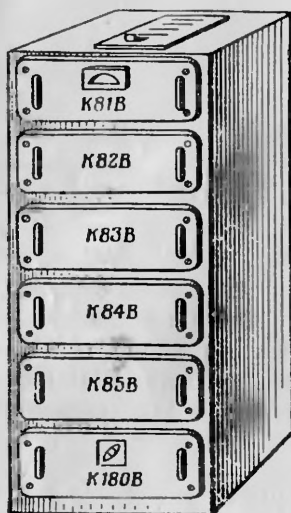


Рис. 46. Расположение блоков в шкафу К80В:

К81В — блок формирования сигналов ошибки; К82В — блок упреждения; К83В — блок формирования команд управления; К84В — блок временного механизма; К85В — блок формирования разовых команд и сигнала переключения частоты; К180В — блок питания

## 2. ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ КОМАНД УПРАВЛЕНИЯ

Команды управления, вырабатываемые в системе выработки команд, обеспечивают наведение ракет двумя методами:

- методом трех точек (накрытия цели);
- методом половинного спрямления траектории (упреждения).

Сущность метода трех точек заключается в том, что СВК формирует такие команды управления, при которых ракета в процессе наведения на цель непрерывно удерживается на линии визирования цели; при этом разность соответствующих угловых координат все время сводится к нулю, т. е. три точки (станция — ракета — цель) находятся на одной прямой линии.

Сущность метода половинного спрямления траектории заключается в том, что ракета наводится в точку, вынесенную вперед по курсу движения цели, но находящуюся в пределах сектора обзора станции.

Наведение ракеты на цель осуществляется по кинематической траектории. Вид кинематической траектории определяется характером движения цели и выбранным методом наведения. Следовательно, задача наведения ракеты на цель сводится к выводу и удержанию ракеты на расчетной кинематической траектории принятого метода наведения до момента встречи ракеты с целью.

Уравнения метода наведения определяют математическую взаимосвязь между текущими координатами цели и точками кинематической траектории.

Для метода трех точек уравнение кинематической траектории имеет следующий вид:

$$\varepsilon_k(t) = \varepsilon_u(t); \beta_k(t) = \beta_u(t),$$

где  $\beta_k(t)$ ,  $\epsilon_k(t)$  — текущие координаты кинематической траектории;

$\beta_{ц}(t)$ ,  $\epsilon_{ц}(t)$  — текущие координаты цели.

Для метода упреждения уравнение кинематической траектории имеет такой вид:

$$\epsilon_k(t) = \epsilon_{ц}(t) + \delta\epsilon; \quad \beta_k(t) = \beta_{ц}(t) + \delta\beta,$$

где  $\delta\epsilon$ ,  $\delta\beta$  — углы упреждения.

В момент встречи ракеты с целью угол упреждения должен быть равен нулю, и поэтому он должен уменьшаться пропорционально уменьшению разности наклонных дальностей цели и ракеты. Математически эту пропорциональность можно выразить как произведение некоторого коэффициента на разность наклонных дальностей:

$$\delta\epsilon = C'_\epsilon \Delta r(t); \quad \delta\beta = C'_\beta \Delta r(t).$$

Для управления полетом ракеты зенитный ракетный комплекс образует два замкнутых контура автоматического регулирования положения ракеты на кинематической траектории метода наведения. Один контур выполняет задачу регулирования в угломестной плоскости (плоскость  $\epsilon$ ), другой — в азимутальной (плоскость  $\beta$ ). Практически оба контура управления являются одинаковыми и независимыми друг от друга.

Как видно из рис. 47, по отраженным сигналам цели и ответным сигналам ракеты в соответствующих координатных блоках СНР производится определение текущих координат цели и ракеты. Затем в СВК определяется их разность и на основании этого формируется команда управления.

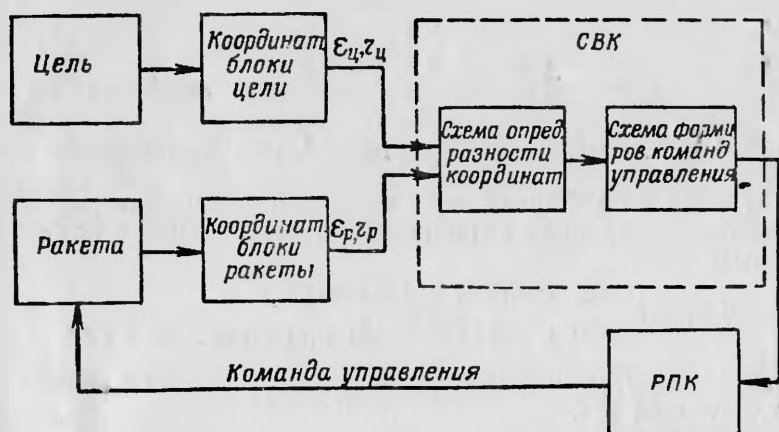


Рис. 47. Упрощенная схема контура управления

Формирование команд управления К1 и К2 осуществляется в такой последовательности.

На первом этапе формируется сигнал ошибки, отображающий отклонение ракеты от расчетной точки кинематической траектории. Для наведения ракеты на цель в станции наведения непрерывно измеряется угловое отклонение ракеты от линии визирования цели в двух плоскостях сканирования антенн (рис. 48). Величина отклонения ракеты от линии визирования цели является угловой ошибкой наведения  $\Delta\varepsilon = \varepsilon_{ц} - \varepsilon_{р}$ . Для увеличения точности наведения ракеты на нее выдаются команды, пропорциональные не угловому рассогласованию, а линейному:

$$h_{\Delta\varepsilon} = r \sin \Delta\varepsilon \cong r \Delta\varepsilon.$$

В системе выработки команд вместо текущей дальности до ракеты используется функция времени  $R(t)$ , вырабатываемая в виде напряжения постоянного тока. Следовательно,  $h_{\Delta\varepsilon} = \Delta\varepsilon R(t)$ .

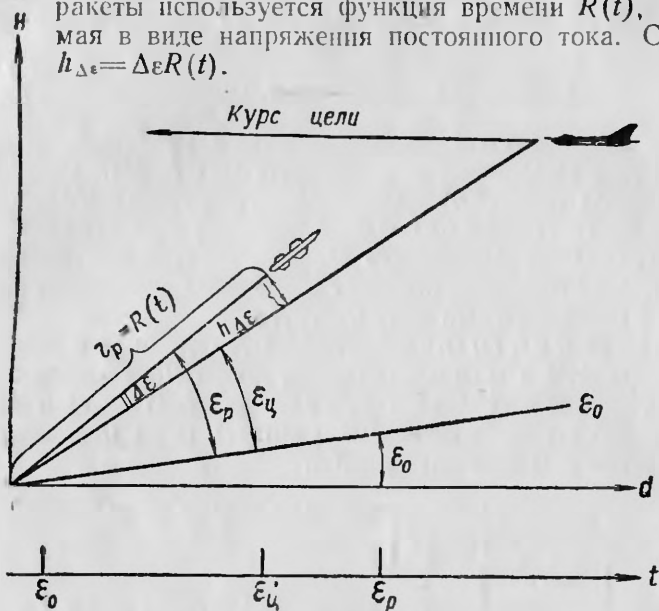


Рис. 48. Преобразование угловых отклонений ракеты в линейные

Функция  $R(t)$  формируется по следующему закону, обеспечивающему наилучшее выполнение условий вывода и наведения ракеты:

$$R(t) = \begin{cases} 5000 \text{ м} & \text{при } t < 14 \text{ сек;} \\ 5000 \text{ м} + 775(t - 14) & \text{при } 85 > t > 14 \text{ сек.} \end{cases}$$

Таким образом, исходные выражения для сигналов ошибок имеют следующий вид:

для метода трех точек:

$$h_{\varepsilon} = h_{\Delta\varepsilon}; \quad h_{\beta} = h_{\Delta\beta};$$

для метода упреждения:

$$h_{\varepsilon} = h_{\Delta\varepsilon} + h_{r\varepsilon}; \quad h_{\beta} = h_{\Delta\beta} + h_{r\beta}.$$

На втором этапе в сигнал ошибки вводится сигнал коррекции угла по дальности  $h_{кд}$ . Этот сигнал вводится для уменьшения ошибки определения угловых координат, возникающей вследствие различного характера модуляции принимаемых станцией отраженных от цели сигналов и сигналов ответчиков ракет.

Различие в модуляции возникает вследствие того, что сигналы, отраженные от цели, модулируются диаграммой направленности антенной системы два раза (при передаче и приеме), а сигналы, принимаемые от ответчика ракеты, — один раз, только при приеме.

В системе выработки команд сигнал  $h_{кд}$  вырабатывается приблизительно в виде функции времени:

$$h_{кд} \begin{cases} = 0 & \text{при } t < 22 \text{ сек;} \\ = 1,02(t - 22) & \text{при } 85 > t \geq 22 \text{ сек,} \end{cases}$$

где  $t$  — полетное время ракеты.

С учетом  $h_{кд}$  окончательные выражения для сигналов ошибок в обеих плоскостях приобретают следующий вид: для метода трех точек:

$$h_{\epsilon} = h_{\Delta\epsilon} + h_{кд}; \quad h_{\beta} = h_{\Delta\beta} + h_{кд};$$

для метода упреждения:

$$h_{\epsilon} = h_{\Delta\epsilon} + h_{кд} + h_{r\epsilon}; \quad h_{\beta} = h_{\Delta\beta} + h_{кд} + h_{r\beta}.$$

При работе станции по цели, несущей источник активной помехи, принимаемый сигнал модулируется диаграммой направленности антенной системы один раз — при приеме (так же, как и сигнал ответчика ракеты). В этом случае сигнал  $h_{кд}$  отключается. При работе станции в режиме «Подсвет» сигнал  $h_{кд}$  отключается автоматически, так как характер модуляции отраженных сигналов от цели и ответных сигналов ракеты идентичен.

На третьем этапе из сигналов ошибок формируются сигналы управления  $\lambda_{\epsilon}$ ,  $\lambda_{\beta}$ . Сигналы управления представляют собой сумму сигналов ошибки и ряда дополнительных сигналов, с помощью которых обеспечиваются необходимые качественные показатели контура управления:

$$\lambda_{\epsilon} = \bar{h}_{\epsilon} + \dot{h}_{\epsilon} + h_{д\epsilon} + h_{в};$$

$$\lambda_{\beta} = \bar{h}_{\beta} + \dot{h}_{\beta} + h_{д\beta},$$

где  $\dot{h}_{\epsilon}$  ( $\dot{h}_{\beta}$ ) — скорость изменения сигнала ошибки;

$h_{д\epsilon}$  ( $h_{д\beta}$ ) — сигнал компенсации динамической ошибки;

$h_{в}$  — сигнал компенсации веса ракеты.

Сигналы  $\dot{h}_{\epsilon}$  и  $\dot{h}_{\beta}$  вводятся для того, чтобы уменьшить количество переколебаний ракеты при выводе ее на траекторию метода наведения, т. е. чтобы формирование сигналов управления производилось не только по сигналу ошибки, но и по скорости изменения сигнала ошибки.

Для уменьшения ошибки наведения, возникающей при полете ракеты по криволинейной траектории, в СВК вырабатываются сигналы компенсации динамической ошибки. Величина динамической ошибки зависит от аэродинамических данных ракеты и кривизны траектории наведения, которая в свою очередь зависит от угловой скорости перемещения цели и метода наведения. Величина сигнала компенсации динамической ошибки для метода упреждения в связи с уменьшением кривизны траектории в пять раз меньше, чем для метода трех точек.

В сигнал управления по плоскости угла места вводится сигнал компенсации веса ракеты в виде постоянной величины, пропорциональной среднему весу ракеты.

Сигналы управления ракетой  $\lambda_\epsilon$  и  $\lambda_\beta$ , выработанные системой СВК, характеризуют линейные отклонения ракеты в горизонтальной и вертикальной плоскостях относительно кинематической траектории. Если рули ракеты были бы расположены в этих же

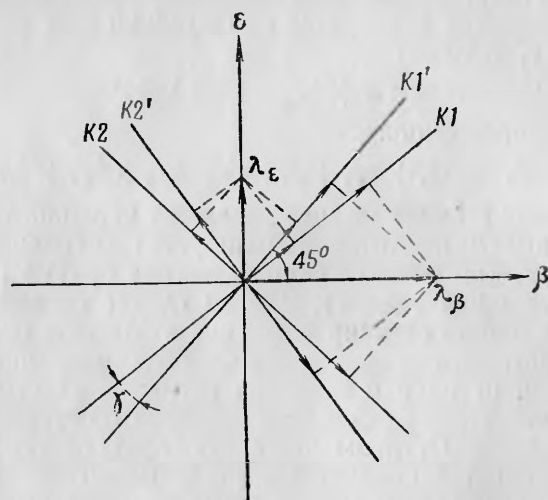


Рис. 49. Преобразование сигналов управления

плоскостях, то сигналы управления можно было бы использовать в качестве команд. Однако из конструктивных соображений (удобства транспортировки, заряжания и пуска) рули ракеты, а следовательно, и оси координат, связанные с ракетой, повернуты относительно системы координат станции на угол  $45^\circ$ . Поэтому при формировании команд управления учитывается этот угол и сигналы управления, связанные с системой координат станции, пересчитываются в команды управления, связанные с системой координат ракеты. На рис. 49 изображены координатные оси, в которых действуют соответствующие сигналы и коман-

ды управления. Спроектируем величины сигналов управления на оси  $K1'$  и  $K2'$ , тогда:

$$K1' = \lambda_\beta \cos \alpha + \lambda_\epsilon \sin \alpha,$$

$$K2' = \lambda_\epsilon \cos \alpha - \lambda_\beta \sin \alpha,$$

где  $\alpha = 45^\circ$ .

Из приведенных выражений следует, что для управления ракетой в плоскостях сканирования на рули должны действовать одновременно команды  $K1'$  и  $K2'$ , т. е. необходимо произвести пересчет команд в новую систему координат, развернутую от исходной на угол  $\alpha$ . Практически угол  $\alpha = 45^\circ - \gamma$ , где  $\gamma$  — угол скручивания.

В процессе управления полетом ракеты и слежения за целью антенные системы, а следовательно, и система отсчета координат станции не остаются неподвижными, а поворачиваются на некоторый угол; ракета же стабилизирована гироскопом и не может поворачиваться вдоль продольной оси. Такая стабилизация приводит к тому, что при выполнении любых команд оси координат, проходящие через плоскости рулей ракеты, всегда расположены параллельно тому положению, в котором они находились в момент старта. Поэтому в формулу пересчета координат вводится угол скручивания, т. е. угол взаимного разворота координатных осей станции относительно координатных осей ракеты. Максимальное значение угла скручивания  $\gamma = \pm 45^\circ$ .

Окончательные выражения для команд управления имеют следующий вид:

$$K1 = \lambda_\beta \cos(45^\circ - \gamma) + \lambda_\epsilon \sin(45^\circ - \gamma);$$

$$K2 = \lambda_\epsilon \cos(45^\circ - \gamma) - \lambda_\beta \sin(45^\circ - \gamma).$$

### 3. ФОРМИРОВАНИЕ РАЗОВЫХ КОМАНД K4 И K3

Разовая команда **K4** предназначена для управления положением в пространстве области срабатывания радиовзрывателя и области разлета боевой части в зависимости от относительной скорости цели и ракеты.

Согласование достигается тем, что в зависимости от скорости сближения ракеты с целью изменяется длительность импульса **K4**.

При работе в условиях, когда координата дальности до цели определяется (режим **KС** — координатная система), запуск схемы формирования команды **K4** производится при  $\Delta r = 2400$  м (16 мксек).

При работе станции в условиях, когда цель является источником активной помехи и координату дальности с помощью координатной системы определить невозможно, дальность до цели определяется приближенно по высоте и углу места цели в блоке

И87В. Запуск схемы формирования команды К4 производится при  $\Delta r = 9000$  м (60 мксек).

Начиная с момента запуска и до момента, когда  $\Delta r$  изменится на величину, равную 1300 м, схема формирования команды К4 вырабатывает импульс положительной полярности, длительность которого обратно пропорциональна скорости сближения ракеты с целью:

$$T_{K4} = (0,72 \rightarrow 2) \text{ сек.}$$

Разовая команда К3 предназначена для дистанционного включения радиовзрывателя ракеты. Команда К3 формируется в виде отрицательного импульса постоянной амплитуды и длительности. Если координата дальности до цели определяется (режим КС), то запуск схемы формирования команды К3 производится в момент, когда  $\Delta r = 390$  м (2,6 мксек) и в режиме АДА  $\Delta r = 120$  м (0,8 мксек). При работе станции в условиях, когда цель является источником активных помех (режим И87), запуск схемы производится при  $\Delta r = 7000$  м (47 мксек), но не ранее 22,6 сек после пуска ракеты.

#### 4. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ ВЫРАБОТКИ КОМАНД

Функциональная схема системы выработки команд приведена на рис. 50. Схема формирования команд управления К1 и К2 рассматривается применительно к плоскости угла места ( $\epsilon$ ).

На вход преобразователя  $h_{\Delta\epsilon}$  блока К81В из координатной системы поступают импульсы  $\epsilon_0$ ,  $\epsilon_{ц}$ ,  $\epsilon_p$  и напряжение  $R(t)$  с блока К84В. В преобразователе  $h_{\Delta\epsilon}$  временной интервал между импульсами  $\epsilon_{ц}$  и  $\epsilon_p$  преобразуется в напряжение постоянного тока с коэффициентом пропорциональности  $R(t)$ . Одному метру линейного отклонения ракеты соответствует напряжение  $h_{\Delta\epsilon}$ , равное 0,1 в. Сигнал  $h_{\Delta\epsilon}$  вырабатывается линейно до значений  $h_{\Delta\epsilon} = \pm 1200$  м, после чего начинается ограничение.

Сигнал  $h_{\Delta\epsilon}$  с выхода преобразователя поступает на суммирующий усилитель  $h_{\epsilon}$ , на который также подается сигнал коррекции угла по дальности  $h_{кд}$ . При методе упреждения на суммирующий усилитель добавочно поступает сигнал упреждения  $h_{re}$ .

В схему формирования сигнала упреждения входят триггер  $\Delta r$ , схема формирования сигнала  $2\Delta\dot{r}$  и делительно-множительное устройство.

На триггер  $\Delta r$  из координатной системы поступают импульсы  $r_{ц}$  и  $r_p$ . Временные положения этих импульсов характеризуют текущие значения дальности до цели и ракеты. Триггер  $\Delta r$  преобразует временной интервал между импульсами, подаваемыми на вход, в прямоугольный импульс соответствующей длительности. При интервале между целью и ракетой больше 40,5 км триггер  $\Delta r$  выдает постоянный импульс длительностью 270 мксек.



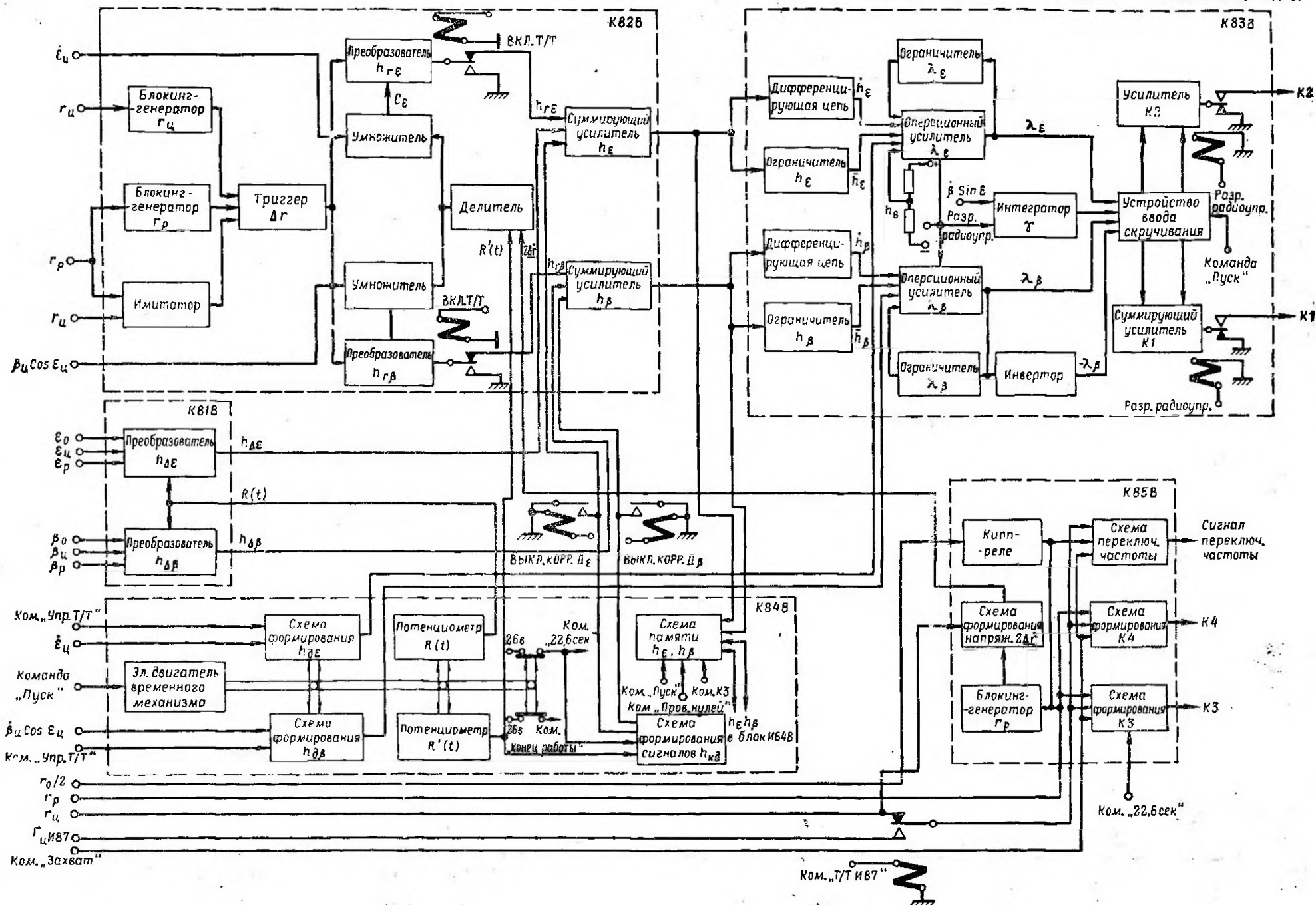
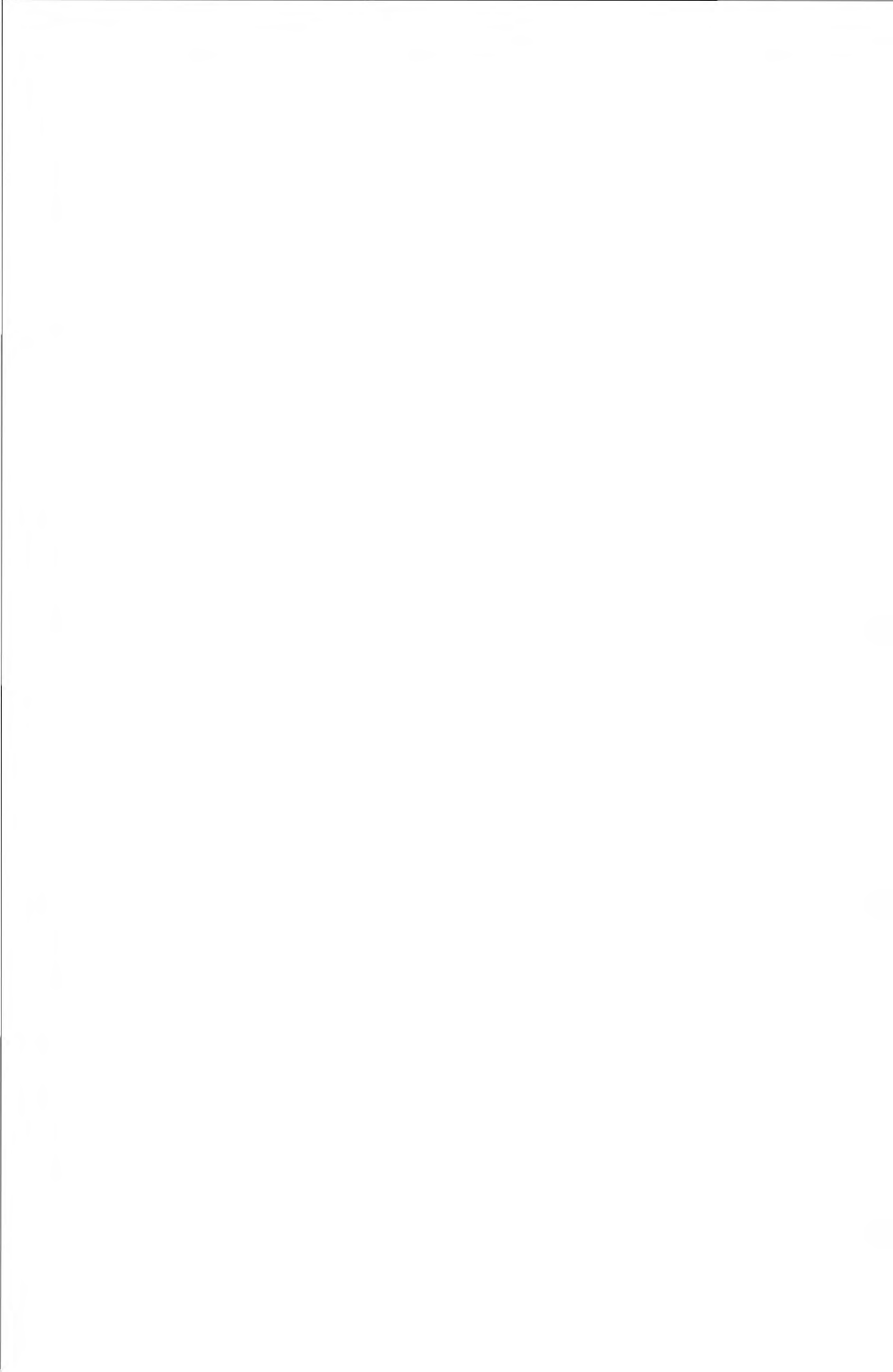


Рис. 50. Функциональная схема СВК



Делительно-множительное устройство состоит из общего для обеих плоскостей делителя и двух множителей.

Напряжение  $2\Delta r$ , сформированное в блоке К85В, поступает на делитель делительно-множительного устройства, туда же с блока К84В подается напряжение функции  $R'(t)$ .

В блоке К84В вырабатываются напряжения  $R(t)$ ,  $R'(t)$ ,  $X(t)$ , сигналы компенсации динамической ошибки  $h_{де}$ , сигналы коррекции угла по дальности и команды: «22,6сек» и «Конец работы».

Снимаемый с делителя сигнал  $\frac{R'(t)}{2\Delta r}$  поступает на оба множителя, на один из которых поступает сигнал  $\epsilon_{ц}$ . На выходе у множителя формируется коэффициент упреждения  $C_{\epsilon}$  в виде напряжения постоянного тока:

$$C_{\epsilon} = \frac{\epsilon R'(t)}{2\Delta r}.$$

Коэффициент упреждения вырабатывается линейно до значения  $C_{\epsilon} = \pm 20^{\circ}$ .

На вход преобразователя  $h_{ре}$  поступают импульсы  $\Delta r$  с триггера и коэффициент упреждения  $C_{\epsilon}$  с делительно-множительного устройства. Сигнал  $h_{ре}$  вырабатывается в виде напряжения постоянного тока, пропорционального величине  $\Delta r$  с коэффициентом пропорциональности  $C_{\epsilon}$ .

В режиме упреждения сигнал  $h_{ре}$  с выхода преобразователя поступает на суммирующий усилитель. Основной функцией суммирующего усилителя  $h_{\epsilon}$  является формирование сигнала ошибки путем суммирования отдельных ее составляющих: сигнала угловой ошибки, сигнала упреждения и сигнала коррекции угла по дальности.

С выхода суммирующего усилителя сигнал ошибки  $h_{\epsilon}$  поступает на операционный усилитель  $\lambda_{\epsilon}$  через ограничитель и дифференцирующую цепь.

На вход операционного усилителя, кроме сигнала  $h_{\epsilon}$ , поступают сигналы компенсации динамической ошибки  $h_{де}$  и сигнал компенсации веса ракеты  $h_{в}$ . Сигнал компенсации динамической ошибки формируется путем умножения сигнала  $\epsilon_{ц}$  на функцию времени  $X(t)$  с помощью функциональных потенциометров временного механизма.

Сигнал компенсации веса ракеты  $h_{в}$  в виде фиксированного постоянного напряжения поступает с делителя напряжения, расположенного в блоке К83В.

Операционный усилитель формирует из сигналов, поступающих на его вход, сигнал управления  $\lambda_{\epsilon}$  в виде напряжения постоянного тока. Сигналы управления, ограниченные на уровне  $\pm 30$  в (150 м), поступают на устройство ввода скручивания. Сю-

да же с интегратора  $\gamma$  подается напряжение, пропорциональное углу скручивания.

На вход интегратора из блока И63В поступает сигнал  $\beta \sin \varepsilon$  в виде напряжения постоянного тока. В результате интегрирования этого сигнала на выходе блока возникает напряжение, пропорциональное текущему значению угла скручивания:

$$\gamma = \int_{t_c}^t \beta \sin \varepsilon dt,$$

где  $t_0$  — момент включения радиоуправления.

С выхода устройства ввода скручивания составляющие команд управления поступают на усилители К1 и К2. Команды формируются линейно до значений 150 м (50 в). С выхода усилителей сформированные команды управления К1 и К2 поступают на радиопередатчик команд.

**Каскад формирования команды К4** состоит из схемы запуска и срыва. Формирование команды К4 происходит в двух режимах — КС и И87. Переключение режимов осуществляется контактами реле Р1.

В режиме КС через контакты реле Р1 из координатной системы поступают: на схему задержки I — импульс  $r_{p1}$  и на тиратроны запуска и срыва команды К4 (рис. 51) — импульсы  $r_{п}$ . Оба тиратрона получают анодное питание через контакты реле Р5, которое срабатывает при наличии захвата ракеты координатными блоками. Кроме импульсов  $r_{п}$ , на тиратроны поступают: со схемы задержки II на тиратрон срыва — импульсы  $r_{p5}$ , со схемы задержки III на тиратрон запуска — импульсы  $r_{p6}$ . При одновременном воздействии импульсов  $r_{п}$  и  $r_{p}$  тиратроны зажигаются. Первым зажигается тиратрон запуска, так как импульс  $r_{p6}$  имеет большую задержку, чем импульс  $r_{p5}$ . При поджиге тиратрона запуска по нагрузочному сопротивлению  $R_n$  начинает протекать ток, создавая напряжение команды К4. Поджиг тиратрона запуска происходит при  $\Delta r = 2400$  м (суммарная задержка импульса  $r_{p}$  обеспечивается тремя схемами задержки). Спустя время  $t = \frac{1300}{\Delta r}$  происходит совпадение импульсов  $r_{п}$  и  $r_{p5}$  на тиратроне

срыва, и он зажигается. При поджиге тиратрона срыва происходит резкое падение анодного напряжения на тиратроне запуска и он гаснет. Ток через нагрузочное сопротивление  $R_n$  прекращается и, следовательно, прекращается выдача напряжения. Графики напряжений команды К4 в режимах КС и И87 показаны на рис. 52.

В режиме И87 вместо импульса  $r_{п}$  через контакты реле Р1 на тиратроны запуска и срыва подается импульс  $r_{п И87}$  от блока И87В, а на схему задержки I вместо импульса  $r_{p1}$  поступает импульс кипп-реле. Спадом этого импульса запускается схема задержки I. Так как кипп-реле запускается импульсом  $r_{p1}$ , а дли-

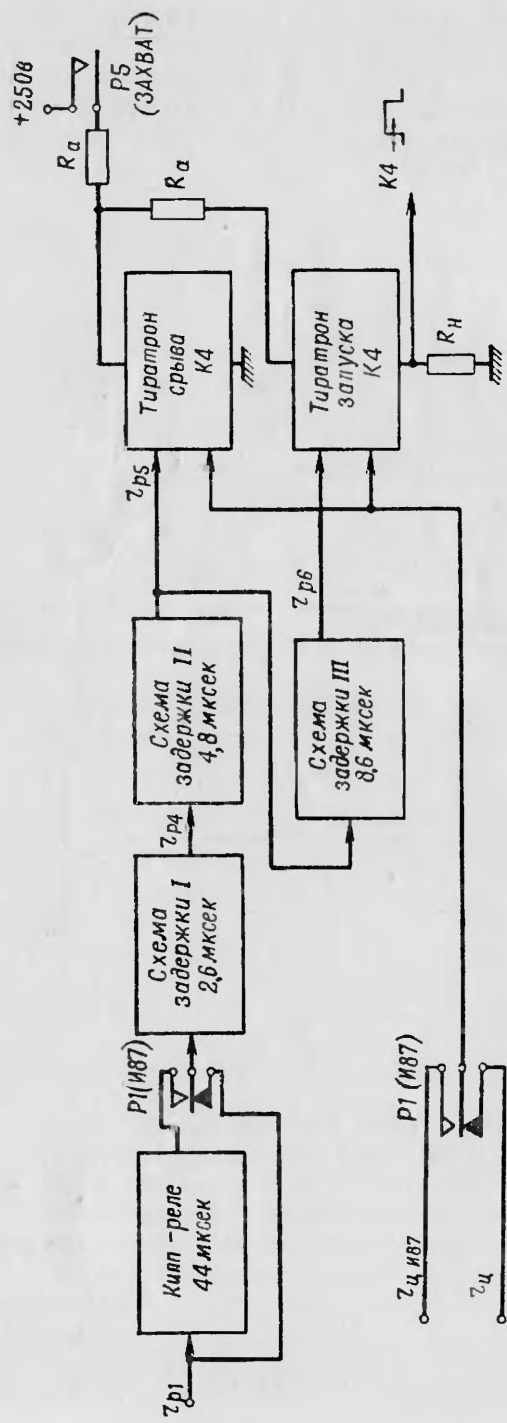


Рис. 51. Схема формирования команды K4

тельность импульса кипп-реле выбрана равной 44 мксек, то тиратрон поджигается на 44 мксек раньше, чем в режиме КС, т. е. примерно при  $\Delta r = 9000$  м. В остальном работа схемы остается прежней. Схемы задержек I, II и III содержат искусственные линии и блокинг-генераторы. Команда К4 с СВК поступает на радиопередатчик команд.

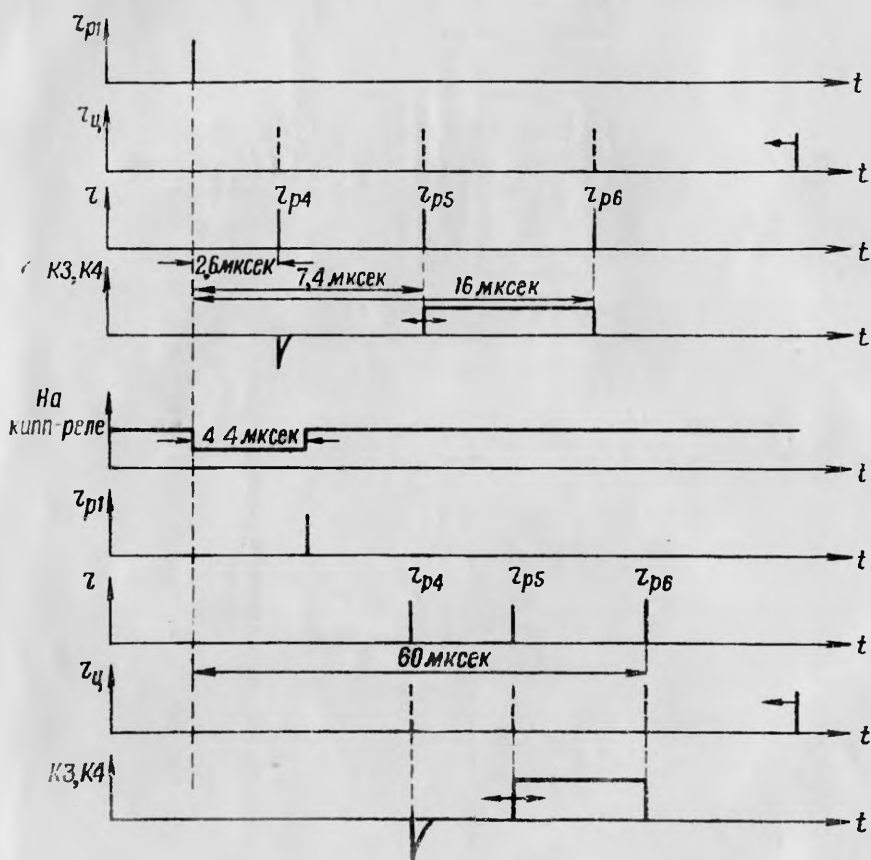


Рис. 52. Принцип формирования команд К3, К4

Схема формирования команды К3 состоит из тиратрона, блокинг-генератора и линий задержки (рис. 53). Формирование команды К3 происходит в двух режимах: КС и И87. В режиме КС поджиг тиратрона команды К3 производится импульсами  $r_{ц}$  и  $r_{р}$ . Так как импульсы при этом задерживаются на 2,6 мксек, то тиратрон зажигается при  $\Delta r = 390$  м. При работе по автоматическим дрейфующим аэростатам (АДА) тиратрон поджигается при  $\Delta r = 120$  м (0,8 мксек). Команда К3 в этом случае поступает непосредственно на подрыв боевой части ракеты. При поджиге тиратрона на сопротивлении  $R1$  дифференцирующей пе-



На блокинг-генератор схемы переключения частоты поступают импульс  $r_{ц}$  и напряжение с кипп-реле. Блокинг-генератор срабатывает в момент, когда импульс  $r_{ц}$  совпадает по времени с положительным полупериодом прямоугольного напряжения на кипп-реле. При поджиге тиратрона срабатывает реле, обмотка

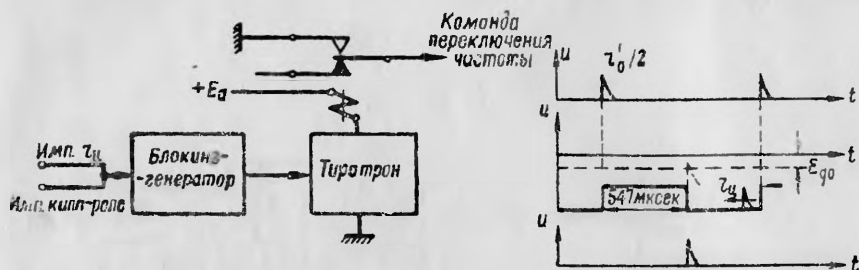


Рис. 54. Схема переключения частоты

которого включена в анодную цепь тиратрона, и через его контакты в блок И91В выдается сигнал переключения частоты повторения станции. Импульс  $r_{ц}$ , как видно из графика напряжений, приведенного на рис. 54, приближается к положительному полупериоду прямоугольного напряжения со стороны максимальной дальности, поэтому их совпадение происходит примерно в середине периода, т. е. на дальности 75 км. Сигнал переключения частоты повторения выдается только при поступлении команды «Захват» с координатной системы.

## ГЛАВА X

# СИСТЕМА СЕЛЕКЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Система селекции движущихся целей (СДЦ) предназначена для защиты станции наведения ракет от воздействия сигналов пассивных помех.

Пассивные помехи могут быть естественными (облака, горы, строения и др.) и искусственными (фольга, стекловолокно, угловые отражатели и др.). Аппаратура системы СДЦ расположена в кабине АВ и выполнена в виде отдельных блоков, установленных в четырех шкафах:

- фазочувствительное приемное устройство (шкаф Ц50ВМ);
- вычитающее устройство (шкаф Ц30АВ β);
- вычитающее устройство (шкаф Ц30АВ ε);
- оконечные видеоусилители и аппаратура контроля (шкаф Ц30ВВ).

Вся аппаратура системы СДЦ состоит из блоков, содержащих необходимые элементы для боевой работы, и контрольных блоков. Расположение блоков показано на рис. 55.

### 2. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ РАБОТЫ И ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ СЕЛЕКЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ

Выделение (селекция) полезных сигналов цели основано на различии в характере сигналов цели и помехи.

В настоящее время наибольшее распространение получил метод, основанный на различии частот сигналов, отраженных от цели, и сигналов, отраженных от помехи. Сущность этого различия состоит в следующем. Предположим, что станция излучает непрерывный сигнал  $u_{c1} = U_{c1} \sin \omega_0 t$  с начальной фазой сигнала, равной нулю. Тогда отраженный от объекта сигнал, поступающий на вход приемного устройства, будет  $u_{c2} = U_{c2} \sin \omega_0 (t - \Delta t)$ , где  $\Delta t$  — запаздывание сигнала, определяемое соотношением  $\Delta t = \frac{2r}{C}$  ( $r$  — расстояние до отражающего объекта,  $C$  — скорость

распространения электромагнитной энергии). Подставляя значение  $\Delta t$  в выражение для  $u_{c2}$ , получаем  $u_{c2} = U_{c2} \sin \left( \omega_0 t - \frac{2r\omega_0}{C} \right)$ , где  $\frac{2r\omega_0}{C}$  — фаза отраженного сигнала, зависящая от расстояния до отражающего объекта и от частоты передатчика. Если отражающий объект движется со скоростью, радиальная составляющая которой равна  $V_r$ , то фаза отраженного сигнала будет непрерывно изменяться. Для приближающегося объекта  $r = r_0 - V_r t$ , где  $r_0$  — начальное расстояние.

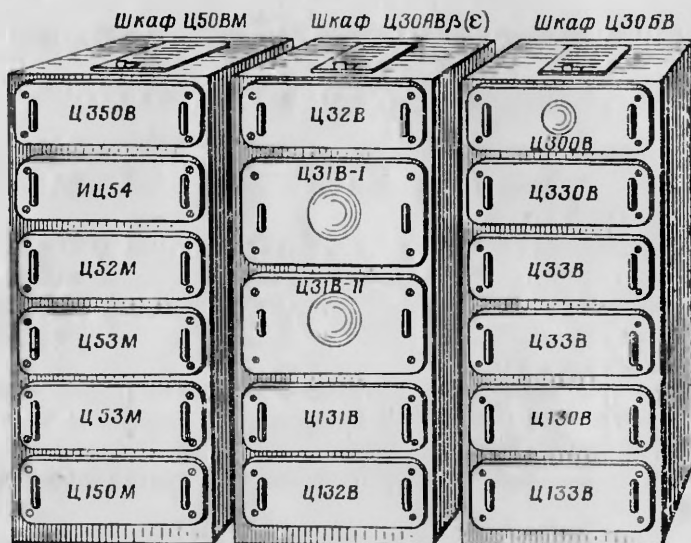


Рис. 55. Расположение блоков в шкафах системы СДЦ:

Ц350В — блок функциональной проверки системы СДЦ; ИЦ54 — блок когерентности станции; Ц52М — блок когерентных гетеродинов; Ц53М — блоки фазовых детекторов и схемы компенсации скорости ветра; Ц150М — блок питания; Ц32В — блок разверток; Ц31В — блоки вычитания; Ц131В, Ц132В — блоки питания; Ц300В — блок контрольного осциллографа; Ц330В — блок контрольных импульсов; Ц33В — блоки оконечных видеоусилителей и схемы АРУ; Ц130В, Ц133В — блоки питания

Подставляя переменное значение  $r$  в выражение для  $u_{c2}$ , получим

$$\begin{aligned} u_{c2} &= U_{c2} \sin \left[ \omega_0 t - \frac{2(r_0 - V_r t)\omega_0}{C} \right] = \\ &= U_{c2} \sin \left( \omega_0 t + \frac{2V_r \omega_0 t}{C} - \frac{2r_0 \omega_0}{C} \right) = \\ &= U_{c2} \sin \left[ \left( \omega_0 + \frac{2V_r \omega_0}{C} \right) t - \varphi_0 \right]. \end{aligned}$$

Из приведенной формулы видно, что текущая фаза сигнала определяется начальной фазой  $\varphi_0 = \frac{2r_0 \omega_0}{C}$  и переменной составля-

ющей  $\varphi(t) = \frac{2V_r \omega_0 t}{C}$ . Наличие переменной составляющей фазы  $\varphi(t)$  эквивалентно изменению частоты отраженного сигнала на величину  $\Delta\omega_0 = \frac{2V_r \omega_0}{C}$ , которая получила наименование частоты Допплера ( $\Omega_D$ ). Таким образом, сигнал, отраженный от подвижного объекта, будет содержать в себе частоту Допплера:

$$u_{c2} = U_{c2} \sin [(\omega_0 + \Omega_D)t - \varphi_0],$$

а сигнал, отраженный от неподвижного объекта, частоты Допплера не содержит (так как  $r$  неизменно и равно  $r_0$ ), т. е.:

$$u_{c2} = U_{c2} \sin (\omega_0 t - \varphi_0).$$

Если считать, что цель — подвижный объект, а диполи помехи — неподвижны, то для выделения цели следует выделить сигналы, содержащие частоту Допплера. Учитывая, что  $\Omega_D$  обычно много меньше  $\omega_0$ , выделить такие сигналы можно при сравнении фаз отраженных и излучаемых сигналов.

В СДЦ используется когерентно-импульсный метод селекции, при котором сравнивается фаза отраженного радиоимпульса с фазой напряжения, генерируемого специальным генератором (когерентным гетеродином) в течение периода  $T$  повторения импульсов передатчика. Фаза напряжения когерентного гетеродина связана с фазой излучаемого радиоимпульса с помощью так называемого фазирующего импульса, представляющего собой часть напряжения высокочастотного импульса передатчика.

Рассмотрение принципа работы и построения системы СДЦ будет проводиться по функциональной схеме, приведенной на рис. 56.

Отраженные от цели и помехи высокочастотные импульсы перед поступлением в систему СДЦ преобразуются в импульсы промежуточной частоты элементами высокочастотной части приемной системы, расположенной в кабине ПВ, и усиливаются в усилителе промежуточной частоты, расположенном в кабине УВ (блок И55В).

Сравнение фаз высокочастотных импульсов цели и помехи с фазой напряжения когерентного гетеродина необходимо производить на промежуточной частоте. С этой целью высокочастотный фазирующий импульс преобразуется в импульс промежуточной частоты с помощью смесителя фазирующего импульса.

Для того чтобы сохранить фазовые соотношения между сигналами цели (помехи) и фазирующим импульсом такими же, какими они были до преобразования, используется одно и то же напряжение гетеродина цели. Получаемые при этом дополнительные сдвиги фаз одинаковы для перечисленных импульсов и поэтому они не влияют на работу системы СДЦ.

Перед приходом очередного фазирующего импульса происходит срыв работы когерентного гетеродина специальными

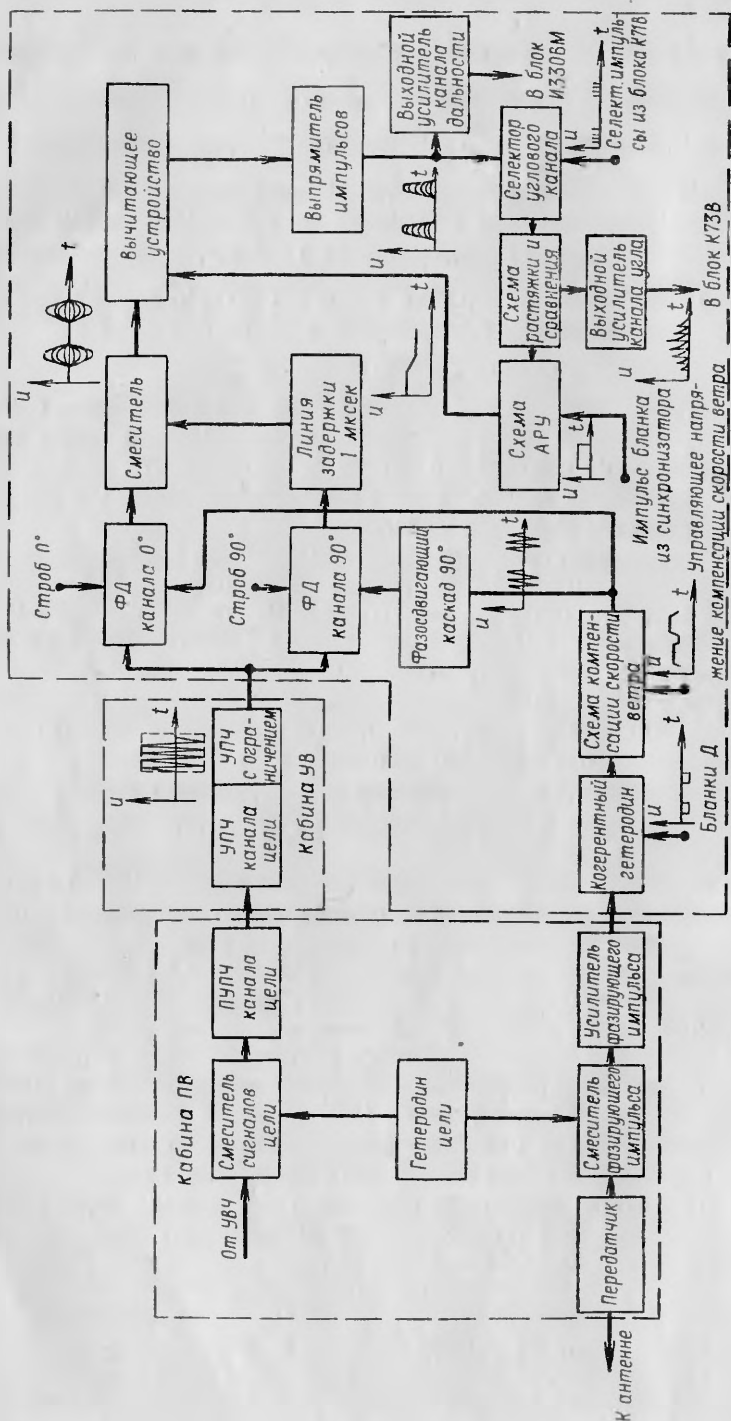


Рис. 56. Упрощенная функциональная схема системы СДЦ

импульсами бланка, начало которых совпадает с импульсом  $r_0'$ , а конец — с импульсом  $r_0$ . По окончании действия бланка когерентный гетеродин вновь начинает работать, фаза его колебаний привязывается к фазе вновь поступившего фазирующего импульса.

Сравнение фаз отраженных импульсов с фазой напряжения когерентного гетеродина осуществляется в фазовом детекторе (ФД). На вход ФД поступают отраженные от объекта (цели, помеха) сигналы и напряжение когерентного гетеродина. На выходе детектора выделяется видеоимпульс, амплитуда которого зависит не только от мощности принятого сигнала, но также и от фазового соотношения между напряжением несущей частоты радиопульса и когерентным напряжением.

Сигналы, поступающие на ФД, ограничиваются по амплитуде в блоке И55В. Уровень ограничения выбран таким, чтобы ограничивать по амплитуде мощные сигналы, отраженные от местных предметов, облаков и помех большой плотности. Сигналы от движущейся цели не ограничиваются.

Когда отражающий объект неподвижен, то расстояние между ним и станцией постоянно и, следовательно, задержка в приеме отраженного сигнала после каждого излучения также постоянна. Напряжение несущей частоты принятого сигнала в этом случае находится в постоянном фазовом соотношении с когерентным напряжением, и видеоимпульсы на выходе ФД имеют постоянную амплитуду (рис. 57).

Если же цель движется относительно станции с радиальной скоростью  $V_r$ , то за интервал времени  $T$  между двумя излучениями импульса задержка в приеме отраженного сигнала изменяется на величину  $\Delta t' = \frac{2V_r T}{C}$ , а фазовый сдвиг между напряжением принятого сигнала и когерентным напряжением равен

$$\psi = \frac{2V_r T}{C} \cdot 2\pi f,$$

где  $f$  — несущая частота передатчика станции.

В результате непрерывного изменения фазы от импульса к импульсу амплитуда видеоимпульсов на выходе ФД также непрерывно изменяется.

Фазовый детектор выполнен по балансной схеме. Когерентное напряжение подается в оба плеча схемы в фазе, а напряжение сигнала цели (помехи) — со сдвигом на  $180^\circ$ . После сравнения фазы когерентного напряжения с фазой напряжения сигнала и детектирования в каждом из плеч схемы выделяется результирующее напряжение, а на общей нагрузке ФД — разность двух результирующих напряжений ( $u_{\text{результ}} = u_{1\text{результ}} - u_{2\text{результ}}$ ).

Фазовые соотношения между когерентным напряжением и напряжением сигнала, отраженного от цели (помехи), показаны на рис. 58. На выходе ФД амплитуда импульсов подвижной цели будет промодулирована частотой  $\Omega_d$ . Графически закон модуляции

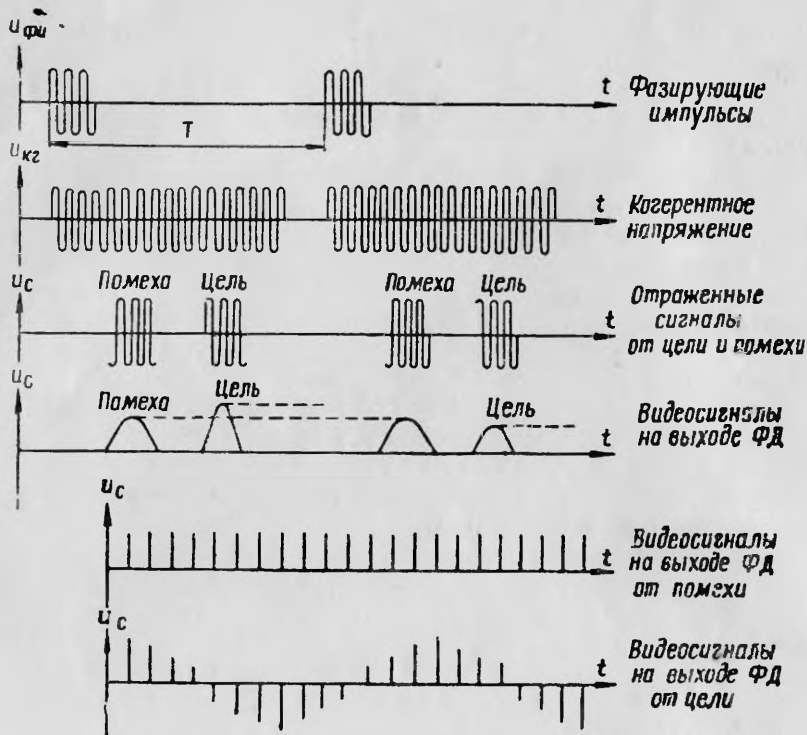


Рис. 57. Преобразование сигналов, отраженных от цели (помехи)

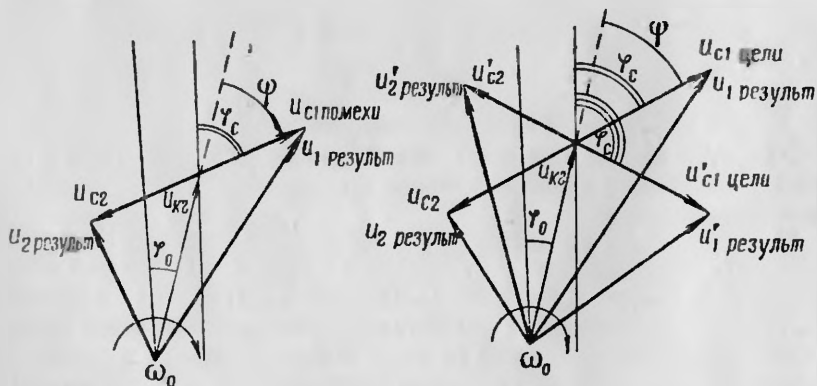


Рис. 58. Фазовые соотношения между напряжением когерентного гетеродина и отраженными сигналами цели (помехи):

$\varphi_0$  — начальная фаза напряжения когерентного гетеродина;  $\varphi_c$  — фаза отраженного сигнала от цели (помехи);  $\psi$  — разность фаз ( $\psi = \varphi_c - \varphi_0$ );  $u_{KZ}$  — амплитуда напряжения когерентного гетеродина;  $u_{c1}$ ,  $u_{c2}$  — амплитуда отраженного сигнала от цели (помехи) в плечах ФД;  $u_1$  — результат;  $u'_1$  — результирующее напряжение в плечах ФД

представлен на рис. 59. Этот график является амплитудно-фазовой характеристикой ФД.

С выхода ФД импульсы цели и помехи подаются на вычитающее устройство, которое выполнено на потенциалоскопах. На вычитающих потенциалоскопах каждый импульс задерживается на период повторения  $T$ , а затем вычитается из импульса, пришедшего в следующий период, т. е. осуществляется череспериодное вычитание. В результате такого вычитания на выходе устройства импульсы помехи будут отсутствовать, поскольку их амплитуда неизменна от периода к периоду и они взаимно компенсируются. Импульсы цели не компенсируются, так как их амплитуда изменяется от периода к периоду, и на выходе вычитающего устройства будут действовать разностные двуполярные импульсы.

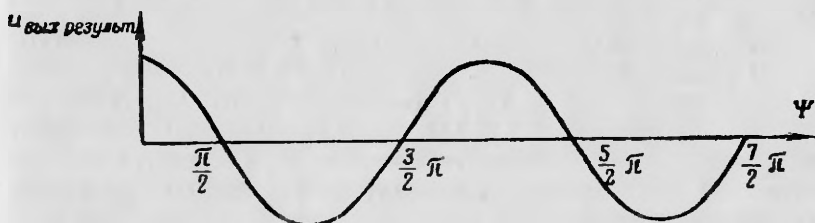


Рис. 59. Амплитудно-фазовая характеристика ФД

Если на вход ФД поступят сигналы помехи, перемещающиеся под действием ветра, то очевидно, что на выходе ФД будут действовать импульсы помехи не с постоянной амплитудой, а модулированные частотой  $\Omega_{Дц}$ . В этом случае разделение сигналов цели и сигналов помехи с помощью одного только вычитающего устройства невозможно. Необходимо ввести устройство, с помощью которого можно было бы уравнивать частоту когерентного гетеродина с частотой сигнала помехи, поступающего на ФД. Таким устройством является схема компенсации скорости ветра, с помощью которой осуществляется сдвиг частоты когерентного гетеродина на величину  $\Omega_{Дп}$ , т. е. изменяется  $\varphi_0$  (рис. 58) так, чтобы  $u_{результ}$  оставалось постоянным при изменении  $\varphi_c$ . Схема компенсации скорости ветра управляется оператором наведения, который осуществляет указанный сдвиг частоты когерентного напряжения гетеродина, а точность уравнивания частот оценивается по качеству компенсации сигналов помехи на индикаторах.

Из рассмотрения амплитудно-фазовой характеристики ФД  $u_{вых} = f(\psi)$  видно, что при разности фаз  $\psi = \frac{\pi}{2}(2n + 1)$ , где  $n = 1, 2, 3, \dots$ , напряжение на выходе ФД равно 0. Точки, где  $u_{вых} = 0$ , называются точками «слепых» фаз. Наличие «слепых» фаз затрудняет обнаружение целей и их сопровождение, так как в пачке будет отсутствовать те импульсы, фаза несущей частоты которых будет отличаться от фазы напряжения когерентного ге-

теродина на  $90^\circ$  ( $u_1$  результат =  $u_2$  результат). Кроме того, будет сильно искажаться форма огибающей пачки, имеющая большое значение для точности определения угловых координат. Для уменьшения влияния «слепых» фаз в системе СДЦ применяется так называемая квадратурная обработка сигналов. Суть квадратурной обработки сигналов состоит в следующем. Если представить две пачки импульсов, промодулированных частотой Допплера и диаграммой направленности  $F(t)$ , в виде

$$u_1 = UF(t) \sin \Omega_d t \quad \text{и} \quad u_2 = UF(t) \cos \Omega_d t,$$

а затем извлечь корень квадратный из суммы квадратов этих напряжений, то получим напряжение  $u_3$ , пропорциональное только функции  $F(t)$ :

$$u_3 = \sqrt{u_1^2 + u_2^2} = UF(t).$$

Сигналы, пропорциональные  $\sin \Omega_d t$  и  $\cos \Omega_d t$ , можно получить с помощью двух ФД, на один из которых подается напряжение когерентного гетеродина, а на второй — это же напряжение, сдвинутое по фазе на  $90^\circ$ . Канал, в котором не делается сдвига фазы, называется прямым или каналом  $0^\circ$ , а канал, в котором происходит изменение фазы сигнала на  $90^\circ$ , называется квадратурным или каналом  $90^\circ$ .

Череспериодное вычитание импульсов каналов  $0^\circ$  и  $90^\circ$  осуществляется раздельно. Для того чтобы при вычитании исключить наложение импульсов каналов  $0^\circ$  и  $90^\circ$ , применено их временное рассовмещение на 1 мксек за счет задержки сигнала канала  $90^\circ$ . После вычитания импульсы обоих каналов суммируются.

Амплитудно-фазовые характеристики ФД квадратурных каналов представлены на рис. 60. В результате квадратурной обра-

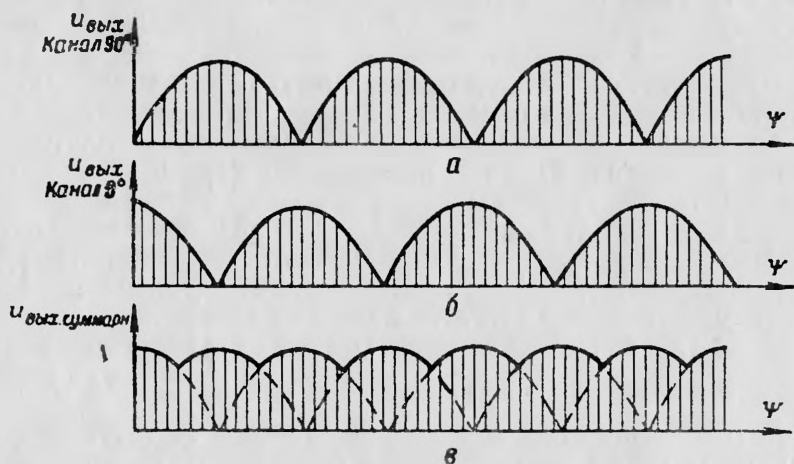


Рис. 60. Амплитудно-фазовые характеристики ФД квадратурных каналов: а — модуляция сигналов после вычитания и выпрямления в канале  $90^\circ$ ; б — модуляция сигналов после вычитания и выпрямления в канале  $0^\circ$ ; в — остаточная модуляция сигналов после сравнения в каналах  $0^\circ$  и  $90^\circ$

ботки отсутствует 100-процентная модуляция импульсов, что свидетельствует об отсутствии «слепых» фаз.

При работе станции наведения ракет в режиме СДЦ могут быть такие скорости цели, при которых сигнал на выходе вычитающего устройства равен нулю. Такие скорости цели называются «слепыми». Значение «слепой» скорости можно представить выражением

$$V_{r,сл} = \frac{n\lambda}{2T},$$

где  $n = 1, 2, 3 \dots$

Величина «слепой» скорости изменяется с изменением длины волны и периода повторения.

В СНР приняты переменные периоды повторения, позволяющие вести борьбу с явлением «слепой» скорости. Если цель движется со «слепой» скоростью для одного периода повторения, то ее скорость для следующего периода повторения не будет «слепой». Вследствие этого возможно пропадание только половины всех импульсов от данной цели, что не будет приводить к ее полной потере и к нарушению сопровождения. Результирующая амплитудно-скоростная характеристика вычитающего устройства для переменных периодов повторения может быть получена наложением друг на друга двух характеристик для постоянных периодов повторения (рис. 61).



Рис. 61. Амплитудно-скоростная характеристика системы СДЦ при переменном периоде повторения

Для уменьшения остаточного сигнала в системе СДЦ применяется последовательное включение четырех каскадов вычитания. Чем больше каскадов вычитания, тем более пологим будет начальный участок амплитудно-скоростной характеристики системы СДЦ и тем меньше будет величина остаточного сигнала на выходе вычитающего устройства (рис. 62); при этом обеспечивается не только хорошее подавление медленно перемещающихся сигналов помехи (мала  $V_r$ ), но и подавление шумов приемного устройства цели.

Поскольку амплитуда сигналов на выходе системы СДЦ зависит от радиальной составляющей скорости цели ( $V_r$ ), то при со-

проведении целей в режиме СДЦ, имеющих различные скорости или различные курсовые углы, амплитуды пачек импульсов, отраженных от них при прочих равных условиях, будут различны. Это обстоятельство затрудняет сопровождение и ухудшает точность определения координат. Для устранения этого явления в системе СДЦ имеется схема АРУ, обеспечивающая постоянство уровня выходных сигналов, отраженных от целей, перемещающихся с различными радиальными скоростями. Кроме того, схема АРУ позволяет восстановить требуемую амплитуду сигнала цели, уменьшение которой происходит за счет работы схемы АРУ блока И55В при большом уровне сигнала помехи. Схема АРУ системы СДЦ увеличивает сигнал цели до номинальной величины, изменяя коэффициент усиления выходного видеосузителя первого каскада вычитания.

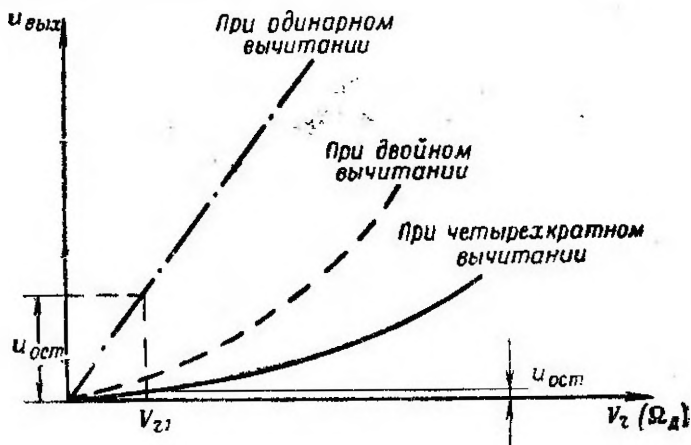


Рис. 62. Форма начального участка амплитудно-скоростной характеристики системы СДЦ

Сигналы цели с выхода вычитающего устройства поступают на выпрямитель импульсов, с помощью которого дуполярные импульсы преобразуются в однополярные (положительные). Система СДЦ имеет два выхода. С выхода канала дальности сигналы цели поступают в блок распределения И330ВМ (кабина УВ), а затем на индикаторы и в блок дальности цели (К71В). С выхода канала угла пачка растянутых импульсов поступает в угловой координатный блок цели (К73В).

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ СДЦ

Функциональная схема одной плоскости ( $\beta$ ) системы СДЦ, ее связь с блоком И55В, представлена на рис. 63. Вторая плоскость ( $\epsilon$ ) имеет аналогичное устройство. Из кабины ПВ в блок Ц52М поступает фазирующий импульс промежуточной частоты. Блок Ц52М вырабатывает когерентные напряжения  $\beta$  и  $\epsilon$ . Уст-

ройство, обеспечивающее формирование когерентного напряжения  $\beta(\epsilon)$ , содержит усилитель фазирующего импульса, когерентный гетеродин и выходной каскад. В момент прихода каждого фазирующего импульса собственные колебания когерентного гетеродина отсутствуют, так как он заперт бланкирующим импульсом. С окончанием действия импульса бланка генератор начинает работать, поддерживая возникшие в контуре колебания. Поэтому в контуре когерентного гетеродина возникают колебания с начальной фазой, определяемой фазирующим импульсом.

Колебания когерентного гетеродина подаются на блок Ц53М, который является фазочувствительным приемным устройством и обеспечивает:

- линейное изменение фазы опорного когерентного напряжения в соответствии с изменением фазы сигналов, отраженных от помехи, движущейся под действием ветра;

- преобразования фазовой модуляции отраженных сигналов в амплитудную модуляцию видеосигналов.

Первая задача выполняется схемой компенсации скорости ветра, а вторая — фазовыми детекторами.

В схему компенсации скорости ветра входят:

- смесители I и II;

- управляемые кварцевые генераторы I и II;

На смеситель I поступает напряжение когерентного гетеродина из блока Ц52М. Кроме когерентного напряжения частоты  $f_{кг}$  на смеситель I поступает напряжение управляемого генератора I с частотой  $f_{Г1}$ . Фильтр смесителя I настроен на частоту  $f_1 = f_{кг} - f_{Г1}$ . На смеситель II, схема которого аналогична схеме смесителя I, поступает напряжение с частотой  $f_1$  и напряжение управляемого генератора II с частотой  $f_{Г2}$ . Фильтр смесителя II настроен на частоту  $f_2 = f_1 - f_{Г2}$ . Таким образом, на выходе смесителя II будет действовать напряжение, частота которого равна  $f_2 = f_{кг} - f_{Г1} + f_{Г2}$ . Из выражения для  $f_2$  видно, что если  $f_{Г1} = f_{Г2}$ , то  $f_2 = f_{кг}$ ; при  $f_{Г1} \neq f_{Г2}$  частота  $f_2$  отличается от  $f_{кг}$  на величину  $f_{Г2} - f_{Г1}$ .

Управляемые генераторы схемы компенсации скорости ветра являются кварцевыми генераторами с управляющими лампами, с помощью которых можно изменять частоту генерируемых напряжений в небольших пределах. Кварцевые генераторы применены для того, чтобы повысить стабильность работы схемы компенсации скорости ветра и за счет этого уменьшить величину остаточных сигналов помех.

С выхода схемы компенсации скорости ветра когерентное напряжение с частотой  $f_2$  поступает в схему фазовых детекторов.

В схему фазовых детекторов входят:

- фазовые детекторы каналов  $0^\circ$  и  $90^\circ$ ;

- фазосдвигающий каскад;

- линия задержки 1 мксек;

- смеситель видеосигналов.

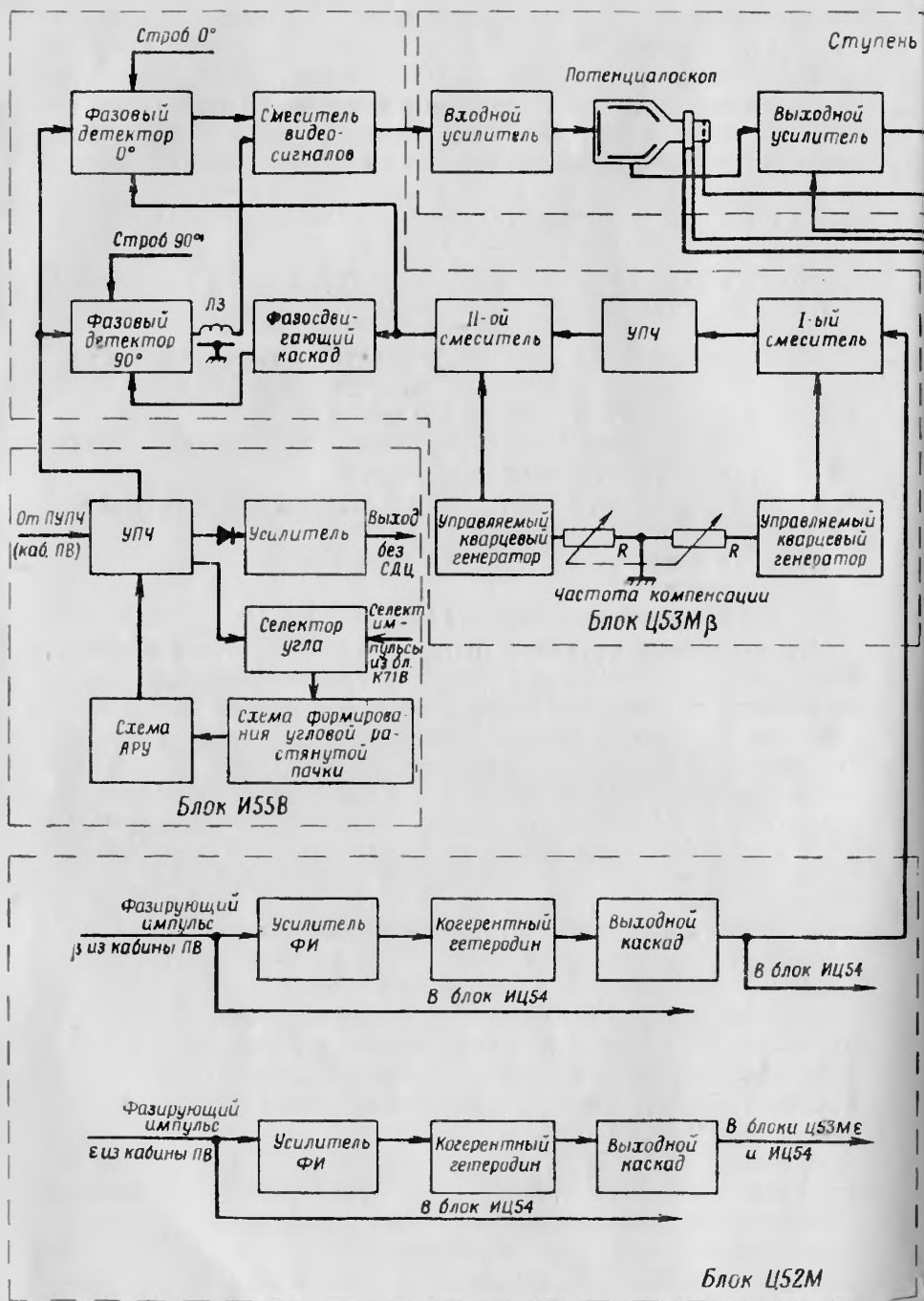


Рис. 63. Функциональная

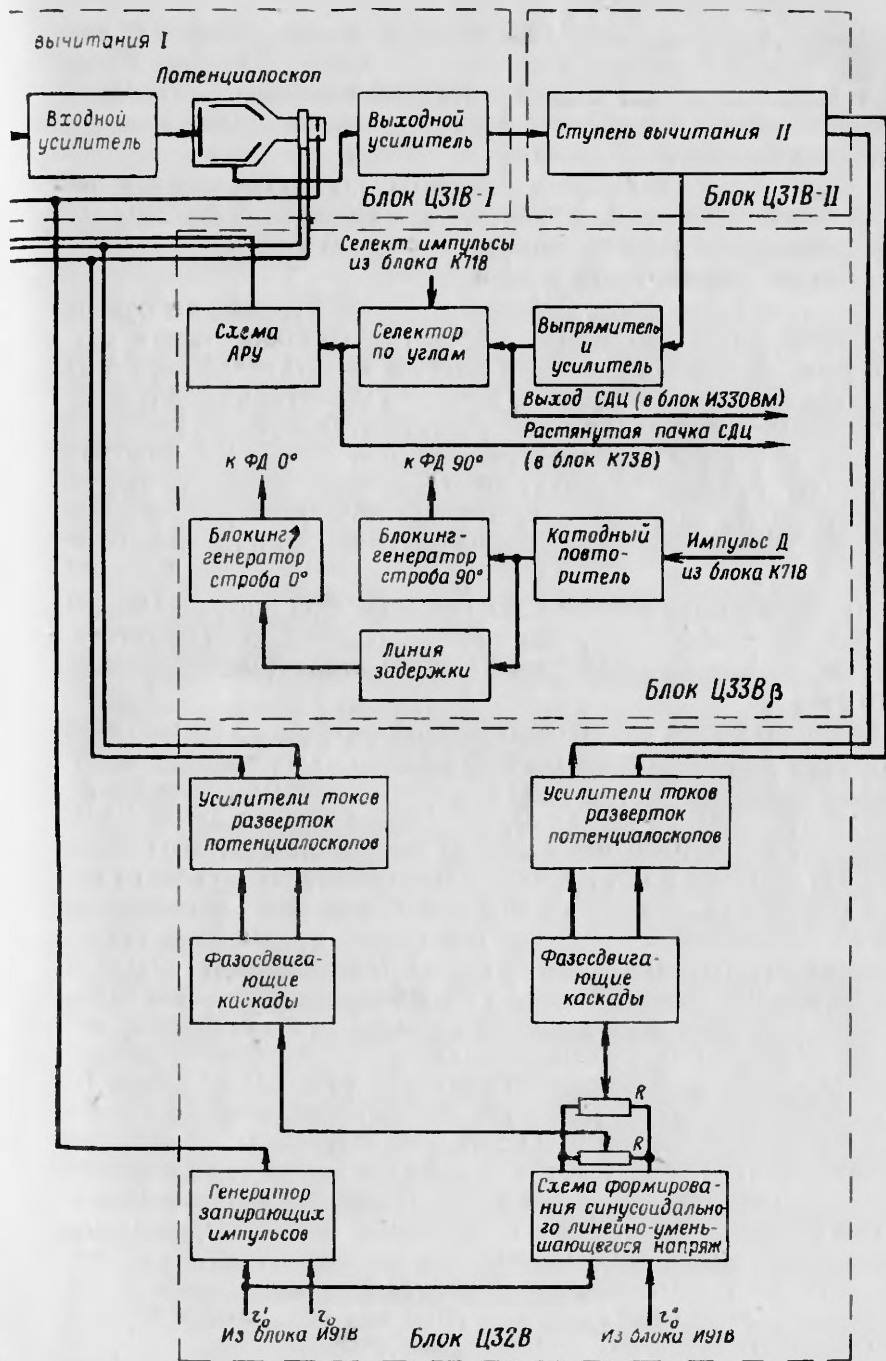


схема системы СДЦ

Когерентное напряжение на фазовый детектор канала  $0^\circ$  поступает непосредственно, а на фазовый детектор канала  $90^\circ$  — через фазосдвигающий каскад, в котором осуществляется сдвиг фазы этого напряжения на  $90^\circ$ , необходимый для получения квадратурного сигнала.

На вторые входы фазовых детекторов поступают сигналы цели и помех с УПЧ блока И55В. Для blankирования фазовых детекторов на их входы поступают строб-импульсы каналов  $0^\circ$  и  $90^\circ$ , которые формируются в блоке Ц33В.

С выхода блока Ц53М видеосигналы цели и помехи поступают на вход блока Ц31В-1, который представляет собой первую ступень вычитания и содержит два каскада вычитания. Каждый из каскадов вычитания состоит из входного усилителя, вычитающего потенциалоскопа и выходного усилителя. Основным элементом каскада вычитания является вычитающий потенциалоскоп. Он выполняет функции запоминания (задержки) сигналов, поступающих на его вход в течение периода повторения, до прихода сигналов следующего периода и их взаимного амплитудного вычитания.

Применяемый в системе СДЦ вычитающий потенциалоскоп представляет собой электронно-лучевую трубку с электростатической фокусировкой и электромагнитным отклонением электронного луча.

Потенциалоскоп работает со ждущей разверткой спирального типа. На его отклоняющую систему подаются синусоидальные линейно уменьшающиеся токи разверток, сдвинутые относительно друг друга на  $90^\circ$ . Токи разверток формируются в блоке Ц32В синхронно с запуском передатчиков визирования. Период запоминания сигналов в вычитающем потенциалоскопе зависит от периода развертки, поэтому он может работать как с постоянным, так и с переменным периодом повторения импульсов станции. Применение спиральной развертки дает возможность получить максимальную разрешающую способность потенциалоскопа. Принцип действия вычитающего потенциалоскопа основан на нанесении (записи) электрических зарядов на поверхность диэлектрика (мишени) с помощью электронного луча и сохранении их до следующего периода развертки. В следующий период развертки электронный луч либо наносит дополнительные заряды, либо снимает (считывает) ранее нанесенные заряды (в зависимости от наличия или отсутствия входного сигнала и от его амплитуды). Поскольку во второй и последующие периоды производится одновременная запись приходящих сигналов и считывание ранее записанных сигналов, то на выходе потенциалоскопа будут действовать импульсы, амплитуда которых равна алгебраической разности записываемых и считываемых сигналов.

Входной усилитель имеет ручную регулировку усиления. Выходной усилитель первого каскада вычитания также имеет руч-

ную регулировку и, кроме того, регулировку усиления напряжением схемы АРУ.

С выхода первого каскада вычитания разностные сигналы поступают на второй каскад вычитания. Устройство и работа второго каскада ничем не отличаются от рассмотренного выше первого каскада вычитания.

С выхода блока Ц31В-I разностные сигналы поступают в блок Ц31В-II, где имеются еще два каскада вычитания, аналогичные каскадам вычитания блока Ц31В-I. С выхода блока Ц31В-II разностные сигналы поступают в блок Ц33В.

Блок Ц33В служит для преобразования разностных двуполярных импульсов, поступающих с выхода блока Ц31В-II, в однополярные; для усиления сигналов по каналу дальности; для селекции по угловому каналу; для формирования растянутой пачки сигналов углового канала (окончательного квадратурного преобразования). Кроме этих основных задач, блок Ц33В решает задачу формирования строб-импульсов каналов  $0^\circ$  и  $90^\circ$  и вырабатывает управляющее напряжение АРУ. Для выполнения указанных функций блок имеет следующие схемы:

- выпрямитель и видеоусилитель сигналов дальности;
- селектор углового канала;
- схему АРУ;
- схему формирования строб-импульсов  $0^\circ$  и  $90^\circ$ .

После усиления однополярные импульсы поступают на селектор углового канала и в кабину УВ.

В селекторе углового канала осуществляется селектирование сигналов цели по углу и дальности. На запуск селектора углового канала поступают селектирующие импульсы из координатного блока дальности (К71В). Отселектированные импульсы прямого и квадратурного каналов поступают в схему формирования пачки растянутых импульсов. Угловая пачка поступает на угловые координатные блоки (К73В) и на схему АРУ.

Схема формирования стробов  $0^\circ$  и  $90^\circ$  запускается импульсами  $D$ , поступающими из блока К71В. Строб-импульс  $0^\circ$  отстает от строб-импульса  $90^\circ$  на 1 мксек. Строб-импульсы поступают в блок Ц53М.

Формирование синусоидальных линейно уменьшающихся токов, сдвинутых по фазе на  $90^\circ$  и создающих в вычитающих потенциоскопах спиральные развертки, осуществляется в блоке Ц32В, в состав которого входят:

- схема формирования синусоидальных линейно уменьшающихся токов;
- фазосдвигающие каскады и усилители токов разверток;
- генератор запирающих импульсов.

Схема формирования синусоидального линейно уменьшающегося напряжения имеет генератор пилообразного напряжения и генератор синусоидальных колебаний. Генератор пилообразного напряжения запускается импульсами  $r_0''$ , а срыв его работы про-

производится импульсами  $r_0'$ . Выработанное напряжение используется для запуска генератора синусоидальных колебаний и модуляции этих колебаний по амплитуде.

Фазосдвигающие каскады производят сдвиг фазы линейно уменьшающихся синусоидальных токов на  $90^\circ$ , а усилители токов усиливают их до требуемой величины.

Генератор замирающих импульсов формирует отрицательные прямоугольные импульсы. Запуск генератора производится импульсом  $r_0'$ , а срыв — импульсом  $r_0$ .



---

## ГЛАВА XI

### РАДИОПЕРЕДАТЧИК КОМАНД

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ АППАРАТУРЫ

Радиопередатчик команд (РПК) предназначен для преобразования напряжений команд управления движением ракет (К1, К2), разовых команд (К3, К4) в импульсные напряжения, для формирования импульса запуска бортового ответчика и образования мощных высокочастотных импульсов с последующей передачей их на борт ракеты.

Радиопередатчик команд с антенной РПК является наземной частью аппаратуры радиопередачи управления, которая в свою очередь является частью замкнутого контура управления.

Аппаратура РПК расположена в кабине АВ в четырех шкафах:

- шкаф шифратора (Л70АВ);
- шкаф контроля и питания шифратора (Л70БВ);
- шкаф модулятора и генератора (Л20АВ);
- шкаф высоковольтного выпрямителя и управления (Л20ВВ).

Расположение блоков в шкафах радиопередатчика команд показано на рис. 64 и 65.

#### 2. ПРИНЦИП ПРЕОБРАЗОВАНИЯ, КОДИРОВАНИЯ И ПЕРЕДАЧИ КОМАНД

Для формирования команд управления в аппаратуре РПК используется балансная временная импульсная модуляция с дискретным перемещением команд в зависимости от их величины и знака и кодированием их трехимпульсным кодом. При балансной временной импульсной модуляции команд управления интервал между импульсом команды и опорными так называемыми тактовыми импульсами пропорционален величине передаваемой командой. Когда напряжение команды равно нулю, то импульс команды находится посередине тактового временного интервала, т. е. ( $t_1 = t_2$ , рис. 66, а). Если напряжение команды не равно ну-

лю, то командный импульс перемещается так, что его положение относительно середины тактового интервала пропорционально величине команды:

$$\Delta t = t_1 - t_2 = cU_k,$$

где  $c$  — коэффициент пропорциональности;  
 $U_k$  — напряжение команды.

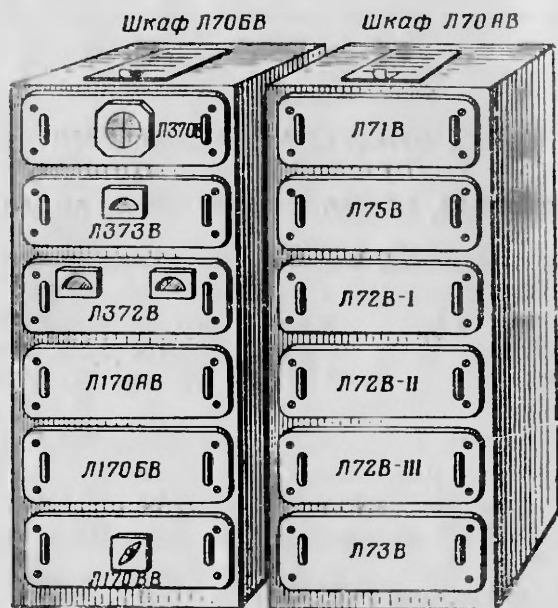


Рис. 64. Расположение блоков в шкафах Л70БВ, Л70АВ:

*Л370В* — контрольный осциллограф; *Л373В* — контрольный дешифратор; *Л372В* — контрольный демодулятор; *Л170АВ*, *Л170БВ*, *Л170ВВ* — блоки питания; *Л71В* — синхронизатор; *Л75В* — блок опорных напряжений; *Л72В I*, *II*, *III* — блоки преобразования I, II, III каналов; *Л73В* — блок кодирования

При положительной команде импульс команды перемещается к правому тактовому импульсу (рис. 66, *в*), а при отрицательной — к левому тактовому импульсу (рис. 66, *б*).

Так как радиолиния управления трехканальная, причем на три ракеты передаются шесть команд управления, то необходимо обеспечить разделение команд по каждому из каналов. Такое разделение командных импульсов достигается тем, что для каждого из них в тактовом интервале отводится свой ряд временных позиций. Командный импульс занимает ту из отведенных для него позиций, которая более точно характеризует величину передаваемой команды. С изменением команды управления перемещение командного импульса происходит не плавно, а скачками от одной отведенной для данного командного импульса позиции к

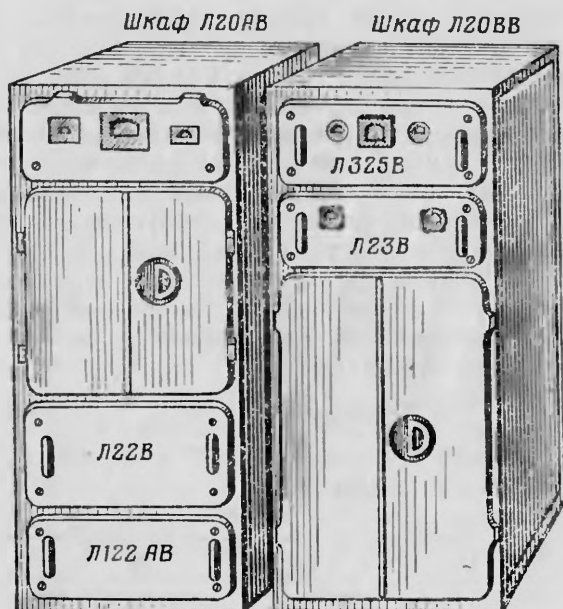


Рис. 65. Расположение блоков в шкафах Л20АВ, Л20ВВ:

Л22В — модулятор; Л122АВ — блок питания; Л325В — блок управления и коммутации; Л23В — блок автоматической подстройки частоты генератора и волномер



Рис. 66. Принцип балансной временной импульсной модуляции

другой. Величина и число скачков определяются величиной команды и требованиями точности передачи команд.

В РПК тактовый интервал делится на 64 временные позиции (кадры). В первом кадре находится тактовый импульс (рис. 67). В каждом кадре имеется временная позиция для данной команды управления. Кадр условно делится на восемь частей, называемых строками. Изменение величины команды управления приводит к перемещению командного импульса из кадра в кадр, причем он каждый раз остается в отведенной для него строке, что исключает возможность взаимного наложения одного командного импульса на другой. Расположение команд управления в кадре показано на рис. 68. Тактовый импульс располагается в пятой строке первого кадра.

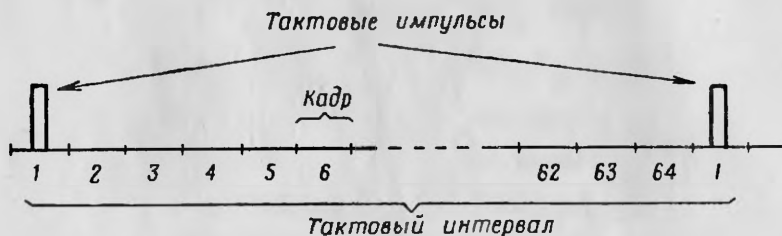


Рис. 67. Расположение кадров в тактовом интервале

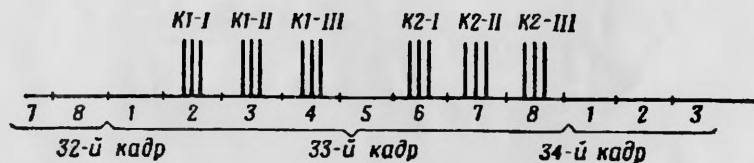


Рис. 68. Взаимное расположение команд в строке

Разовая команда на включение радиовзрывателя (К3) поступает в РПК из СВК в виде отрицательного перепада напряжения. В момент прихода этой команды формируется пачка импульсов с частотой повторения  $F_3 = 179,6$  гц, в четыре раза большей тактовой частоты, т. е. импульсы разовой команды передаются через промежутки времени, равные 16 кадрам. За время тактового интервала передается четыре импульса из пачки импульсов команды К3. Импульсы разовой команды первой ракеты передаются в 5, 21, 37 и 53-м кадрах, второй ракеты — в 9, 25, 41 и 57-м кадрах и третьей ракеты — в 13, 29, 45 и 61-м кадрах. Для импульсов разовых команд отводится первая строка каждого кадра.

Разовая команда управлением положением в пространстве области срабатывания радиовзрывателя и области разлета осколков боевой части (К4) поступает в РПК в виде положительного импульса переменной длительности. В радиопередатчике команд

формируется пачка импульсов К4 с частотой повторения  $F_3$ , занимающая те же строки и кадры, что и команда К3.

Для запуска бортового ответчика по радиолинии передается запросный импульс. В синхронизаторе кабины УВ вырабатывается синхронизирующий импульс ( $r_{0РПК}$ ) с периодами повторения  $T_1$  и  $T_2$ . Импульсы  $r_{0РПК}$  следуют синхронно с импульсами запуска передатчиков визирования кабины ПВ, но опережают их на время, равное задержке импульсов в тракте передатчика РПК и бортовой аппаратуре ракеты. Поскольку импульсы запуска ответчика передаются на борт ракеты по одной радиолинии с командами управления и разовыми командами, возникает необходимость принять меры по предотвращению возможности наложения их на эти команды. С этой целью запросные импульсы подаются в начале строк, а импульсы команд смещаются относительно начала строки на 13,5 мксек.

Для выделения в бортовом устройстве ракеты команд, относящихся к данной ракете, и для увеличения помехоустойчивости системы все команды и тактовые импульсы кодируются. Для кодирования применен трехимпульсный код. Команды управления, разовые команды и тактовый импульс преобразуются в группы, состоящие из трех импульсов, в которых положения первых двух импульсов относительно третьего для каждой команды имеет свое определенное значение (рис. 69). Импульсы запуска ответчика не кодируются.

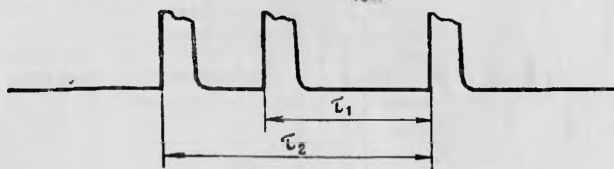


Рис. 69. Кодовая группа импульсов

Все команды и импульс запуска ответчика передаются на борт ракеты. Выделение импульсов запуска ответчика из всей последовательности импульсов кодовых троек в бортовой аппаратуре осуществляется благодаря различной длительности импульсов кодовых троек ( $\tau_{и}=1$  мксек) и импульса запуска ответчика ( $\tau_{и}=0,5$  мксек) с помощью селектора по длительности.

Таким образом, с выхода РПК на борт ракеты передаются:

— кодовая группа тактовых импульсов (общих для всех ракет) с частотой повторения  $F_0=44,9$  гц ( $\approx 45$  гц);

— шесть кодовых групп команд управления тремя ракетами с частотой повторения импульсов такта;

— запросные одиночные импульсы с частотой повторения станции  $f_0=1840$  гц;

— разовая команда К3 (по каждому из каналов) в виде пачки кодовых групп с частотой повторения  $F_3$  и длительностью пачки около 0,2 сек;

### Шифратор (Л70АВ)

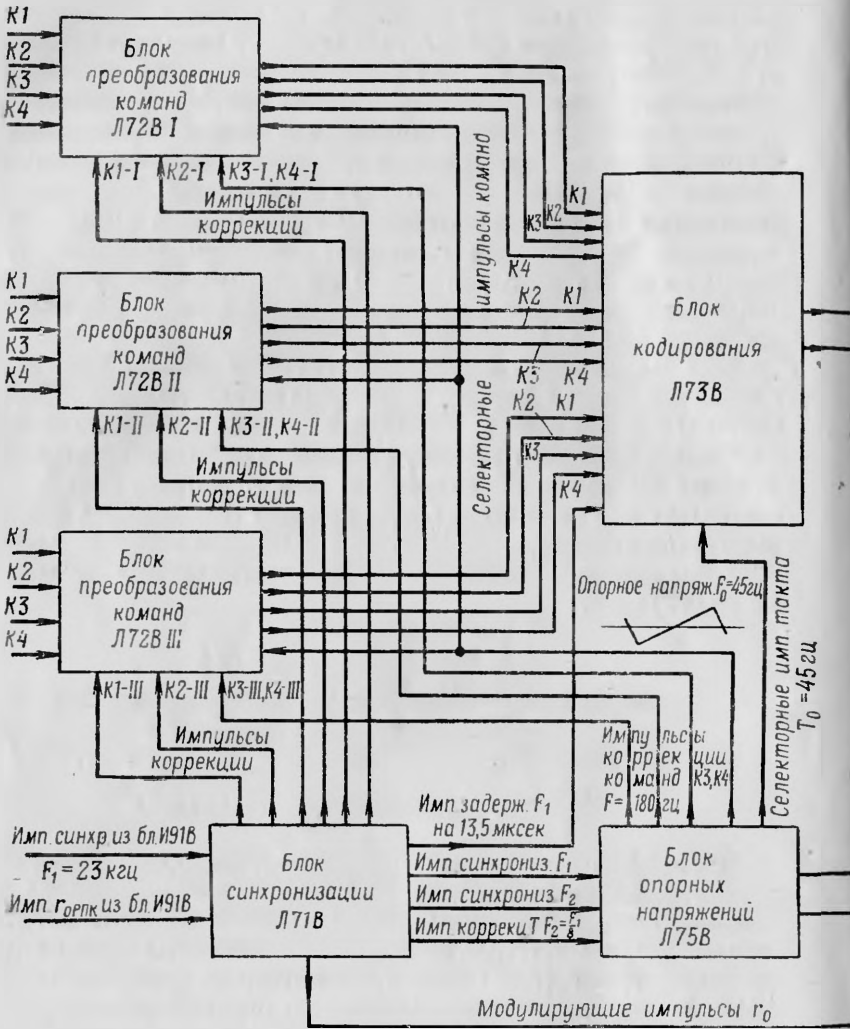
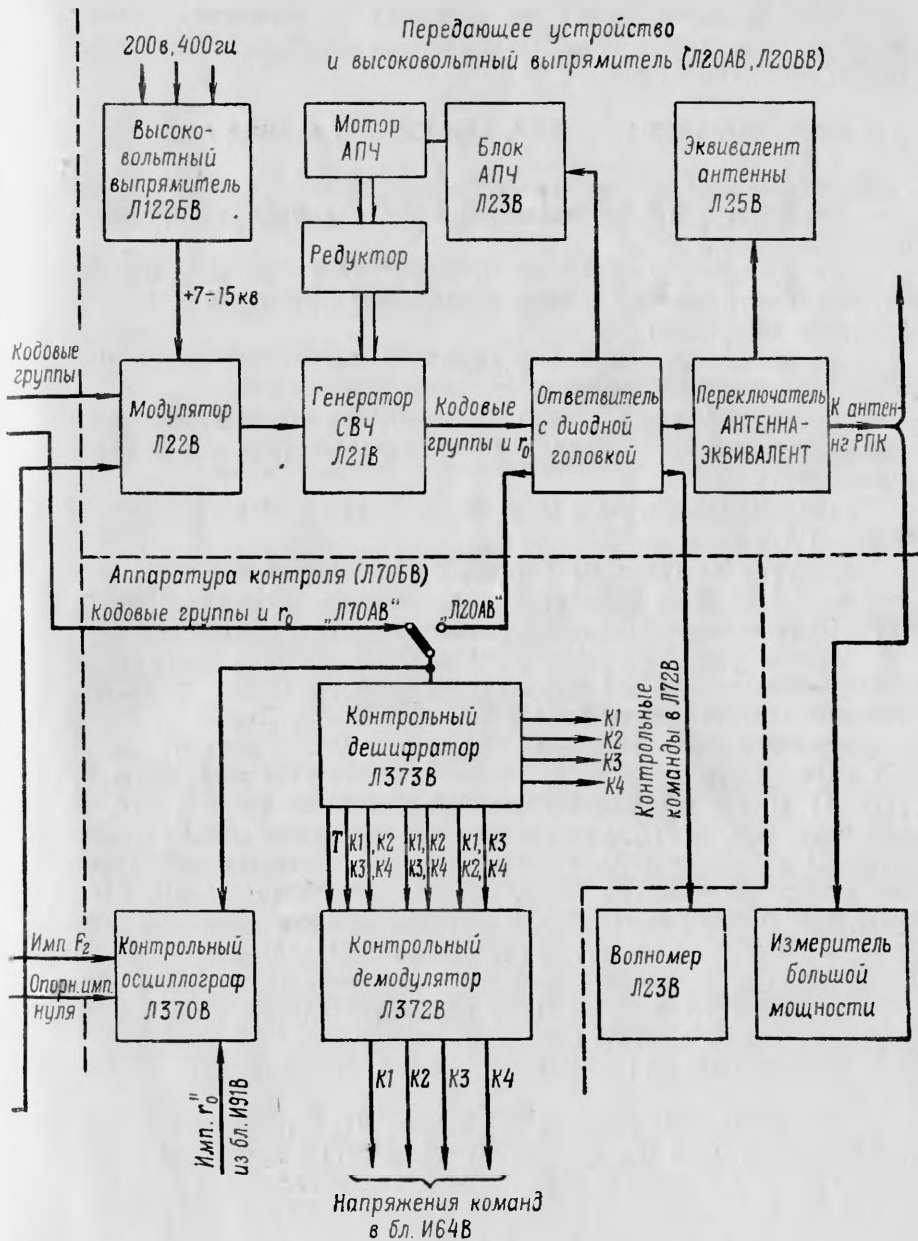


Рис. 70. Функциональ

Передающее устройство  
и высоковольтный выпрямитель (Л20АВ, Л20ВВ)



ная схема РПК

— разовая команда К4 (по каждому из каналов) в виде пачки кодовых групп с частотой повторения  $F_4 = F_3$  и длительностью пачки 0,5—2 сек.

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА РАДИОПЕРЕДАТЧИКА КОМАНД

В состав радиопередатчика команд входят:

— шифратор, производящий преобразование и кодирование передаваемых команд;

— передающее устройство, преобразующее видеопульсы, которые поступают на его вход с шифратора, в мощные высокочастотные импульсы;

— антенна, служащая для передачи высокочастотных импульсов команд на борт ракеты;

— контрольная аппаратура, позволяющая проверить функционирование системы и обеспечивающая быстрое отыскание неисправностей.

Функциональная схема радиопередатчика команд приведена на рис. 70.

Выработка импульсных напряжений, синхронизирующих работу всех элементов шифратора, происходит в блоках Л71В и Л75В. Запускающие импульсы, имеющие частоту повторения  $F_1 = 23$  кГц, поступают из кабины УВ на блок Л71В. В блоке Л71В путем деления частоты в восемь раз вырабатываются восемь последовательностей импульсов с частотой  $F_2 = 2,875$  кГц. Каждая последовательность импульсов сдвинута относительно предыдущей на одну строку, т. е. на период повторения импульсов  $F_1$  (рис. 71). Шесть последовательностей импульсов (2, 3, 4, 6, 7, 8) поступают в блоки Л72В на схемы преобразования команд управления К1 и К2 для осуществления временной коррекции и соответственно называются импульсами коррекции команд К1-I, К1-II, К1-III, К2-I, К2-II, К2-III. Первая и пятая последовательности импульсов используются в блоке Л75В для формирования импульсов коррекции разовых команд и импульсов коррекции такта. Кроме того, в блоке Л71В последовательность импульсов частоты  $F_1$  задерживается на 13,5 мсек, после чего подается в блок кодирования для смещения троек относительно начала строки.

С синхронизатора кабины УВ в блок Л71В поступает последовательность импульсов  $r_0$  рпк. В блоке Л71В импульсы  $r_0$  рпк нормируются по длительности и с его выхода поступают на модулятор (блок Л22В) передающего устройства РПК для формирования импульсов запуска ответчика ракеты.

В блоке опорных напряжений (Л75В) производится дальнейшее деление частоты повторения синхронизирующих импульсов и их временная привязка к требуемым кадрам и строкам. Синхронизация работы блока осуществляется импульсами кадровой частоты  $F_2$ , поступающими из блока Л71В.

Импульсы кадровой частоты  $F_2$  делятся в блоке до частоты повторения разовых команд  $F_3 = \frac{F_2}{16}$ , а затем до тактовой частоты  $F_0 = \frac{F_3}{4}$ .

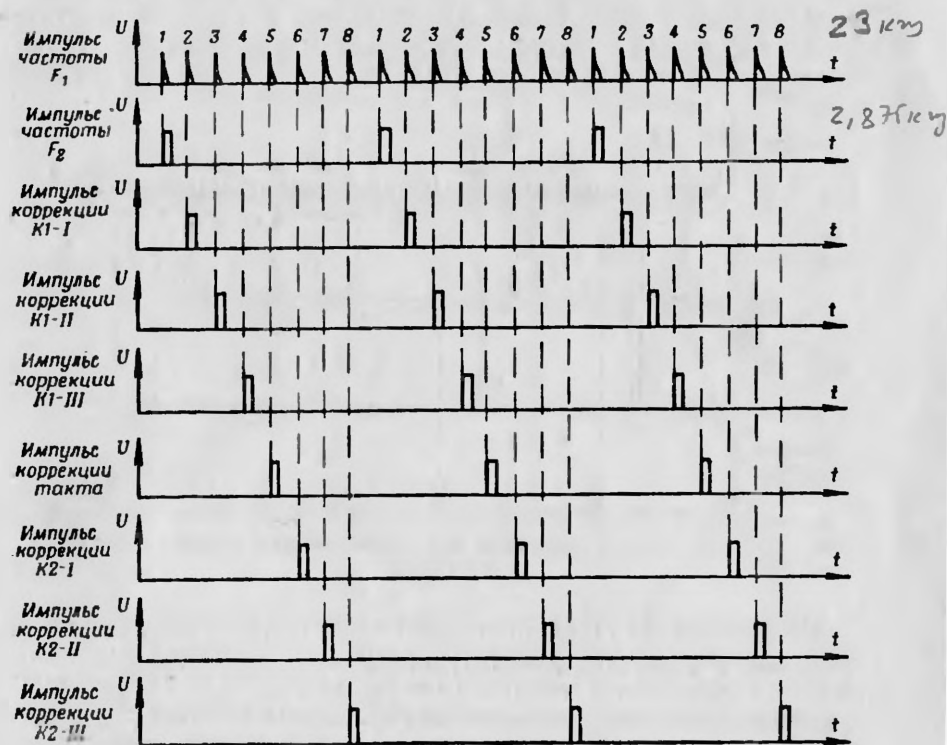


Рис. 71. Принцип образования импульсов коррекции команд управления и такта

Для разовых команд вырабатываются три последовательности импульсов — по числу каналов. Импульсы в каждой последовательности привязаны к первой строке кадров, отведенных для данной команды. Расположение их в тактовом интервале показано на рис. 72. Каждая последовательность импульсов коррекции разовых команд предназначена для преобразования разовых команд одного из каналов и поступает на соответствующий блок преобразования. Селекторные импульсы такта, формируемые в блоке Л75В, следуют с частотой  $F_0$  и по времени привязаны к пятой строке каждого первого кадра. Селекторные импульсы такта поступают с блока Л75В в блок кодирования (Л73В) для создания кодовых троек импульсов такта. В блоке Л75В вырабатывается пилообразное напряжение, которое поступает в блоки Л72В на схемы преобразования команд управления.

Преобразование команд управления (К1, К2) и разовых команд (К3, К4) происходит в трех блоках преобразования команд (Л72В) I, II и III каналов. Каждый блок имеет четырех преобразователей (по числу преобразуемых команд). В блоках преобразования команд команды управления преобразуются из медленно меняющихся напряжений в импульсы с временной модуляцией, положение которых относительно тактовых импульсов определяет знак и величину команды.

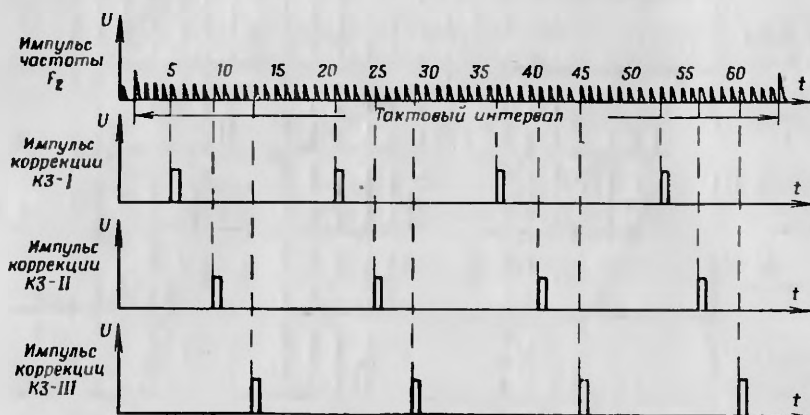


Рис. 72. Расположение импульсов коррекции разовых команд в тактовом интервале

На вход блока Л72В поступают пилообразное напряжение и напряжение команды (рис. 73); в результате сравнения на выходе схемы образуются перепады напряжений. После дифференцирования полученных напряжений образуются импульсы команд, положение которых соответствует точкам равенства пилообразного напряжения и напряжений команд (точки 1—1 для положительной команды и точки 2—2 для отрицательной команды).

С помощью импульсов коррекции импульсы команд привязываются к соответствующей строке определенного кадра. Скорректированный импульс команды преобразуется в импульс определенной длительности, который называется селекторным импульсом команды. Частота повторения этого импульса равна  $F_0$ . Селекторные импульсы команд подаются в блок Л73В.

Разовые команды К3 и К4 преобразуются в пакеты селекторных импульсов. Принцип преобразования разовых команд в блоках Л72В одинаков. Отрицательный импульс, поступающий с СВК, запускает мультивибратор с одним устойчивым состоянием. Мультивибратор под воздействием запускающего импульса формирует положительный импульс длительностью  $\approx 0,2$  сек. Этим импульсом отпирается каскад совпадения, и в течение 0,2 сек через него проходят импульсы коррекции разовой команды данного канала. Каждым импульсом коррекции разовой

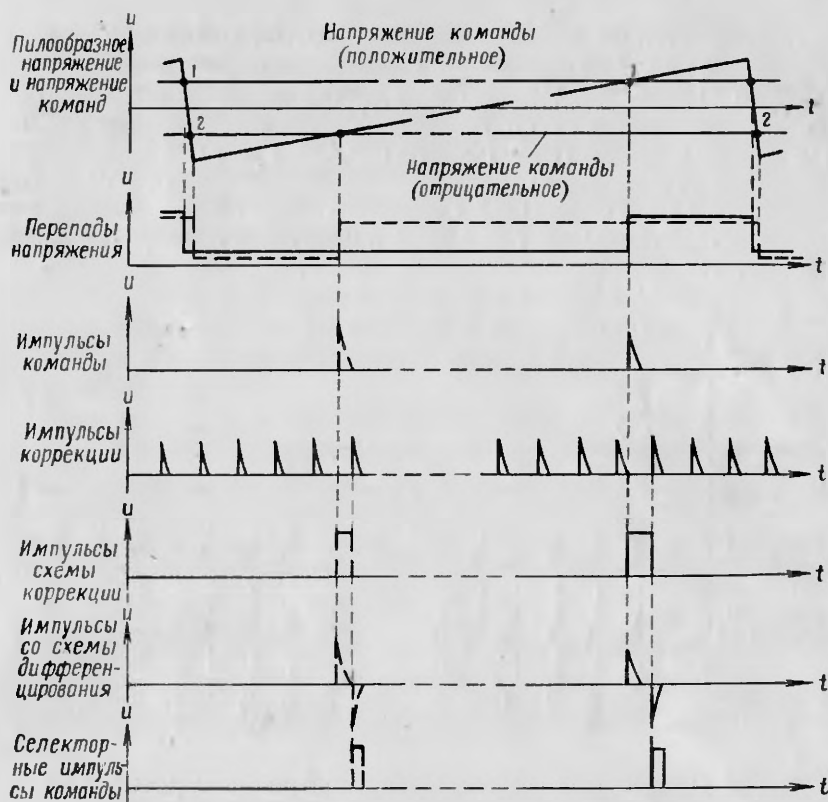


Рис. 73. Преобразование команд управления в блоках Л72В

команды запускается схема формирования селекторного импульса команды КЗ (рис. 74). Группа селекторных импульсов разовой команды с блока преобразования поступает в блок кодирования.

Таким образом, на вход блока кодирования Л73В поступают такие последовательности импульсов:

- шесть последовательностей селекторных импульсов команд управления с блоков Л72В;
- три последовательности селекторных импульсов разовых команд КЗ с блоков Л72В;
- три последовательности селекторных импульсов разовых команд К4 с блоков Л72В;
- последовательность селекторных импульсов такта с блока Л75В.

В блоке Л73В осуществляется кодирование, т. е. происходит преобразование каждого селекторного импульса последовательности в кодовую тройку импульсов. Каждой кодируемой последовательности импульсов соответствуют свои параметры кодовой тройки.

Нормированные по длительности импульсы кодовых троек с выхода блока кодирования поступают на вход модулятора передающего устройства (Л22В). Модулятор служит для усиления импульсов кодовых групп и одиночных импульсов запроса, поступающих с шифратора. Модулятор состоит из двух каналов: один — для усиления импульсов кодовых троек, другой — для усиления импульсов запроса ответчика. Импульсы с выхода модулятора с амплитудой 7—14,5 кВ подаются на генератор высокой частоты.

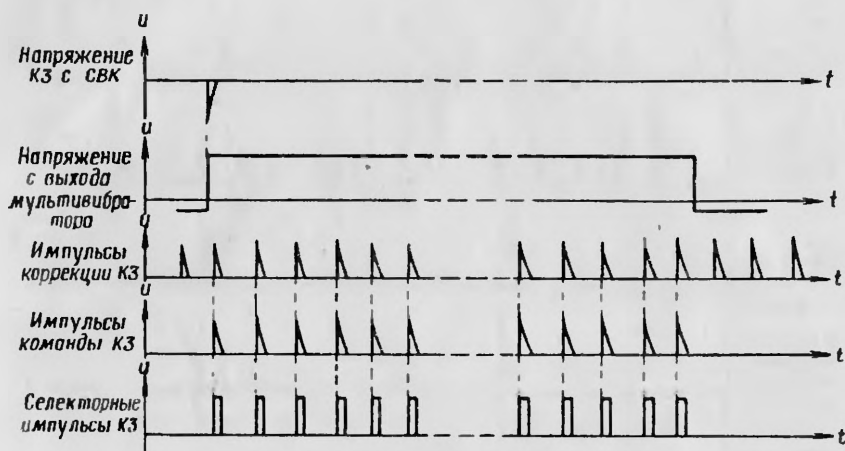


Рис. 74. Принцип формирования селекторных импульсов команды КЗ

Генератор высокой частоты служит для генерации мощных высокочастотных импульсов. Генератор собран на металлокерамическом триоде ГИ-14Б. Анодно-сеточный и катодно-сеточный контуры представляют собой отрезки коаксиальных линий длиной около  $\frac{3}{4}\lambda$ . В момент подачи на анод генераторной лампы импульсов с выхода модулятора генератор генерирует мощные высокочастотные импульсы. Высокочастотные импульсы с выхода генератора через ответвитель поступают на антенный переключатель, который служит для подключения выхода генератора к антенне РПК в момент пуска ракеты. До пуска ракеты и по окончании управления ракетой выход генератора подключен к эквиваленту антенны. Переключение выхода генератора на антенну и на эквивалент при боевой работе производится из кабины УВ.

Настройка генератора на заданную рабочую частоту производится изменением длины анодно-сеточного контура с помощью коротко замыкающего анодного поршня. Регулировкой длины катодно-сеточного контура и связи с нагрузкой генератор настраивается на отдачу максимальной мощности и на оптимальную форму высокочастотного импульса.

Ответитель служит для отбора части высокочастотной энергии в блок автоматической подстройки частоты и волимер и выделения огибающей высокочастотных импульсов на контрольную аппаратуру, а также для контроля качества работы радиопередатчика команд. Номинальная частота генератора поддерживается системой автоматической подстройки частоты, с помощью которой регулируется глубина погружения зонда в анодно-сеточный контур высокочастотного генератора.

Контроль рабочей частоты генератора осуществляется с помощью контрольного волимера путем настройки объемного резонатора волимера на измеряемую частоту. По показаниям шкал волимера и градуировочной таблицы определяется величина генерируемой частоты.

Блок контрольного дешифратора (ЛЗ73В) служит для регистрации наличия импульсов команд управления по трем каналам, а также запросного и тактового импульсов. Кроме того, в блоке контрольного дешифратора происходят декодирование кодовых троек и формирование пусковых контрольных импульсов такта и команд управления. Процесс декодирования — обратный процессу кодирования импульсов команд и такта в блоке ЛЗ7В. Контрольные пусковые импульсы поступают в блок контрольного демодулятора. Для выполнения регламентных работ на системе РПК в блоке ЛЗ73В имеется датчик напряжений, имитирующий напряжения команд управления и разовых команд.

Блок контрольного демодулятора (ЛЗ72В) служит для преобразования импульсов команд в медленно меняющиеся напряжения, для измерения величины команд управления и регистрации прохождения разовых команд. В блоке ЛЗ72В имеются две схемы измерения величины команд управления К1 и К2, а также схема регистрации прохождения команд К3 и К4. Вход блока ЛЗ72В можно поочередно подключать к контролируемому каналу и при этом проверять величины передаваемых по каналу команд управления и наличие разовых команд. Величины команд управления регистрируются стрелочными приборами, а прохождение команд К3 и К4 — загоранием сигнальных ламп. Напряжения команд управления и разовые команды передаются в кабину УВ.

Блоки ЛЗ73В и ЛЗ72В используются для проведения регламентных работ на системе РПК и для контроля функционирования СНР.

Контрольный осциллограф (ЛЗ70В) служит для контроля работы аппаратуры РПК и ее настройки. Он может работать в режиме растровой или ждущей развертки. Режим растровой развертки позволяет одновременно наблюдать на экране осциллографа все кодовые группы импульсов команд управления, такта и разовых команд.

Для включения шкафов Л20АВ и Л20ВВ, для изменения высокого напряжения и коммутации цепей управления используется блок Л325В. Регулировка высокого напряжения производится с помощью блока Л126В. Высоковольтный выпрямитель собран в блоке Л122БВ.

Радиопередатчик команд питается от блоков питания Л170АВ, Л170БВ, Л170ВВ и Л122В.

## ГЛАВА XII

### АППАРАТУРА ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Аппаратура эксплуатационного контроля предназначена для проверки боевой готовности комплекса, проведения регламентных работ и для тренировки операторов в сопровождении имитированного сигнала цели.

В состав аппаратуры эксплуатационного контроля входят блоки управления и контроля, имитационная и контрольно-измерительная аппаратура.

К блокам управления и контроля относятся:

— блок управления (И66В), расположенный над шкафом наведения;

— блок контроля (И64В), расположенный в шкафу наведения.

В состав имитационной аппаратуры, расположенной в кабине управления, входят шкаф имитатора сигналов целей и ракеты (И90В) и блок имитации сигналов цели по промежуточной частоте (ИЗ55МВ), расположенный в шкафу РС дальности (ИЗ0АВ). Расположение блоков имитатора (шкаф И90В) показано на рис. 75.

Кроме имитационной аппаратуры, в станции наведения ракет имеется контрольно-измерительная аппаратура, предназначенная для проверки и настройки аппаратуры станции при проведении регламентных работ, а также для отыскания и устранения неисправностей.

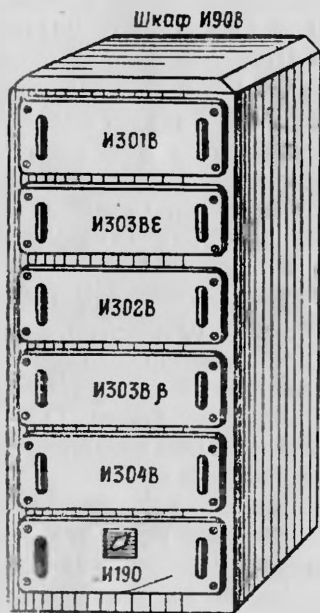


Рис. 75. Расположение блоков имитатора (И90В):

*И301В* — блок формирования видеосигналов ракеты; *И302В* — блок формирования импульсов дальности цели и траектория движения сигналов цели; *И303В* — блоки формирования пачек целей; *И304В* — блок управления сигналом ракеты при электронном выстреле

## 2. БЛОК УПРАВЛЕНИЯ

Блок управления (И66В) предназначен для выдачи команд управления комплексом, а также для коммутации телефонной и громкоговорящей связи. Вид передней панели блока управления показан на рис. 76.

Органы управления блока И66В обеспечивают выдачу следующих команд.

При установке тумблера ТРЕВОГА — ВЫКЛ. в положение ТРЕВОГА загорается красная сигнальная лампа и выдается напряжение включения сирены, расположенной на кабине УВ. По команде «Тревога» производится подготовка станции к дистанционному включению. По световым табло ГОТОВН. КАБИН осуществляется контроль готовности кабины ПВ, УВ, АВ и РВ к дистанционному включению. Сигнальные лампы ГОТ. КАНАЛ позволяют контролировать готовность трех каналов кабины АВ к дистанционному включению. В состав каждого канала входят шкаф СВК и координатный шкаф ракеты.

Дистанционное включение и выключение всех элементов станции и передатчиков кабины ПВ производятся кнопками ПИТАНИЕ и ПЕРЕДАТЧИК. Сигнальные лампы ГОТ. ПИТАН. загораются в том случае, если подано питание на аппаратуру трех каналов кабины АВ и всю одноканальную часть станции.

Управление громкоговорящей связью производится с помощью тумблера МИКРОФОНЫ — ВЫКЛ.

Тумблер АНТ. — ЭКВ. позволяет переключать передающую систему кабины ПВ с эквивалента на антенну и наоборот.

В том случае, когда вместо бортовой аппаратуры ракеты к одной из ПУ подключен имитатор борта, загорается одна из сигнальных ламп СИГНАЛ ИМИТАТОРА.

Переключатель ГОТОВИТЬ позволяет выдать на пульт ОПВ команды «Подготовить 3», «Подготовить 6» или «Непрерывная готовность».

Сигнальные лампы ПОДГОТ. ПУ 1, 3, 5 и ПОДГОТ. ПУ 2, 4, 6 сигнализируют о том, что ракета на соответствующей пусковой установке поставлена на подготовку.

Восемь телефонных ключей, имеющих три фиксированных положения: ВКЛЮЧЕНО, ВЫКЛЮЧЕНО и ПРОСЛУШ., позволяют коммутировать телефонную связь со всеми элементами комплекса.

## 3. БЛОК КОНТРОЛЯ

Блок контроля (И64В) предназначен для переключения режимов работы станции в целом и ее отдельных систем. Вид передней панели блока контроля показан на рис. 77.

Станция наведения ракет имеет два режима работы: БР и КС (боевая работа и контроль станции). Переход в режим боевой работы из режима контроля станции осуществляется нажатием

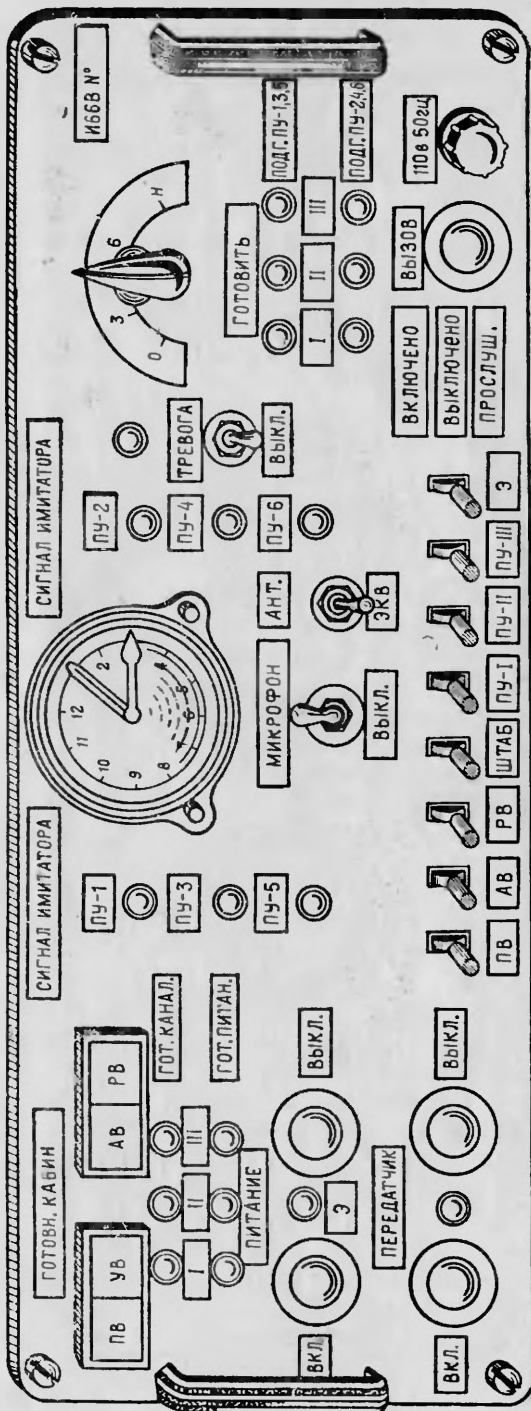


Рис. 76. Передняя панель блока управления (И66В)

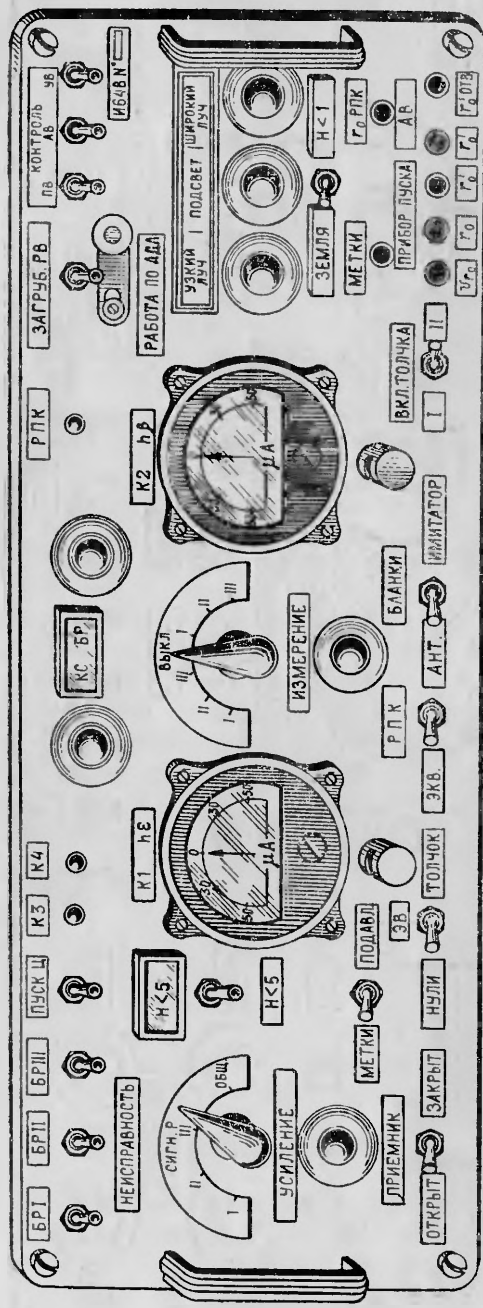


Рис. 77. Передняя панель блока контроля (Ис4В)

кнопки БР; при этом загорается табло БР, а табло КС гаснет. В режиме БР с блока И64В выдаются следующие команды.

Команды на переключение режимов работы антенно-фидерной системы выдаются в кабину ПВ при помощи кнопок УЗКИЙ ЛУЧ, ПОДСВЕТ, ШИРОКИЙ ЛУЧ; при этом загорается одно из световых табло, сигнализирующее о включении соответствующего режима работы. Следует помнить, что режимы «Узкий луч» и «Подсвет» можно включать, переведя передатчики кабины ПВ с эквивалента на антенну тумблером АНТ. — ЭКВ. блока И66В.

Команда на переключение радиопередатчика команд с эквивалента на антенну и наоборот подается тумблером РПК АНТ. — ЭКВ. Кроме того, перевод с эквивалента на антенну производится автоматически с поступлением команды «Пуск» независимо от положения тумблера РПК.

Если при контроле станции один из каналов оказался неисправным и тумблер БР — НЕИСПРАВНОСТЬ данного канала был установлен в положение НЕИСПРАВНОСТЬ, то в режиме БР сигнал готовности пусковых установок на блок И62В не пройдет и произвести пуск по данному каналу невозможно.

С помощью тумблера ЗАГРУБ. РВ — РАБОТА ПО АДА выдаются команды, обеспечивающие изменение режимов работы бортовой аппаратуры и системы выработки команд. Команда «Загруб. РВ» выдается при стрельбе в условиях пассивных помех. По этой команде происходит понижение чувствительности радиовзрывателя ракеты. Команда «Работа по АДА» выдается при стрельбе по автоматическим дрейфующим аэростатам. Команда поступает на борт ракеты и в СВК, где происходят переключения, обеспечивающие выдачу разовой команды КЗ при временном интервале между целью и ракетой, равном 0,8 мксек. Команда КЗ выдается непосредственно на подрыв боевой части ракеты.

Тумблером Н<5 выдается команда «Вкл. Н<5» на блок РС (И65В) и индикатор ручного сопровождения (ИЗ1В<sub>ε</sub>), где происходят переключения, в результате которых вертикальная метка на индикаторах РС и наведения (плоскость ε) смещается влево на 3° относительно биссектрисы сектора обзора, а угол места антенн изменяется на 3° в сторону увеличения угла, чем достигается совмещение нового положения вертикальной метки с сигналом цели.

При установке тумблера ЗЕМЛЯ — Н<1 в положение Н<1 на блоки И65В и ИЗ1В автоматически выдается команда «Н<5». Кроме того, команда «Н<1» подается на координатную систему, систему выработки команд и автоматизированный прибор пуска.

В координатной системе команда «Н<1» поступает на угловые координатные блоки цели и ракеты плоскости ε, с поступле-

нием которой формируются асимметричные стробы сопровождения по углу места.

В СВК команда «Н<1» обеспечивает введение в команды управления коэффициента подъема траектории полета ракеты.

В АПП с приходом команды «Н<1» дальняя граница зоны поражения устанавливается постоянной.

При установке тумблера ЗЕМЛЯ — Н<1 в положение ЗЕМЛЯ автоматически включаются режимы «Н<1» и «Н<5». В системе выработки команд вводится переменный коэффициент подъема траектории в зависимости от дальности до цели.

В режиме контроля станции, кроме указанных переключений, с блока И64В можно выдавать следующие команды.

Тумблерами КОНТРОЛЬ выдается команда разрешения регламентного контроля (РК) кабин ПВ, АВ, УВ. В этом режиме все системы станции могут включать имитационную аппаратуру и производить настройку аппаратуры.

Тумблером НУЛИ — ЭВ — ТОЛЧОК коммутируются режимы работы имитационной аппаратуры кабины УВ при проведении контроля функционирования СНР. При установке тумблера в положение ТОЛЧОК на имитационную аппаратуру подается команда «Подготовка толчка». Установкой тумблера ВКЛ. ТОЛЧКА в положения I и II обеспечивается скачкообразное изменение положения имитированного сигнала ракеты по дальности и азимуту и по дальности, азимуту и углу места соответственно.

По измерительным приборам К1  $h_e$  и К2  $h_s$  контролируются нулевые команды, величины промахов в режиме ЭВ и крутизны команд в режиме ТОЛЧОК. Переключатель ИЗМЕРЕНИЕ обеспечивает подключение к измерительным приборам напряжений команд К1 и К2 или сигналов  $h_e$  и  $h_s$  по трем каналам радиоуправления.

Переключателем СИГН. ИЗД. производится подключение к индикаторам паведения выхода приемного тракта ракеты I, II и III каналов.

Тумблер ПРИЕМНИК ОТКРЫТ — ЗАКРЫТ используется для проверки работы приемной системы ракеты.

Тумблер МЕТКИ — ПОДАВЛ. используется для выбора режима работы системы СДЦ при контроле функционирования и при проведении регламентных работ.

Тумблер БЛАНКИ коммутирует режим работы углового синхронизатора.

Сигнальные лампы К3 и К4 загораются в момент выдачи разовых команд. Сигнальная лампа РПК горит в то время, когда радиопередатчик команд работает на антенну.

#### 4. РЕЖИМ РАБОТЫ И ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ИМИТАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ КАБИНЫ УВ

Имитационная аппаратура, расположенная в кабине УВ, обеспечивает:

- формирование четырех подвижных по дальности и угловым координатам сигналов цели промежуточной частоты;
- формирование видеосигнала ракеты;
- управление имитированным сигналом ракеты в режиме ЭВ;
- создание шумовой активной помехи, постановщиком которой может быть любая из четырех целей;
- имитацию фединга (хаотического затухания) сигналов целей.

Имитационная аппаратура может быть использована в режимах контроля станции (КС) и контроля кабины УВ.

При контроле станции имитационная аппаратура может работать в следующих режимах:

- проверка нулей;
- электронный выстрел (ЭВ);
- толчок.

Требуемый режим работы устанавливается с блока И64В тумблером НУЛИ — ЭВ — ТОЛЧОК. Функциональная схема имитационной аппаратуры приведена на рис. 78.

Формирование имитированного сигнала ракеты осуществляется в блоке И301В. В состав блока входят три задатчика движения, определяющие положение ракеты по дальности, азимуту и углу места.

Задатчик движения дальности запускается импульсом  $r_0'$ , а длительность формируемого импульса определяется величиной уравнивающего напряжения, поступающего на его вход. Задним фронтом импульса задатчика движения запускается генератор импульсов дальности ракеты ( $D_p$ ).

С выхода генератора импульсов  $D_p$  непрерывный ряд импульсов дальности поступает на два модулятора.

Задатчик движения  $\beta(\epsilon)$  запускается импульсом бланка, поэтому частота повторения формируемых импульсов будет равна частоте сканирования (16 гц). Длительность прямоугольного импульса задатчика движения определяет положение пачки видеосигналов ракеты по соответствующей угловой координате ( $\beta$  или  $\epsilon$ ).

Импульсами задатчика движения запускается схема формирования колоколообразной огибающей, которая, так же как и импульсы дальности, поступает на модулятор.

На модуляторе происходит заполнение огибающей импульсами дальности, т. е. формируется пачка видеосигналов ракеты.

В режиме проверки нулей напряжения установки, подаваемые на вход задатчиков движения блока И301В, обеспечивают

формирование сигнала ракеты на постоянной дальности и постоянных угловых координатах. Команда «Проверка нулей» подается на реле Р18 блока И301В. Kontakтами этого реле замыкается цепь подачи видеосигналов ракеты плоскостей  $\beta$  и  $\epsilon$  в блок И355ВМ. Таким образом, сформированные пачки видеосигналов ракеты поступают в координатную систему для формирования сигналов ракеты промежуточной частоты и в блок И355ВМ для формирования сигналов цели.

В блоке И355ВМ пачка видеосигналов  $\beta(\epsilon)$  поступает на модулятор. На модуляторе производится заполнение каждого видеопульса пачки промежуточной частотой 35 Мгц. Сигналы промежуточной частоты (ПЧ) через смеситель поступают на вход главных усилителей сигналов цели (И55В).

С выхода главных усилителей сигналы цели поступают в координатную систему и на индикаторы. В режиме проверки нулей осуществляются захват и автоматическое сопровождение имитированного сигнала цели. Координатные блоки цели вырабатывают импульсы, характеризующие положение цели по трем координатам.

Пачка видеосигналов ракеты с выхода модулятора блока И301В, поступившая в координатную систему, проходит такой же путь преобразования, как и пачка, подаваемая в блок И355ВМ, т. е. происходит сначала заполнение промежуточной частотой 22 Мгц, а затем усиление в главных усилителях (К56М). С выхода главных усилителей сигнал ракеты поступает в координатные блоки ракеты. Координатные блоки ракеты вырабатывают импульсы, характеризующие положение ракеты по трем координатам.

Импульсы, характеризующие положение цели и ракеты, поступают на систему выработки команд, так как цель и ракета находятся в одной точке; система выработки команд должна выработать нулевые команды. Проверка величины команд производится по приборам блока контроля (И64В).

Режим электронного выстрела используется для оценки работы видеотракта станции в динамике. В исходном положении видеопачки ракеты по дальности устанавливаются за нижней границей раstra, по угловым координатам — слева от ВМ. Движение сигнала ракеты по дальности начинается с нажатием кнопки ПУСК на блоке И62В. С блока И304В на вход задатчика движения Д поступает напряжение, определяющее скорость движения ракеты по дальности. Движение сигнала ракеты по угловым координатам начинается с поступлением команды «Разрешение радиоупр.» с координатной системы, т. е. после захвата его следующими системами.

Сигнал ракеты поступает в координатную систему. В координатной системе идет непрерывное определение координат, а в системе выработки команд происходит сравнение этих координат



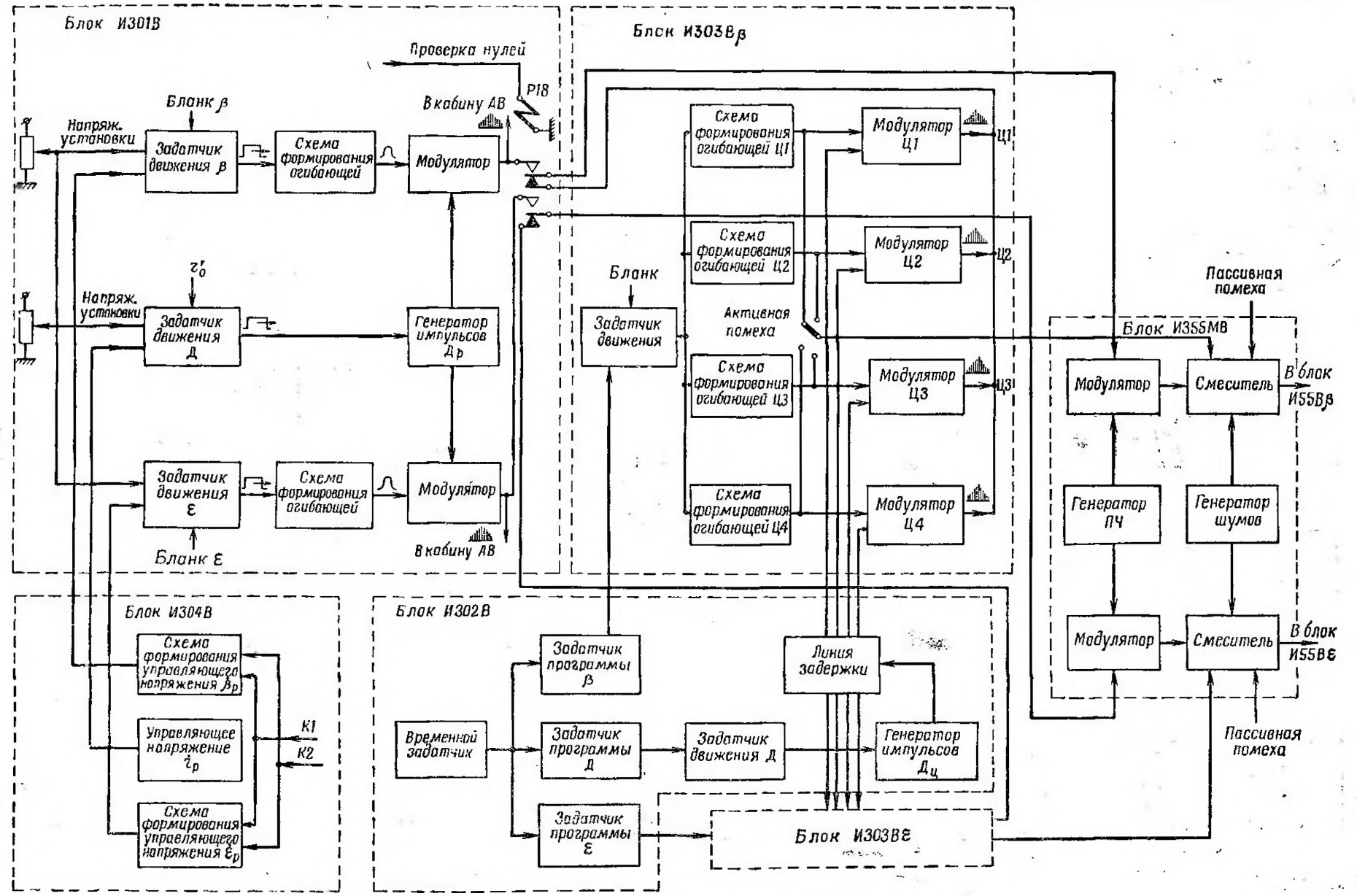


Рис. 78. Функциональная схема имитатора



с координатами условной точки, в которую производится электронный выстрел. Такой условной точкой является перекрестие вертикальной и горизонтальной меток. По разности координат вырабатываются команды управления К1 и К2, поступающие в блок И304В. В блоке И304В команда управления преобразуется в напряжения, управляющие движением имитированного сигнала ракеты. Эти напряжения поступают на задатчики движения  $\beta(\epsilon)$  блока И301В, обеспечивая наведение сигнала ракеты в указанную точку. Точность наведения ракеты оценивается по величине промаха, контролируемого по приборам блока И64В.

Формирование имитированных видеосигналов цели осуществляется блоками И302В и И303В  $\beta(\epsilon)$ .

Блок И302В формирует четыре ряда импульсов дальности и траектории движения целей. Временной задатчик блока И302В вступает в работу после пуска цели и вырабатывает линейно падающее напряжение. Этим напряжением управляются задатчики программ движения цели по всем трем координатам.

Напряжением, выработанным задатчиком программы Д, управляется задатчик движения по дальности. Работа каскадов, формирующих импульсы дальности целей, аналогична работе каскадов, формирующих импульсы дальности ракеты в блоке И301В.

С генератора импульсов  $D_{ц}$  непрерывный ряд импульсов поступает на линию задержки. Линия задержки обеспечивает получение четырех рядов импульсов дальности, поступающих на модуляторы блоков И303В.

Блоки И303В $\beta$  и И303В $\epsilon$  по конструкции и принципу работы одинаковы. Задатчик движения блока И303В запускается угловым синхронизирующим импульсом — бланком и вырабатывает импульсы, длительность которых определяется напряжением, поступающим с задатчика программы блока И302В. Задним фронтом этих импульсов запускаются четыре схемы формирования колоколообразной огибающей. В схемах формирования имеются каскады задержки, позволяющие получить четыре цели, сдвинутые относительно друг друга по угловой координате.

Колоколообразные огибающие четырех целей подаются на модуляторы. Полученные на выходе модуляторов видеопачки целей поступают на блок И355ВМ для заполнения промежуточной частотой.

Создание искусственной активной помехи достигается путем модуляции колоколообразными огибающими шумовых колебаний, вырабатываемых генератором шумов блока И355ВМ. Напряжение генератора шумов и колоколообразная огибающая одной из четырех целей подаются на смеситель. Кроме того, на смеситель подается напряжение искусственной пассивной помехи с системы селекции движущихся целей. Все напряжения, поступившие на смеситель, смешиваются и подаются на вход главного усилителя сигналов цели (И55В).

При контроле кабины УВ (выдана команда разрешения регламентного контроля) имитационная аппаратура может работать в следующих режимах:

- электронный выстрел;
- контроль I;
- контроль РС.

Режим электронного выстрела аналогичен одноименному режиму при контроле станции. Режим контроль I обеспечивает автономную работу кабины УВ при проведении регламентных работ. Режим контроль РС используется для тренировки операторов в сопровождении имитированного сигнала цели с контролем точности сопровождения.

---

## ГЛАВА XIII

### АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПРИБОР ПУСКА

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Автоматизированный прибор пуска (АПП) предназначен для выработки наклонной дальности до точки встречи ракеты с целью и для определения границ зоны поражения.

Прибор пуска вырабатывает:

- наклонную дальность до точки встречи ракеты с целью ( $D_B$ );
- наклонную дальность до дальней границы зоны поражения ( $D_d$ );
- наклонную дальность до ближней границы зоны поражения ( $D_b$ );
- курсовой параметр движения цели ( $P_n$ );
- высоту полета цели ( $H_c$ );
- скорость цели ( $V_c$ ).

Границы зоны поражения и дальность до точки встречи высвечиваются на индикаторе наведения в виде горизонтальных меток. Параметр, скорость и высота цели считываются с соответствующих приборов блока индикации параметра, высоты и скорости цели.

Блок определения наклонной дальности до точки встречи ракеты с целью (И87В) расположен в шкафу РС по дальности, а блок индикации параметра высоты и скорости цели (И88В) размещен на стене кабины над столом командира дивизиона.

Остальные блоки автоматизированного прибора пуска расположены в шкафу И80В. Расположение блоков в шкафу показано на рис. 79.

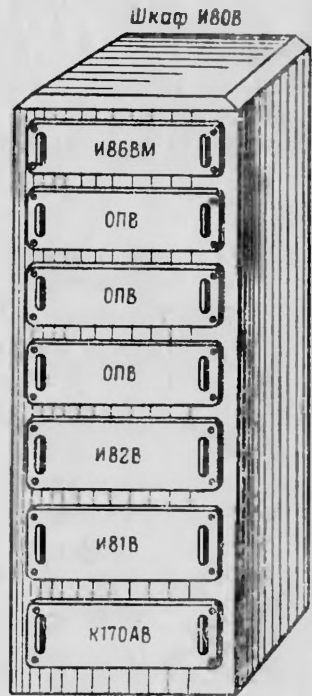


Рис. 79. Расположение блоков в шкафу И80В:

И86ВМ — блок сигнализации;  
ОПВ — блоки управления и сигнализации системы управления стартом; И82В — блок определения границ зоны поражения; И81В — блок определения параметра, высоты и скорости цели;  
К170АВ — блок питания

## 2. ФОРМИРОВАНИЕ НАКЛОННОЙ ДАЛЬНОСТИ ДО ТОЧКИ ВСТРЕЧИ РАКЕТЫ С ЦЕЛЬЮ, ГРАНИЦ ЗОНЫ ПОРАЖЕНИЯ, КУРСОВОГО ПАРАМЕТРА, ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ЦЕЛИ

Наклонная дальность до точки встречи ракеты с целью ( $D_v$ ) формируется в блоке И87В. Решение задачи осуществляется по формуле

$$D_v = \frac{r_{\text{ц}} \cdot V_p}{r_{\text{ц}} + V'_p},$$

где  $r_{\text{ц}}$  — наклонная дальность до цели;

$V_p$  — среднее значение скорости ракеты,  $V'_p = 0,96V_p$ ;

$r_{\text{ц}}$  — скорость изменения наклонной дальности до цели.

Скорость ракеты вырабатывается по следующей зависимости:

$$V_p = V_{p0} + k D_v,$$

где  $V_{p0}$  — начальная скорость ракеты;

$k$  — коэффициент нарастания скорости ракеты.

Величины  $V_{p0}$  и  $k$  зависят от типа ракеты.

Блок И87В работает в режимах «Упреждение» и «Трехточка И87В». В режиме «Упреждение»  $r_{\text{ц}}$  определяется координатной системой, а в режиме «Трехточка И87В» — непосредственно в блоке И87В по формуле

$$r_{\text{ц}} = \frac{H_{\text{ц}}}{\sin \varepsilon_{\text{ц}}},$$

где  $H_{\text{ц}}$  — высота полета цели;

$\varepsilon_{\text{ц}}$  — угол места цели.

Курсовой параметр, высота и скорость цели определяются в блоке И81В в виде напряжений постоянного тока.

Эти напряжения служат для определения границ зоны поражения.

Параметр движения цели определяется по формуле

$$P_{\text{ц}} = \frac{\dot{\beta} \cos^2 \varepsilon_{\text{ц}}}{V_{\text{ц}}} r_{\text{ц}}^2,$$

где  $\dot{\beta}$  — скорость изменения азимута цели;

$V_{\text{ц}} = \sqrt{V_z^2 + V_d^2}$  — скорость цели ( $V_z$  и  $V_d$  — составляющие скорости цели).

Высота полета цели определяется по формуле:

$$H_{\text{ц}} = r_{\text{ц}} \sin \varepsilon_{\text{ц}}.$$

Наклонные дальности границ зоны поражения ( $D_{\text{б}}$  и  $D_{\text{д}}$ ) определяются в блоке И82В. Метки границ зоны поражения представляют собой ряд импульсов с различной частотой повторения. Разные частоты повторения импульсов выбраны с той целью, чтобы они на индикаторе наведения отличались между собой, а также от метки  $D_v$  и горизонтальной метки.

Ближняя граница зоны поражения зависит от высоты, скорости цели, типа ракеты и метода наведения ее на цель.

Дальняя граница активного участка зоны поражения ( $D_{да}$ ) зависит от высоты полета цели, от типа ракеты и представляет собой кривую, которая с достаточной степенью точности может быть аппроксимирована линейными участками. При высоте цели  $H < 1$  км  $D_{да}$  принята постоянной.

Наклонная дальность до дальней границы пассивного участка зоны поражения ( $D_{дп}$ ) зависит от высоты цели и типа ракеты. Метка  $D_{дп}$  выключается в том случае, когда  $H_{ц} > 23$  км и  $V_{ц} > 420$  м/сек, а также при наведении ракеты на цель по методу трех точек, кроме того,  $D_{дп}$  может выключаться тумблером, находящимся на горизонтальной панели блока.

Зона поражения сверху и снизу ограничена по высоте. Сигнализация о выходе цели из зоны поражения по высоте производится мерцанием метки дальней границы, если цель идет выше зоны, и мерцанием метки ближней границы, если цель идет ниже зоны.

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА АПП

**Блок определения наклонной дальности** до точки встречи ракеты с целью (И87В) по своему назначению можно разделить на схему формирования импульсов  $D_{в}$  и схему формирования импульсов  $r_{ц}$  (рис. 80).

На вход схемы формирования  $D_{в}$  подаются импульсы  $t_{0 пр. п}$  из блока И64В и импульсы запуска ГМ из блока К71В. В преобразователе  $r_{ц}$  формируются прямоугольные импульсы, длительность которых пропорциональна дальности до цели. Прямоугольные импульсы  $r_{ц}$  поступают на множитель  $r_{ц} \cdot V_{р}$ , на схему формирования высоты ( $H_{ц}$ ) и преобразуются в напряжение постоянного тока, пропорциональное  $r_{ц}$ .

Напряжение постоянного тока, пропорциональное дальности до цели, поступает на дифференцирующий усилитель  $\dot{r}_{ц}$ , с выхода которого снимается напряжение, пропорциональное скорости изменения  $r_{ц}$ . Напряжение  $\dot{r}_{ц}$  совместно с напряжением  $V_{р}$  поступает на суммирующий усилитель.

На вход делительно-множительного устройства поступают сигналы, пропорциональные величинам  $r_{ц} \cdot V_{р}$  и  $\dot{r}_{ц} + V_{р}$ . Произведение  $r_{ц} \cdot V_{р}$  делится на сумму  $\dot{r}_{ц} + V_{р}$ . Выходной сигнал делительно-множительного устройства имеет форму прямоугольных импульсов, длительность которых пропорциональна дальности до точки встречи ракеты с целью ( $D_{в}$ ). Рабочая частота импульсов делительно-множительного устройства определяется частотой повторения генератора пилообразного напряжения. Запуск генератора пилообразного напряжения производится импульсами, поступающими со схемы задержки  $D_{в}$ , запускаемой импульсами  $t_{0 пр. п}$ . С выхода делительно-множительного устройства импульсное напряжение  $D_{в}$  поступает на схему формирования  $V_{р}$ .

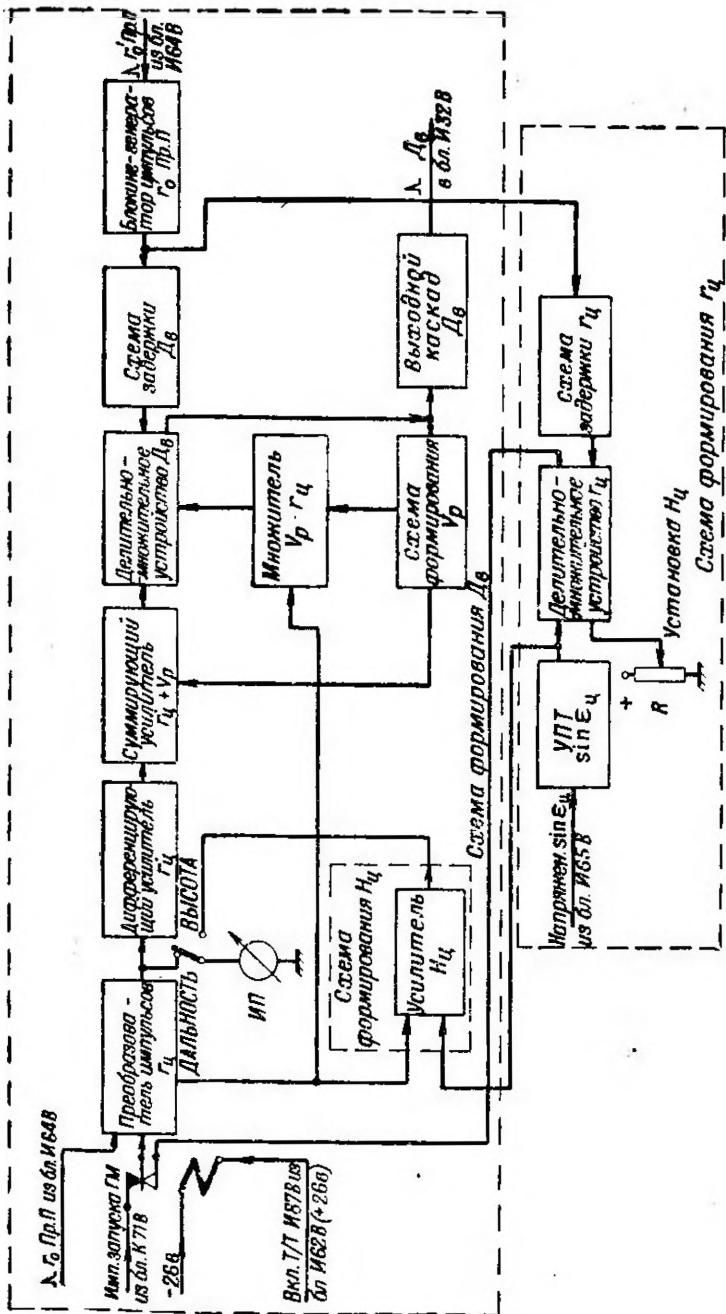


Рис. 80. Функциональная схема блока И87В

где формируется постоянное напряжение, пропорциональное выражению  $V_p = V_{p0} + kD_b$ , и на выходной каскад  $D_b$ .

Импульсы  $D_b$  подаются на один из индикаторов наведения и наблюдаются в виде горизонтальной метки. Частота повторения импульсов  $D_b$  равна частоте повторения импульсов  $r'_{0 \text{ пр. п}}$  (920 гц).

На схему формирования высоты ( $H_{ц}$ ) поступает постоянное напряжение, пропорциональное величине  $\sin \epsilon_{ц}$ , и импульсное напряжение, пропорциональное  $r_{ц}$ . С выхода схемы напряжение постоянного тока, пропорциональное величине  $H_{ц}$ , поступает через тумблер ДАЛЬНОСТЬ — ВЫСОТА на стрелочный прибор ИП. При установке переключателя ДАЛЬНОСТЬ — ВЫСОТА в положение ДАЛЬНОСТЬ со стрелочного прибора считывается дальность до цели.

На схему формирования  $r_{ц}$  поступают напряжения постоянного тока, пропорциональные синусу угла места ( $\sin \epsilon_{ц}$ ) и высоте цели ( $H_{ц}$ ). Напряжение  $\sin \epsilon_{ц}$  подается из блока И65В, а напряжение  $H_{ц}$  выставляется потенциометром УСТАНОВКА  $H_{ц}$  по стрелочному прибору ИП. Напряжение  $\sin \epsilon_{ц}$  с выхода УПТ поступает на делительно-множительное устройство  $r_{ц}$  и на усилитель  $H_{ц}$ . Напряжение  $H_{ц}$  подается непосредственно на делительно-множительное устройство, где решается уравнение

$$r_{ц} = \frac{H_{ц}}{\sin \epsilon_{ц}}.$$

С выхода делительно-множительного устройства снимаются прямоугольные импульсы, длительность которых пропорциональна дальности до цели ( $r_{ц}$ ). Эти импульсы после дифференцирования поступают на преобразователь  $r_{ц}$  в том случае, если с блока И62В выдана команда «Вкл. Т/Т И87В». Частота повторения импульсов  $r_{ц}$  равна частоте повторения импульсов  $r'_{0 \text{ пр. п}}$  (920 гц).

В состав блока И81В входят схема формирования параметра  $\beta$  и схема формирования высоты (рис. 81).

Формирование параметра ( $P_{ц}$ ) движения цели происходит следующим образом.

На вход схемы определения  $r_{ц}$  поступают импульсы  $r_{0 \text{ пр. п}}$  из блока И64В и импульсы  $r_{ц}$  из блока И87В. В схеме вырабатываются прямоугольные импульсы, длительность которых пропорциональна дальности до цели. Эти импульсы поступают на схему определения высоты ( $H_{ц}$ ), схему умножения  $r_{ц} \cdot \cos \epsilon_{ц}$  и схему умножения  $r_{ц} \cdot \beta \cos \epsilon_{ц}$ .

На вход схемы умножения  $r_{ц} \cdot \cos \epsilon_{ц}$  с блока И65В поступает напряжение постоянного тока, пропорциональное величине  $\cos \epsilon_{ц}$ . Напряжение постоянного тока, пропорциональное величине  $r_{ц} \cdot \cos \epsilon_{ц}$ , поступает на дифференцирующий УПТ  $V_d$ , где форми-

руется постоянное напряжение, пропорциональное составляющей скорости цели ( $V_d$ ), и на схему умножения  $\frac{r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}}{V_{\Pi}} \cdot r_{\Pi} \cos \varepsilon_{\Pi}$ .

Напряжение  $V_d$  может быть как положительным, так и отрицательным (в зависимости от направления движения цели — к станции или от станции). В схеме определения  $V_{\Pi}$  используется только положительное значение  $V_d$ . С этой целью напряжение  $V_d$  поступает на схему выбора положительного значения  $V_d$  и на инвертирующий УПТ  $V_d$ .

На вход схемы умножения  $r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}$ , где формируется величина, пропорциональная  $V_d$ , кроме импульсов  $r_{\Pi}$ , поступает напряжение постоянного тока  $\beta \cos \varepsilon_{\Pi}$ . Это напряжение формируется путем усиления и детектирования синусоидального напряжения  $\beta \cos \varepsilon_{\Pi}$  частоты 400 гц, поступающего из блока И65В.

Переменное напряжение  $\beta \cos \varepsilon_{\Pi}$  подается на усилитель команды «Наличие  $\beta \cos \varepsilon_{\Pi}$ », а оттуда — на сигнальную лампу блока И88В.

С выхода схемы умножения напряжение постоянного тока  $r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}$  поступает на схему деления  $\frac{r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}}{V_{\Pi}}$  и на схему определения  $V_{\Pi}$ .

В схеме определения  $V_{\Pi}$  формируется напряжение постоянного тока, пропорциональное величине  $V_{\Pi} = \sqrt{V_d^2 + V_z^2}$ . Принцип формирования напряжения, пропорционального скорости цели, заключается в следующем.

Два прямоугольных напряжения, поступающих из схемы формирования меандров, сдвигаются по фазе на  $90^\circ$ , модулируются по амплитуде величинами  $V_d$  и  $V_z$  и подаются на суммирующий резонансный усилитель. В резонансном усилителе эти напряжения складываются как векторы, сдвинутые по фазе на  $90^\circ$ . Напряжение на выходе резонансного усилителя пропорционально величине  $V_{\Pi}$ .

С выхода схемы определения  $V_{\Pi}$  напряжение постоянного тока, пропорциональное величине  $V_{\Pi}$ , поступает на схему деления  $\frac{r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}}{V_{\Pi}}$  и в блок И88В.

Напряжение постоянного тока  $\frac{r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}}{V_{\Pi}}$  поступает на схему умножения, с выхода которой снимается величина, пропорциональная значению параметра

$$\rho_{\Pi} = \frac{r_{\Pi} \cdot \beta \cos \varepsilon_{\Pi}}{V_{\Pi}} r_{\Pi} \cos \varepsilon_{\Pi}$$

Величина напряжения постоянного тока, пропорциональная параметру, поступает на УПТ, с выхода которого снимаются на-



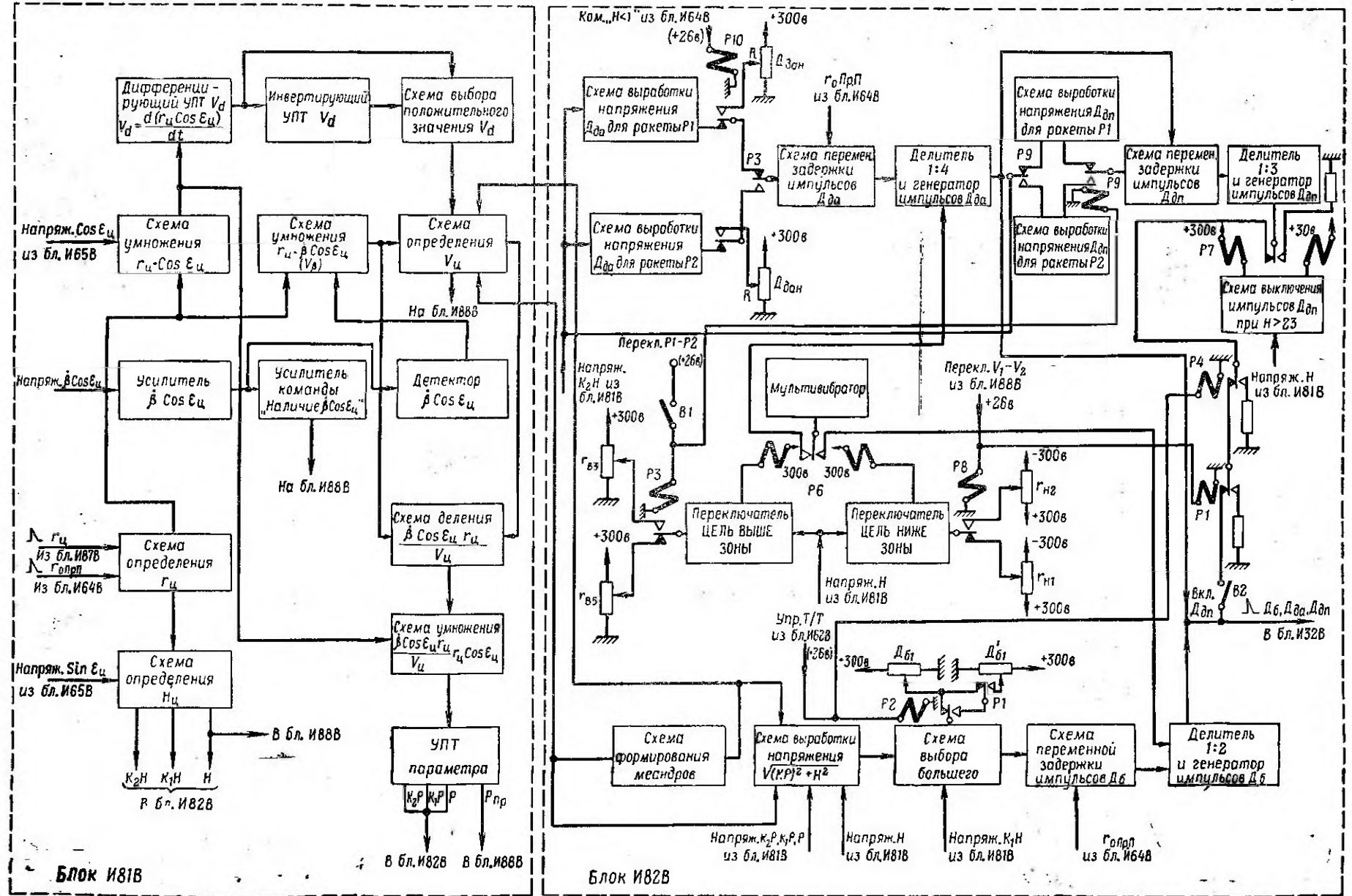


Рис. 81. Функциональная схема блоков И81В и И82В



пряжения с масштабами 2 в/км ( $P$ ), 2,12 в/км ( $K_1P$ ), 2,44 в/км ( $K_2P$ ) и 0,5 в/км ( $P$  прибора).

Схема определения высоты цели ( $H_{ц}$ ) представляет собой схему умножения  $r_{ц} \cdot \sin \epsilon_{ц}$ . Напряжение постоянного тока, пропорциональное  $\sin \epsilon_{ц}$ , поступает на схему определения  $H_{ц}$  с блока ИБ5В. С выхода схемы определения  $H_{ц}$  снимаются напряжения с масштабами 2 в/км ( $H$ ), 2,4 в/км ( $K_1H$ ) и 5 в/км ( $K_2H$ ).

**В состав блока И82В** входят схема определения наклонной дальности до дальней границы активного участка зоны поражения ( $D_{да}$ ), схема определения наклонной дальности по дальней границы пассивного участка зоны поражения ( $D_{дп}$ ), схема определения наклонной дальности до ближней границы зоны поражения ( $D_{б}$ ) и схема сигнализации ЦЕЛЬ ВЫШЕ ЗОНЫ — ЦЕЛЬ НИЖЕ ЗОНЫ (рис. 81).

На вход схемы определения  $D_{да}$  поступает напряжение  $K_2H$  с блока И81В.

Напряжение постоянного тока с одной из схем выработки напряжений  $D_{да}$  поступает на схему переменной задержки импульсов  $D_{да}$  в качестве управляющего. Пересключение выходов схем выработки напряжений  $D_{да}$  для данного типа ракеты производится с помощью реле РЗ, которое срабатывает при установке переключателя В1 в положение Р2. Кроме того, при включении режима  $H_{ц} < 1$  срабатывает реле Р10 и напряжение  $D_{да}$  остается постоянным. Запуск схемы переменной задержки происходит импульсами  $t_{0 \text{ пр. II}}$ , поступающими из блока И64В. Схема переменной задержки формирует импульс, длительность которого пропорциональна наклонной дальности до дальней границы активного участка зоны поражения. Импульс схемы переменной задержки задним фронтом запускает делитель 1:4, выходные импульсы которого поступают на запуск генератора импульсов  $D_{да}$ . С выхода генератора импульсы  $D_{да}$  поступают на индикатор наведения, где высвечивают дальнюю границу активного участка зоны поражения. Частота повторения импульсов  $D_{да}$  в четыре раза ниже частоты повторения импульсов  $t_{0 \text{ пр. II}}$ .

На генератор  $D_{да}$  через контакты реле Р6 с мультивибратора поступают импульсы срыва, благодаря которым осуществляется мерцание метки дальней границы зоны поражения в случае, если цель идет выше зоны поражения.

На вход схемы определения  $D_{дп}$  также поступает напряжение  $K_2H$ . Для каждого типа ракет предусмотрена своя схема определения  $D_{дп}$ . Подключение этих схем к схеме переменной задержки производится с помощью реле Р9, которое срабатывает одновременно с реле РЗ. Напряжение схемы выработки  $D_{дп}$  поступает на схему переменной задержки в качестве управляющего. Запуск схемы переменной задержки осуществляется импульсами  $D_{да}$ . В схеме переменной задержки формируется импульс, длительность которого пропорциональна пассивному участку зоны пора-

жения. Задним фронтом импульс схемы переменной задержки запускает делитель 1:3, выходные импульсы которого поступают на запуск генератора импульсов  $D_{\text{дл}}$ . С выхода генератора импульсы  $D_{\text{дл}}$  по одному кабелю с импульсами  $D_{\text{да}}$  поступают на индикатор наведения, где высвечивают дальнюю границу пассивного участка зоны поражения. Пассивный участок зоны поражения ограничен по высоте схемой выключения импульсов  $D_{\text{дл}}$  при  $H_{\text{ц}} > 23$ . Импульсы  $D_{\text{дл}}$  выдаются только в упреждении и при скорости цели меньше 420 м/сек (реле Р1 и Р4 обесточены), а также при условии, что тумблер В2 включен.

Частота повторения импульсов  $D_{\text{дл}}$  в 12 раз ниже частоты повторения импульсов  $r_{0 \text{ пр. п.}}$ .

Ближняя граница зоны поражения зависит от высоты и параметра цели. Блок вырабатывает три значения ближней границы зоны поражения:

$$D_{61} = 10 - 12 \text{ км};$$

$$D_{62} = \begin{cases} 1,154H & \text{при } \epsilon_{\text{max}} = 60^\circ, \\ 1,06H & \text{при } \epsilon_{\text{max}} = 70^\circ; \end{cases}$$

где

$$D_{63} = \sqrt{(KP)^2 + H^2},$$

$$K_1 = \frac{1}{\sin 70^\circ} = 1,06 \text{ или } K_2 = \frac{1}{\sin 55^\circ} = 1,22.$$

Все три значения  $D_6$  вырабатываются одновременно и поступают на схему выбора большего значения. Величина  $D_{61}$  зависит от напряжения, снимаемого с потенциометров  $D_{61}$  или  $D_{61}'$ ; величина  $D_{62}$  — от величины  $K_1H$ , поступающей с блока И81В; величина  $D_{63}$  — от величин  $H$  и  $P$ ,  $K_1P$  или  $K_2P$ .

На схему выработки напряжения  $\sqrt{(KP)^2 + H^2}$  поступает одно из напряжений  $P$ ,  $K_1P$  или  $K_2P$  в зависимости от скорости цели, типа ракеты, метода ее наведения на цель. По своему составу и принципу работы схема выработки напряжения  $\sqrt{(KP)^2 + H^2}$  аналогична схеме определения  $V_{\text{ц}}$ .

Со схемы выбора большего значения снимается одно из значений  $D_6$ , которое служит управляющим для схемы переменной задержки, вырабатывающей импульс длительностью, пропорциональной наклонной дальности до ближней границы зоны поражения. Запуск схемы переменной задержки происходит импульсами  $r_{0 \text{ пр. п.}}$ . Импульс схемы переменной задержки задним фронтом запускает делитель 1:2, который в свою очередь запускает генератор импульсов  $D_6$ . Импульсы  $D_6$  по одному кабелю с импульсами  $D_{\text{да}}$  и  $D_{\text{дл}}$  поступают на индикатор наведения, где высвечивают горизонтальную метку ближней границы зоны поражения. Частота повторения импульсов  $D_6$  в два раза ниже частоты повторения импульсов  $r_{0 \text{ пр. п.}}$ .

На генератор  $D_6$  через контакты реле Р6 с мультивибратора поступают импульсы срыва, благодаря которым осуществляется

мерцание метки ближней границы зоны поражения в случае, если цель идет ниже зоны поражения.

Реле Р6 срабатывает от схемы сравнения  $H$  (переключатели ЦЕЛЬ ВЫШЕ ЗОНЫ, ЦЕЛЬ НИЖЕ ЗОНЫ), которая сравнивает текущее значение высоты полета цели, поступающее с блока И81В в виде напряжения постоянного тока с минимальным и максимальным фиксированными значениями, соответствующими нижней и верхней границам зоны поражения. Если напряжение  $H$  меньше минимального фиксированного значения, то импульсы срыва через контакты реле Р6 поступают на генератор импульсов  $D_6$ ; если же напряжение  $H$  больше максимального фиксированного значения, то импульсы срыва поступают на генератор импульсов  $D_{да}$ . Максимальное значение  $H$  зависит от типа ракеты, метода наведения и скорости цели. Переключение значения верхней границы в зависимости от типа ракеты производится с помощью реле Р3.

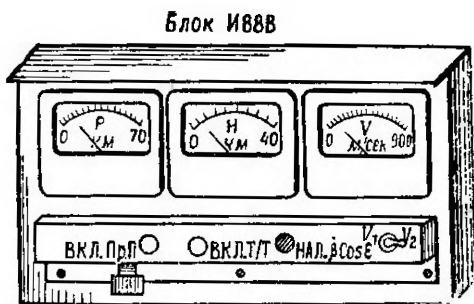


Рис. 82. Передняя панель блока И88В

Нижняя граница зоны поражения определяется только скоростью цели. Переключение значения нижней границы производится с помощью реле Р8.

Основными элементами блока И88В являются три измерительных прибора, фиксирующих значения  $P$ ,  $H$  и  $V_{ц}$ . На передней панели блока имеются три сигнальные лампы: ВКЛ. Пр. П. ВКЛ. Т/Т и НАЛИЧИЕ  $\beta \cos \epsilon_{ц}$ . Лампы ВКЛ. Пр. П и ВКЛ. Т/Т загораются от напряжения 26 в, поступающего с блоков И32В и И62В. При установке тумблера  $V_1-V_2$  в положение  $V_2$  выдается напряжение +26 в в блок И82В при скорости цели больше 420 м/сек. Передняя панель блока И88В показана на рис. 82.

## ГЛАВА XIV

# СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОМПЛЕКСА

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Система электроснабжения огневого комплекса С-75М предназначена для обеспечения электрической энергией всех потребителей комплекса при боевой работе, а также при регламентных и ремонтных работах.

Система электроснабжения представляет собой замкнутую автономную систему питания потребителей электрической энергией с рядом режимов работы, обусловленных особенностями в потреблении электрической энергии потребителями огневого комплекса.

В систему электроснабжения входят:

- три передвижные силовые дизельные электростанции ЭСД-100 (две основные и одна резервная);
- распределительно-преобразовательная кабина РВ;
- комплект кабельной сети (кабели силовые и управления).

Кроме того, системе электроснабжения придается кабелеукладчик.

Питание комплекса производится:

- от двух штатных дизельных электростанций (боевой режим);
- от промышленной сети соответствующего напряжения и частоты тока.

Для подключения промышленной сети в распределительной кабине РВ предусмотрен специальный ввод и соответствующая аппаратура.

### 2. ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ ЭСД-100

Электростанция ЭСД-100 предназначена для обеспечения электрической энергией — трехфазным током частотой 50 гц и напряжением 230 в — потребителей огневого комплекса (кабины АВ, УВ, ПВ и шесть пусковых установок).

### Технические характеристики электростанции:

Мощность . . . . .	100 <i>квт</i>
Род тока . . . . .	Переменный, трехфазный
Напряжение . . . . .	230 <i>в</i>
Номинальный ток . . . . .	314 <i>а</i>
Коэффициент мощности . . . . .	0,8
Длительность непрерывной работы без дозаправки топливом . . . . .	12 <i>ч</i>

Электростанция ЭСД-100 (рис. 83) представляет собой дизель-генераторную установку, размещенную в специальном кузове, установленном на автомобильном прицепе.

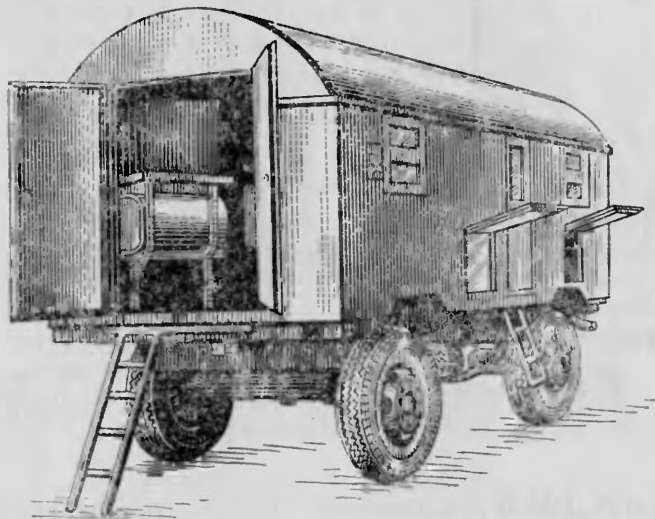


Рис. 83. Внешний вид электростанции

В электростанцию входят:

- дизель-генераторная установка ДГ-100, состоящая из двигателя 1ДБ-Б и синхронного трехфазного генератора ГСФ-100;
- распределительное устройство для контроля и управления электростанцией;
- пульт дистанционного управления, позволяющий дистанционно управлять электростанцией и контролировать работу двигателя;
- вспомогательное оборудование, необходимое для нормальной работы основного оборудования электростанции;
- комплект кабелей;
- комплекты запасных частей, инструмента и принадлежностей для обслуживания электростанции;
- комплект сопроводительной технической документации.

Кузов электростанции разделен поперечной перегородкой на два отделения: агрегатное и приборное (рис. 84). В агрегатном

отделении установлены дизель-генераторная установка ДГ-100 и оборудование, предназначенное для эксплуатации агрегата. В приборном отделении размещена контрольно-измерительная и коммутационная аппаратура.

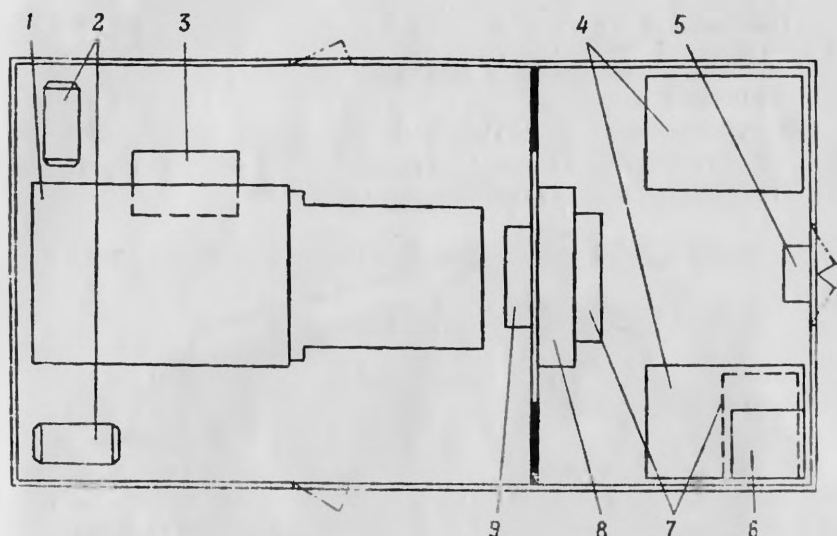


Рис. 84. Расположение оборудования в электростанции:

1 — дизель-генераторная установка; 2 — отопительно-вентиляционная установка; 3 — масляный бак; 4 — топливный бак; 5 — щит собственных нужд; 6 — селеновый выпрямитель; 7 — аккумуляторные батареи; 8 — главный щит управления; 9 — блок трансформаторов тока

Двигатель 1Д6-Б представляет собой шестицилиндровый четырехтактный быстроходный дизель мощностью 150 л. с. С номинальным числом оборотов 1500 об/мин.

Заданное число оборотов дизеля поддерживается регулятором оборотов, который автоматически поддерживает любой заданный скоростной режим в пределах от 500 до 1500 об/мин.

Изменение числа оборотов двигателя производится с помощью рукоятки кругового вращения, установленной на щитке управления двигателем и связанной с регулятором системой рычагов.

Система смазки основных частей двигателя циркуляционная, комбинированная.

Емкость масляного бака составляет 83 л, заправочная емкость — 65 л. Не допускается паличие масла в баке менее 30 л.

Нормальная работа двигателя обеспечивается при следующих температурах воды и масла:

— минимально допустимая — воды 60° С,  
масла 60° С;

- |                          |   |                                   |
|--------------------------|---|-----------------------------------|
| — рекомендуемая          | — | воды 75—90° С,<br>масла 75—90° С; |
| — максимально допустимая | — | воды 105° С,<br>масла 110° С.     |

Пуск двигателя осуществляется двумя способами: электро-стартером и сжатым воздухом.

Обе системы пуска не зависят друг от друга. Пуск сжатым воздухом является вспомогательным средством, которым пользуются лишь в случае неисправностей в системе электрического пуска.

Источником электрической энергии в электростанции служит четырехполюсный синхронный генератор трехфазного тока типа ГСФ-100. Исполнение генератора фланцевое, защищенное, с самовентиляцией. Сопряжение с дизелем производится при помощи зубчатой муфты. Возбуждение осуществляется статической системой с полупроводниковыми выпрямителями. Часть энергии генератора в системе возбуждения преобразуется в энергию постоянного тока и подается в обмотку возбуждения.

При установившемся тепловом режиме и неизменной нагрузке генератора от 0 до 100% от номинальной выходное напряжение автоматически поддерживается с точностью  $\pm 1\%$ ; при этом регулятор дизеля обеспечивает стабильность числа оборотов генератора в пределах  $\pm 1\%$  от номинального.

**Распределительное устройство** включает в себя аппаратуру и приборы, обеспечивающие:

- контроль за работой и питанием потребителей;
- защиту от перегрузок и коротких замыканий генератора и потребителей;
- возможность параллельной работы двух и более электростанций или электростанции с промышленной сетью.

Распределительное устройство состоит из четырех конструктивно независимых блоков:

- главного щита управления с приборами контроля, управления и сигнализации;
- установочного автомата;
- блока трансформаторов тока;
- панели выводов.

Блоки соединены между собой проводами, защищенными металлическими кожухами или металлорукавами.

**Пульт дистанционного управления** предназначен для проведения дистанционных операций по запуску, остановке, управлению работой и контролю за работой агрегата. На приборной панели пульта размещены:

- указатели температуры и давления масла в двигателе;
- указатель температуры воды;
- тахометр;
- кнопки управления запуском, остановкой и регулировкой режима работы агрегата;

- устройства регулировки напряжения;
- лампы сигнализации.

При эксплуатации пульт устанавливается в распределительной кабине, откуда ведется управление агрегатом.

К вспомогательному оборудованию относятся средства отопления и вентиляции, связи, противопожарные средства.

Кабельная сеть электростанции состоит из семи силовых кабелей, кабеля заземления, двух кабелей управления, кабеля связи и кабеля питания от постороннего источника электроэнергии.

Электростанция комплектуется запасными частями, инструментом и принадлежностями согласно ведомости ЗИП, прилагаемой к формуляру электростанции, в которой указан состав и размещение его.

Индивидуальный комплект ЗИП обеспечивает возможность проведения обслуживания и ремонта электростанции при эксплуатации.

### 3. РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНО-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬНАЯ КАБИНА РВ

Кабина РВ (рис. 85) представляет собой унифицированный утепленный закрытый кузов, установленный на автомобильном прицепе.

Кабина выполняет функции силовой преобразовательной станции, главного распределительного устройства и вспомогательной электростанции для питания собственных нужд всей системы (освещения, отопления, вентиляции) в перерывах, когда не работают основные электростанции.

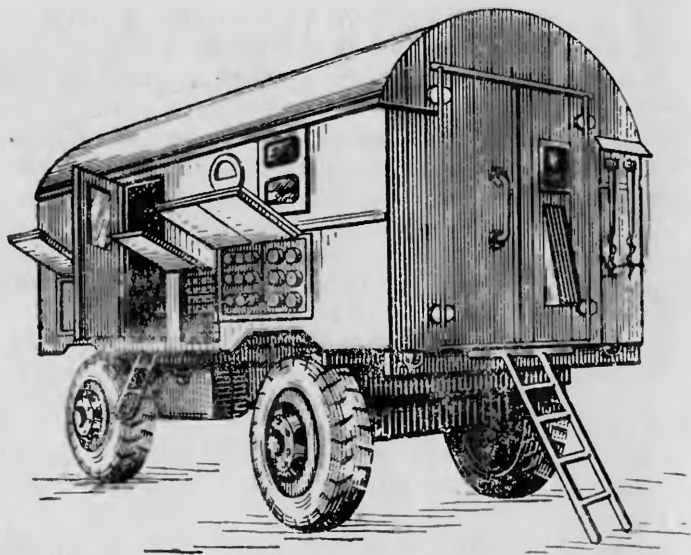


Рис. 85. Внешний вид распределительной кабины

В состав основного оборудования кабины входят (рис. 86):

- преобразователь частоты ВПЛ-50;
- преобразователь частоты МГЛ-10;
- шкаф I приема электроэнергии;
- шкаф II распределения электроэнергии;
- блоки приема и распределения электроэнергии;
- дизельный агрегат АД-30;
- щит собственных нужд;
- отопительно-вентиляционное и вспомогательное оборудование, средства связи, комплекты ЗИП и т. д.

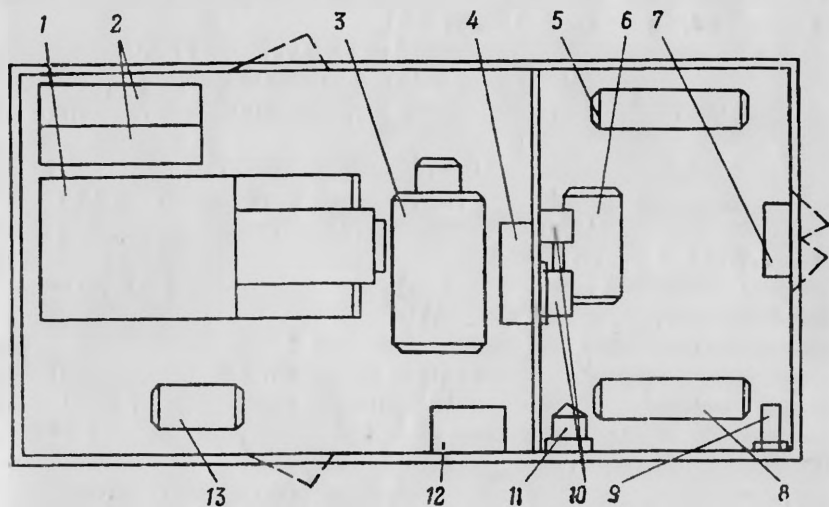


Рис. 86. Расположение оборудования в распределительной кабине:

- 1 — агрегат АД-30; 2 — аккумуляторы; 3 — преобразователь ВПЛ-50; 4 — блок магнитных пускателей; 5 — шкаф I; 6 — преобразователь МГЛ-10; 7 — щит собственных нужд; 8 — шкаф II; 9 — электрическая печь; 10 — блок регулирования напряжения; 11 — вентилятор; 12 — селеновый выпрямитель; 13 — отопительно-вентиляционная установка

Для удобства эксплуатации оборудования и аппаратуры кузов внутри разделен перегородкой с дверью на два отделения: агрегатное и операторное.

**Преобразователь ВПЛ-50** представляет собой однокорпусную электрическую машину, преобразующую напряжение 220 в трехфазного тока частотой 50 гц в напряжение 204 в трехфазного тока частотой 388 гц. Преобразователь состоит из асинхронного двигателя, синхронного генератора и возбудителя.

Двигатель преобразователя в каждой фазе имеет две обмотки. Запуск производится при последовательном соединении, а работа — при параллельном соединении обмоток. Это делается для того, чтобы уменьшить пусковой ток двигателя. Переключение обмоток производится автоматически с помощью четырех

магнитных пускателей, собранных в один блок. Магнитные пускатели установлены на перегородке в агрегатном отделении.

Стабилизация и регулирование напряжения генератора осуществляются блоком регулирования напряжения (БРН). Регулирование напряжения может производиться как вручную, так и автоматически при помощи угольного регулятора. Выбор способа регулирования производится с помощью переключателя.

**Преобразователь МГЛ-10** выполняет ту же роль, что и ВПЛ-50. Он используется при проведении частичных регламентных работ радиотехнической аппаратуры комплекса. Напряжение питания 204 в, 388 гц от преобразователя подается по тем же кабелям, что и от ВПЛ-50.

Вся аппаратура возбуждения и регулирования напряжения генератора преобразователя смонтирована в щите управления преобразователем, установленном в операторном отделении кабины на перегородке.

**Распределительный шкаф I** (рис. 87) предназначен для приема электроэнергии от источников тока и распределения ее по основным электрическим цепям кабины. Электрическая схема шкафа разделена на две секции, соединенные между собой секционным выключателем. На первую секцию через автоматические выключатели подается питание от основной и вспомогательной электростанций. На вторую секцию также через автоматические выключатели подается питание от второй электростанции или от промышленной сети. Включением секционного выключателя можно подать питающее напряжение на обе секции от одного источника электроэнергии.

Кроме того, на шкафу установлена контрольно-измерительная аппаратура (амперметры, вольтметры, ваттметры, частотомер), позволяющая контролировать параметры получаемой электроэнергии и состояние изоляции токоведущих частей, а также аппаратура сигнализации, коммутации цепей контрольно-измерительных приборов, синхронизации и блокировки и предохранители вторичных цепей.

**Распределительный шкаф II** (рис. 88) предназначен для приема электроэнергии частотой 50 и 388 гц, подводимой от шкафа I и от преобразователей ВПЛ-50 и МГЛ-10 соответственно, для распределения ее потребителям комплекса, а также для контроля за наличием и величинами параметров электроэнергии, распределяемой по потребителям, и за состоянием изоляции всей системы по цепям 388 гц.

Кроме того, аппаратура шкафа позволяет осуществлять:

— включение и выключение преобразователей ВПЛ-50 и МГЛ-10;

— дистанционное или местное включение и выключение потребителей по цепи 388 гц;

— защиту цепей 388 гц при коротких замыканиях и перегрузках;

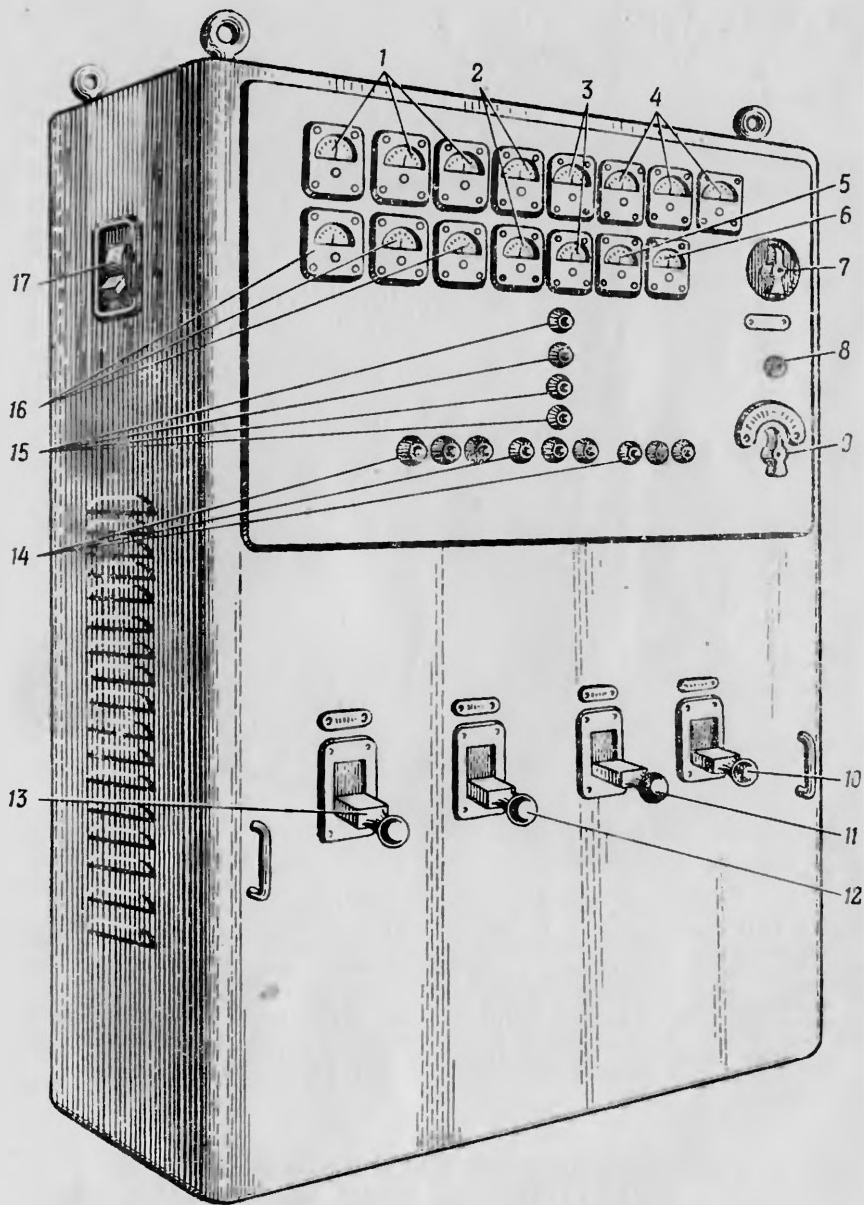


Рис. 87. Распределительный шкаф I:

1 — амперметры I секции; 2 — киловаттметры электростанций I и II; 3 — амперметры электростанций I и II; 4 — вольтметры контроля изоляции; 5 — частотомер 50 гц; 6 — вольтметр 50 гц; 7 — переключатель вольтметра и частотомера 50 гц; 8 — лампа (синхроноскоп); 9 — переключатель синхронизации; 10 — выключатель СЕТЬ; 11 — выключатель ЭЛ. СТАНЦИЯ II; 12 — выключатель СЕКЦИОННЫЙ; 13 — выключатель ЭЛ. СТАНЦИЯ I; 14 — предохранители; 15 — лампы сигнализации источников питания; 16 — амперметры секции II; 17 — выключатель ВСПОМОГАТ. ЭЛЕКТРОСТ.

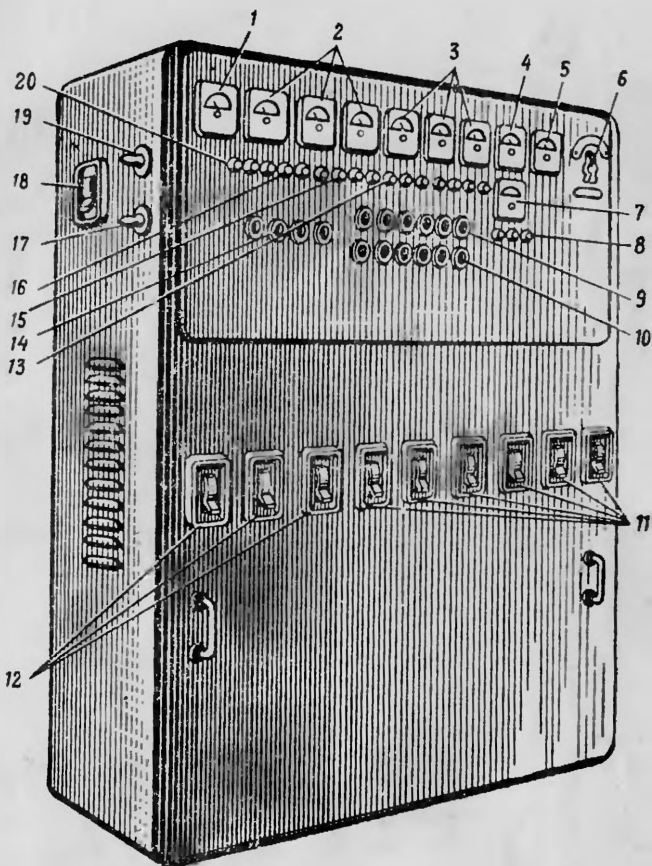


Рис. 68. Распределительный шкаф II:

1 — амперметр преобразователя МГЛ-10; 2 — вольтметры контроля изоляции 388 гц; 3 — амперметры в цепи 388 гц; 4 — вольтметр 388 гц; 5 — частотомер 388 гц; 6 — переключатель вольтметра и частотомера; 7 — счетчик времени; 8 — предохранители; 9 — кнопки включения; 10 — кнопки отключения; 11 — автоматические выключатели ПУ1—ПУ6; 12 — автоматические выключатели АВ, УВ, ПВ; 13 — лампы сигнализации; 14 — кнопки возврата защиты; 15 — лампы ПИТАНИЕ ВКЛ. К1, КИ, КИИ; 16 — лампы ПИТАНИЕ ВКЛ. АВ, УВ, ПВ; 17 — выключатель потребителя ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ II; 18 — выключатель РЕЗЕРВ; 19 — выключатель потребителя ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ I; 20 — лампы ГОТОВНОСТЬ КАБИН АВ, УВ, ПВ

— учет времени работы преобразователя ВПЛ-50;  
 — сигнализацию о готовности кабин АВ, УВ, ПВ к приему электроэнергии, о включении аппаратуры в кабин АВ, УВ, ПВ.

Включение и выключение питания кабин АВ, УВ, ПВ и пусковых установок по цепи 50 гц производится с помощью установочных автоматов вручную. При коротких замыканиях в электрических цепях производится автоматическое отключение поврежденного участка с помощью автоматических выключателей.

**Блоки приема и распределения электроэнергии** (блоки вводов и выводов), называемые входными коробками, предназначены для присоединения к кабине РВ источников электроэнергии, потребителей, систем связи, а также кабелей управления и сигнализации.

Входные коробки установлены в люках кузова, закрываемых крышками. Для предохранения от попадания воды входные коробки закрываются брезентовыми чехлами. Кабина имеет четыре входные коробки: РВК-I, РВК-II, РВК-III и РВК-IV.

**Дизельный агрегат АД-30** предназначен для питания потребителей собственных нужд комплекса напряжением 230 в трехфазного тока частотой 50 гц, а также для питания преобразователя МГЛ-10 при регламентных работах на отдельных элементах комплекса.

В состав агрегата входят:

— первичный двигатель — двухтактный, четырехцилиндровый дизель ЯАЗ-М204Г с приборами и устройствами, необходимыми для его работы;

— синхронный генератор трехфазного тока ДГС-91-4ЩФ2 мощностью 30 квт, напряжением 230 в;

— щит управления агрегатом;

— панель управления двигателем.

Агрегату придаются две аккумуляторные батареи для питания аппаратуры, ламп освещения агрегата и запуска двигателя и две батареи для питания собственных нужд кабины.

**Щит собственных нужд** предназначен для питания и коммутации цепей освещения и вентиляции.

Размещение оборудования кабины показано на рис. 86.

Параметры электроэнергии, выдаваемой потребителям кабиной РВ при питании ее от различных источников энергии, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Параметры	ЭСД-100	Внешняя сеть	ВГЛ-50	МГЛ-10
Напряжение, в	$230 \pm 3\%$	$220 \pm 10\%$	$204 \pm 3\%$	$204 \pm 2\%$
Частота, гц	$50 \pm 1,5\%$	$50 \pm 1,5\%$	$388 \begin{smallmatrix} +17 \\ -8 \end{smallmatrix}$	$386 \begin{smallmatrix} +20 \\ -16 \end{smallmatrix}$

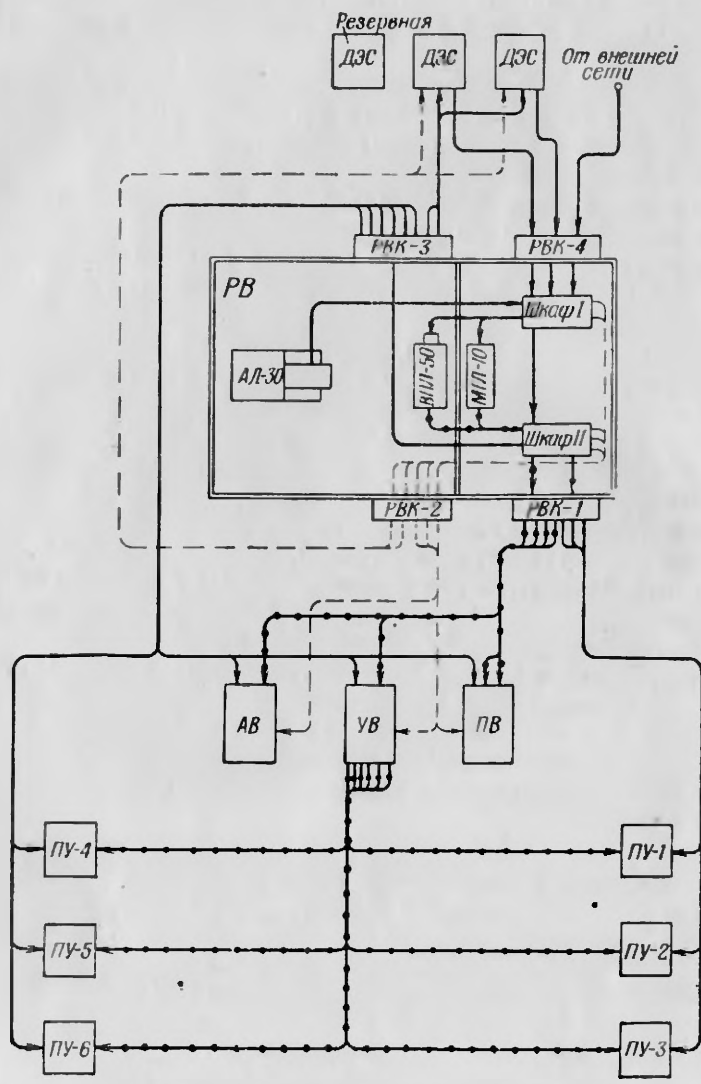
#### 4. КАБЕЛЬНАЯ СЕТЬ И КАБЕЛЕУКЛАДЧИК

**Кабельная сеть** системы электроснабжения предназначена:

— для передачи электрической энергии от электростанций через кабину РВ к потребителям;

— для управления отдельными частями системы и взаимной сигнализации о режимах работы оборудования;

— для осуществления громкоговорящей связи между отдельными частями системы электроснабжения.



Условные обозначения цепей:

- 50 гц
- 388 гц
- - - сигнализации

Рис. 89. Схема электрических связей комплекса

Комплект кабельной сети состоит из силовых кабелей, кабелей управления и связи.

Общая длина силовых кабелей 2060 м, кабелей управления и связи — 320 м. Кабели наматываются на барабаны и закрепляются в каркасах.

Схема электрических связей комплекса показана на рис. 89.

Кабелеукладчик (рис. 90) предназначен для погрузки и разгрузки контейнеров с кабелем и ускорения процесса развертывания и свертывания кабельной сети.

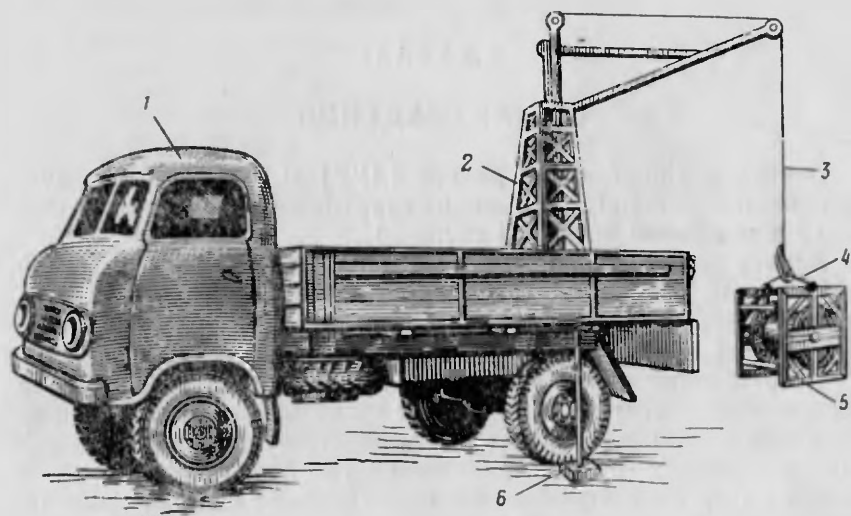


Рис. 90. Кабелеукладчик:

- 1 — грузовой автомобиль; 2 — подъемный кран с ручным приводом; 3 — трос с крюком;  
4 — коромысло для захвата каркаса; 5 — каркас с барабаном и силовым кабелем;  
6 — откидная винтовая опора

Кабелеукладчик представляет собой грузовой автомобиль, на платформе кузова которого установлен подъемный кран с ручным приводом.

#### Технические характеристики кабелеукладчика:

Грузоподъемность при максимальном вылете стрелы . . . . .	Не более 345 кг
Время подъема и опускания груза на 1 м . . . . .	1,5 мин
Угол поворота стрелы . . . . .	360°
Высота в транспортном положении . . . . .	3000 мм

# ЧАСТЬ ВТОРАЯ

## РАКЕТА В-755

---

### ГЛАВА I

#### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Зенитная управляемая ракета (ЗУР) В-755 является двухступенчатой ракетой и состоит из стартового ускорителя (I ступень) и маршевой части (II ступень).

Ракета сконструирована по «нормальной» аэродинамической схеме (рули-элероны расположены позади центра тяжести, за крыльями) и несет в себе агрегаты и оборудование, обеспечивающие управляемый полет и поражение цели.

Старт ракеты осуществляется с пусковой установки (ПУ) в наклонной плоскости под действием тяги стартового ускорителя. Угол старта ракеты выставляется автоматически с учетом поправки на «провал» ракеты при сходе с ПУ под действием силы тяжести и на перемещение линии визирования цели за время от момента старта до начала радиоуправляемого полета. Благодаря этому обеспечивается правильное встраивание ракеты в сектор обзора СНР.

Ракета при движении к цели в течение 5—6 сек не управляется.

Стабилизация ракеты осуществляется за счет собственной аэродинамической устойчивости.

Через 1,5 сек после старта запускается двигательная установка II ступени ракеты. Эта задержка предусмотрена с целью рационального использования топлива ракеты.

Через 2,5—4 сек пороховой заряд стартового ускорителя сгорает, величина его тяги падает и под действием тяги ЖРД и силы лобового сопротивления воздуха, действующих на ускоритель, I ступень ракеты отделяется от II ступени.

После отделения стартового ускорителя вступает в работу автопилот (АП) ракеты, разворачивающий ракету относительно ее продольной оси (по крену) до положения, которое она занимала на ПУ перед стартом, и осуществляющий стабилизацию ракеты относительно ее осей стабилизации.

Через 2,5 сек с момента отделения стартового ускорителя начинается радиоуправляемый полет ракеты.

Все несущие и управляющие плоскости ракеты расположены по X-образной схеме с углом развала 90°. Такое расположение удобно для размещения ракеты на ПУ.

Поражение цели осуществляется осколками боевой части (БЧ), подрываемой в районе встречи ракеты с целью неконтактным радиолокационным взрывателем (РВ).

В случае промаха, превышающего дальность действия РВ, подрыв БЧ осуществляется механизмом самоликвидации через 76—86 сек после старта.

Геометрические и весовые данные ракеты:

Общая длина ракеты . . . . .	10 778 мм
Длина II ступени . . . . .	8172 мм
Диаметр корпуса I ступени . . . . .	654 мм
Диаметр корпуса II ступени . . . . .	500 мм
Размах крыльев . . . . .	1691 мм
Размах рулей . . . . .	1072 мм
Размах стабилизаторов . . . . .	2566 мм
Вес полностью заправленной и снаряженной ракеты . . . . .	2397 кг
Вес снаряженной I ступени . . . . .	1011 кг
Вес горючего . . . . .	169,5 кг ✓
Вес окислителя . . . . .	545 кг ✓
Вес сжатого воздуха в шар-баллоне ракеты . . . . .	8,8 кг ✓
Вес боевой части . . . . .	196 кг
Вес снаряжения стартового ускорителя . . . . .	609 кг

## ГЛАВА II

### УСТРОЙСТВО И КОМПОНОВКА РАКЕТЫ

#### 1. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО РАКЕТЫ

Конструктивно ракета состоит из корпуса и оперения (рис. 91).

Для удобства изготовления и монтажа оборудования корпус ракеты разделен на семь отсеков.

Отсек № 5 состоит из двух частей: отсека № 5А (5) и отсека № 5Б (7). В свою очередь отсек № 7 входит в состав I ступени ракеты и предназначен для соединения стартового ускорителя с маршевой частью.

К оперению ракеты относятся: четыре передние плоскости 12, четыре крыла 14, четыре руля-элерона 6 и четыре стабилизатора 11. Стабилизаторы входят в состав стартового ускорителя.

Элементы корпуса и оперения ракеты изготовлены из алюминиево-магниевого сплава, стали и пластмассы с применением защитных покрытий.

#### 2. КОМПОНОВКА И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПОДХОДЫ РАКЕТЫ

В состав оборудования ракеты входят: двигательная установка (ДУ), боевая часть, система радиоуправления и радиовизирования (РУ и РВ), автопилот, радиовзрыватель и электрооборудование.

Размещение оборудования по отсекам ракеты показано на рис. 92.

Для доступа к отдельным элементам оборудования ракеты предусмотрены эксплуатационные подходы, к которым относятся люки, смотровые окна, заправочно-дренажные горловины и т. п. (рис. 93).

Люки ракеты имеют следующее назначение:

**люк № 1 (2)** — для доступа к элементам регулировки и настройки радиовзрывателя (РВ);

**люк № 2 (32)** — для состыковки электроразъемов, соединяющих предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) РВ

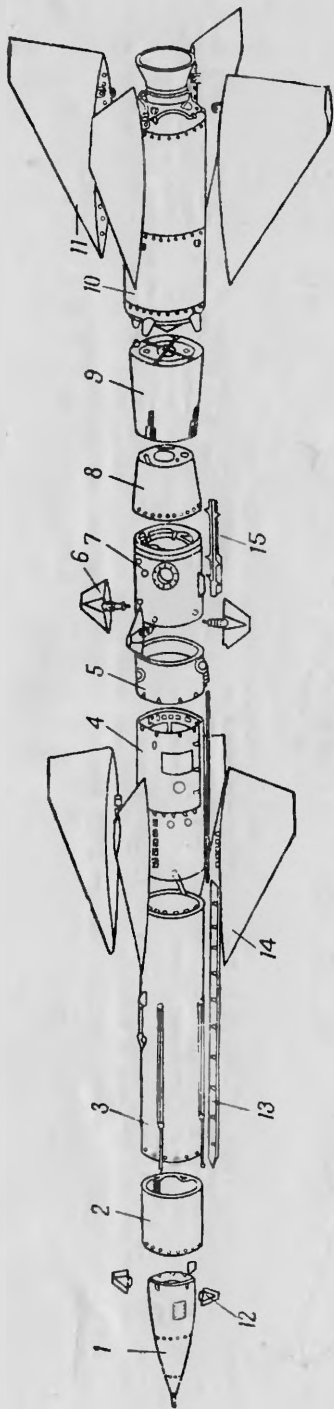


Рис. 91. Конструкция ракеты:

1 — отсек № 1; 2 — отсек № 2; 3 — отсек № 3; 4 — отсек № 4; 5 — отсек № 5А; 6 — руль-элерон; 7 — отсек № 5В; 8 — отсек № 6; 9 — отсек № 7; 10 — корпус ПРД; 11 — стабилизатор; 12 — передняя плоскость; 13 — обтекатель большой; 14 — обтекатель малый

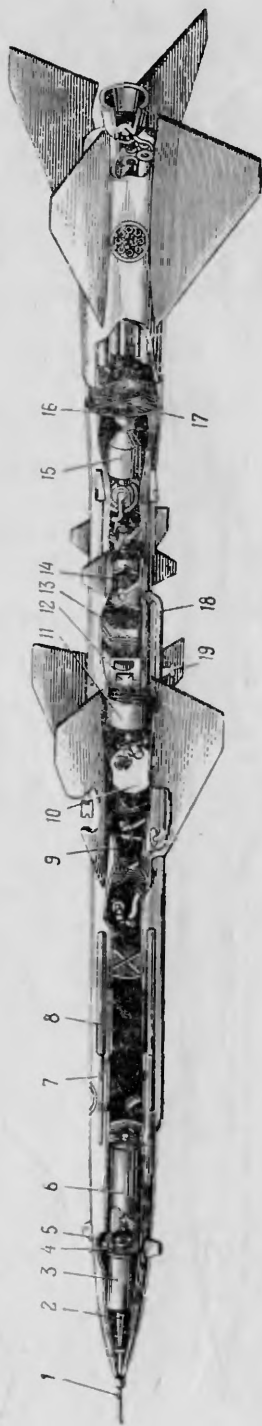


Рис. 92. Компоновка ракеты:

1 — приемник воздушного давления; 2 — передающая антенна РВ; 3 — блок приемопередатчика РВ; 4 — датчик скоростного напора; 5 — преобразователь-испольнительный механизм; 6 — боевая часть; 7 — бак «О»; 8 — приемные антенны РВ; 9 — бак «П»; 10 — шар-баллон; 11 — блок управления АП; 12 — комплексный блок радиуправления и радиовизирования; 13 — ампульная батарея и преобразователь ПГО-800А; 14 — бак «П»; 15 — ЖРД; 16 — приемная антенна системы РУ и РВ; 17 — передающая антенна системы РУ и РВ; 18 — трубопровод подачи горючего; 19 — бутель (передняя точка опоры ракеты на ПУ)

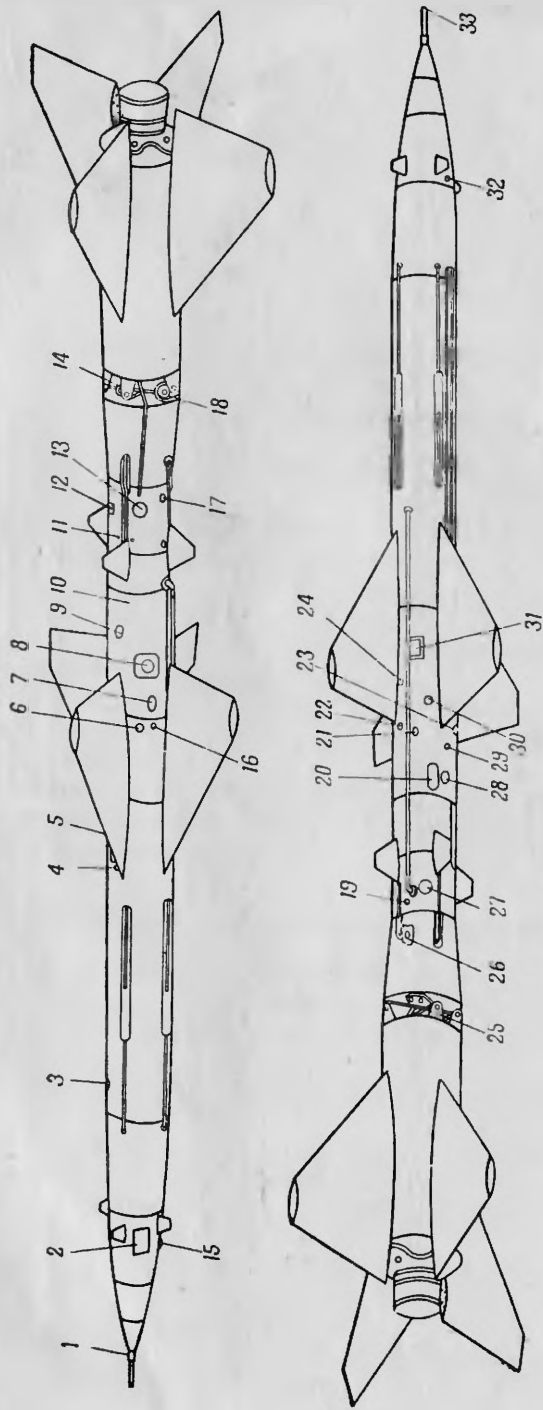


Рис. 43. Эксплуатационные подходы ракеты:

1 — выдвижной кожух ПВД; 2 — люк № 1; 3 — заправочно-дренажная горловина «О»; 4 — отверстие для проверки герметичности отсека № 3; 5 — заправочно-дренажная горловина «Г»; 6 — смотровое окно манометра; 7 — люк № 4; 8 — люк № 5; 9 — люк № 7; 10 — люк № 6; 11 — отверстие для крепления угломерных шкал при проверке АП; 12 — люк № 16; 13 — люк № 14; 14 — люк № 15 — электроразъем ОШ-4; 15 — электроразъем ОШ-4; 16 — край зарядки шар-баллона воздухом; 17 — электроразъем контроля широтехники; 18 — электроразъем пиросвечей ПВД; 19 — край проверки АП; 20 — люк № 11; 21 — дренажный край бака «Г11»; 22 — край проверки АП; 23 — люк № 9; 24 — край проверки механизма ПВД; 25 — пиросвечи ПВД; 26 — люк № 15; 27 — люк № 13; 28 — розетка отрывного разьема ОШ-10А; 29 — люк № 10; 30 — электроразъем обогрева ампульной батареи; 31 — люк № 8; 32 — люк № 2; 33 — резиновая пробка выдвижного кожуха ПВД.

Примечание. На верхнем рисунке насадок ПВД показан в положении полета ракеты и при проверках, на нижнем — при хранении ракеты.

с воспламенительно-детонирующими механизмами (ВДМ) боевой части; контроль за состыковкой электроразъемов осуществляется через смотровое окно;

люк № 4 (7) — для подхода к элементам регулировки АП;

люк № 5 (8) — для подхода к гетеродину системы РУ и РВ при его замене; просмотр номера гетеродина производится через смотровое окно крышки люка;

люк № 6 (10) — для доступа к аппаратуре, размещенной в отсеке № 4;

люк № 7 (9) — для доступа к элементам подстройки частоты ответчика;

люк № 8 (31) — для подхода к пирозарядам пироклапана пуска;

люк № 9 (23) — для подхода к регулировочным элементам системы РУ и РВ;

люк № 10 (29) — для смены кодовой фишки системы РУ и РВ; соответствие кодовой фишки каналу управления контролируется через смотровое окно крышки люка;

люк № 11 (20) — для подхода к контрольным разъемам АП и системы РУ и РВ;

люки № 12 и 13 (13 и 27) — для доступа к рулевым блокам АП и агрегатам ДУ;

люк № 14 (14) — для подхода к передающей антенне системы РУ и РВ;

люк № 15 (26) — для подхода к высокочастотному разъему передающей антенны системы РУ и РВ;

люк № 16 (12) — для подхода к высокочастотному разъему приемной антенны системы РУ и РВ.

## ГЛАВА III

### ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА РАКЕТЫ

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Двигательная установка ракеты предназначена для создания реактивной тяги, необходимой для старта ракеты и сообщения ей требуемой скорости полета на траектории.

Двигательная установка ракеты включает в себя пороховой ракетный двигатель (ПРД) и двигательную установку II ступени ракеты — жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) с агрегатами и узлами.

#### 2. ПОРОХОВОЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

ПРД предназначен для создания больших ускорений, обеспечивающих надежный сход ракеты с ПУ и разгон ее до необходимой скорости на начальном участке полета. Тяга, создаваемая ПРД, передается на II ступень ракеты через отсек № 7.

Основные данные ПРД:

Начальная максимальная тяга . . . . .	58 000 кг
Начальная минимальная тяга . . . . .	35 000 кг
Конечная максимальная тяга . . . . .	48 000 кг
Время работы . . . . .	2,5—4 сек
Вес снаряженного двигателя . . . . .	945 кг
Вес порохового заряда . . . . .	607 кг
Вес воспламенителя . . . . .	2 кг

ПРД (рис. 94) состоит из корпуса 6, крышки 2, соплового блока 13 и снаряжения, включающего пороховой заряд 10, воспламенитель 17 и спаренные пиросвечи 18.

Корпус представляет собой сварную камеру цилиндрической формы с приваренными к ней передним и задним полусферическими днищами. В переднем днище сделано отверстие, через которое двигатель снаряжается пороховыми шашками. Отверстие герметично закрывается крышкой 2. Заднее днище корпуса имеет горловину, в которую устанавливается диафрагма 14 и ввинчивается сопловый блок. У заднего днища установлена решетка 16, служащая опорой для пороховых шашек при воздействии на них продольных перегрузок и для предотвращения про-

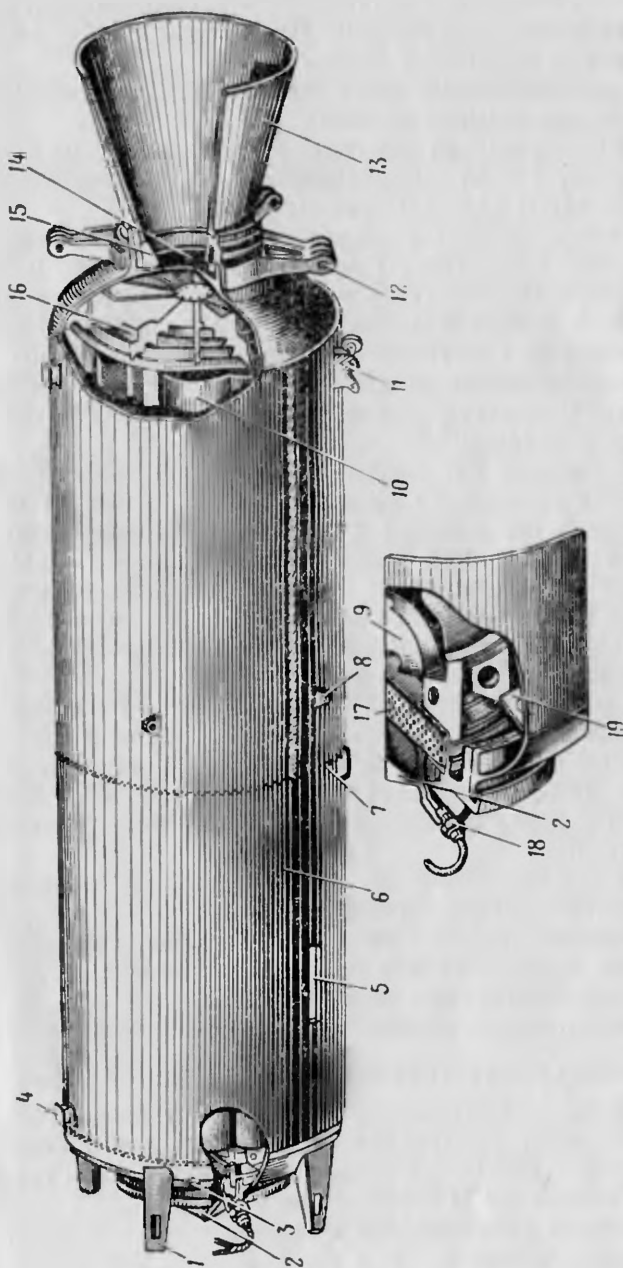


Рис. 94. Конструкция порохового ракетного двигателя;

1 — упор; 2 — крышка; 3 — штудер; 4 — бугель; 5 — скоба; 6 — корпус; 7 — колодка; 8 — ушко; 9 — каркас; 10 — пороховой заряд; 11 — крестовина; 12 — крестовина; 13 — сопловый блок; 14 — диафрагма; 15 — вкладыш; 16 — решетка; 17 — вое; 18 — пирроветт; 19 — перфорированный диск.

скакивания крупных кусков пороха в сопло во время работы ПРД.

Диафрагма 14 служит для обеспечения герметичности двигателя при длительном его хранении. При работе ПРД она прорывается давлением пороховых газов.

Упоры 1 предназначены для стыковки ПРД с отсеком № 7 ракеты с помощью четырех шпилек.

Штуцер 3 предназначен для отвода пороховых газов в турбо-насосный агрегат (ТНА) при запуске ЖРД и в мембранные узлы топливных баков для вскрытия мембран.

Крышка с наружной стороны имеет два прилива с гнездами, в которые устанавливаются пиросвечи. При хранении и транспортировке снаряженного ПРД вместо боевой крышки в корпус устанавливается предохранительная крышка, предназначенная для того, чтобы при случайном воспламенении порохового заряда пороховые газы имели выход в обе стороны, не создавая реактивной тяги. С внутренней стороны к крышке крепится каркас 9 с воспламенителем 17.

Сопловый блок служит для создания реактивной тяги при истечении пороховых газов из камеры сгорания и состоит из усеченного конуса и переходника с резьбой. В расточенную внутреннюю часть переходника вставляется вкладыш 15, предназначенный для установки определенного размера критического сечения сопла в зависимости от температуры порохового заряда. Благодаря сравнительно малой зависимости скорости горения пороха от температуры окружающего воздуха можно выдерживать заданные пределы тяги во всем диапазоне температур ( $\pm 50^\circ\text{C}$ ), применяя два сменных вкладыша: «летний» — для температуры от  $+50$  до  $-20^\circ\text{C}$  и «зимний» — для температуры от  $+10$  до  $-50^\circ\text{C}$ . Внутренняя поверхность «летнего» вкладыша со стороны сопла окрашена в зеленый цвет, «зимнего» — в серо-голубой цвет.

Пороховой заряд состоит из 12 цилиндрических одноканальных шашек нитроглицеринового пороха.

Воспламенитель предназначен для зажигания пороховых шашек двигателя и представляет собой алюминиевый футляр, наполненный крупнозернистым дымным порохом.

Спаренные пиросвечи служат для зажигания воспламенителя.

### 3. ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА II СТУПЕНИ РАКЕТЫ

Двигательная установка (ДУ) II ступени ракеты (рис. 95) предназначена для создания реактивной тяги, необходимой для сообщения ракете требуемой скорости полета после отделения I ступени. В состав ДУ II ступени входят:

- жидкостный ракетный двигатель;
- топливная система;
- воздушная система;
- газовая система.



От бортовой батареи при срабатывании  
сигнализатора скоростного напора

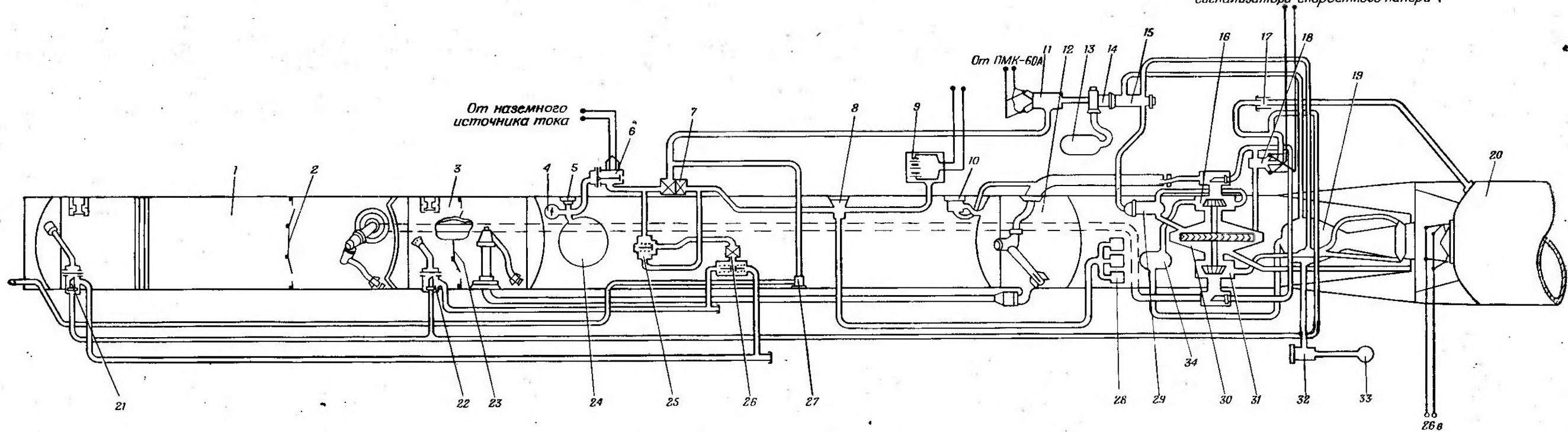
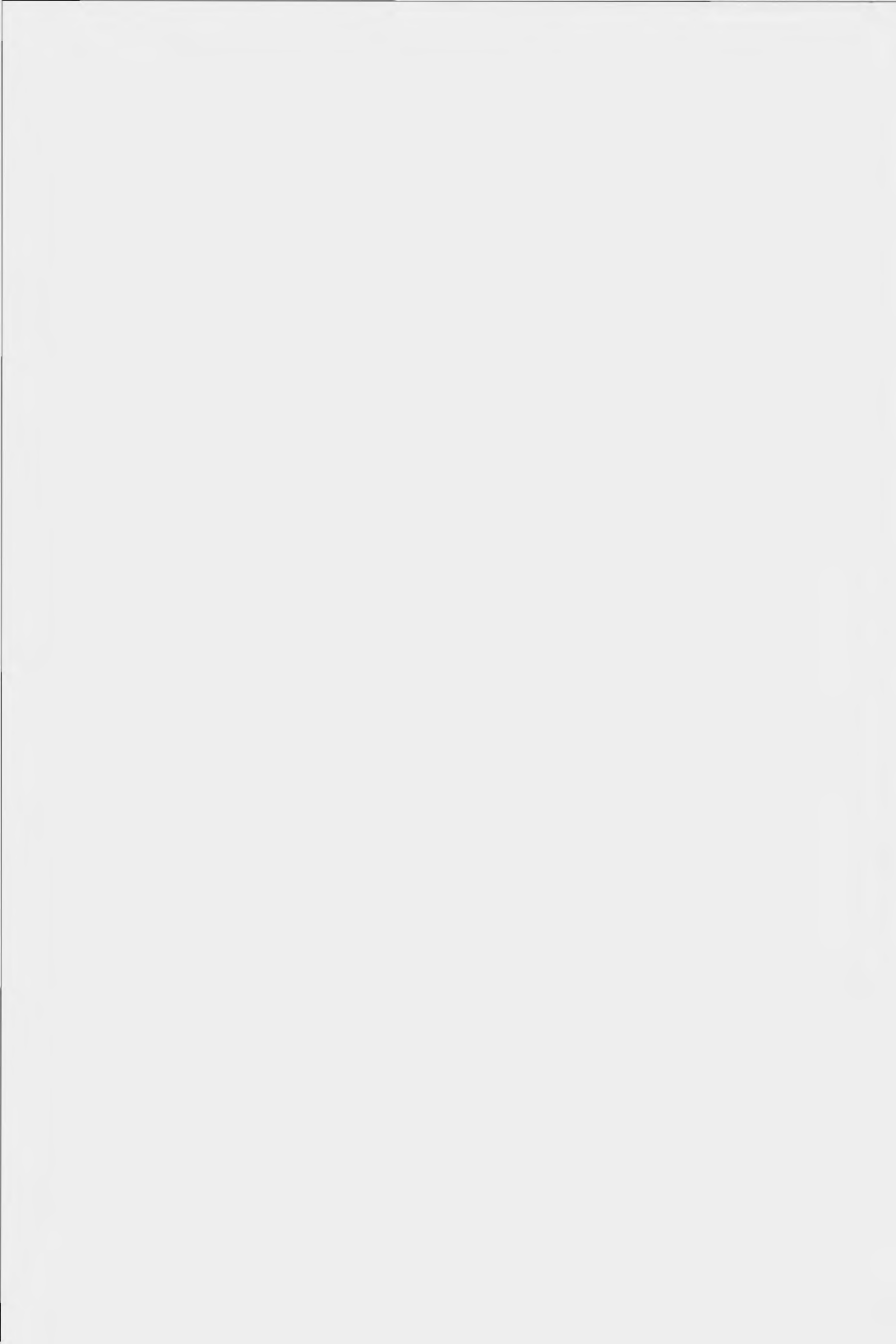


Рис. 95. Схема двигательной установки ракеты:

1 — бак «О»; 2, 23 — клапанные перегородки; 3 — бак «Г»; 4 — манометр; 5 — зарядный кран; 6 — пироклапан пуска; 7 — редуктор АП; 8 — кран проверки АП; 9 — ампульная батарея; 10 — дренажный кран; 11 — пироклапан отсечки; 12 — бак «ГП»; 13 — ресивер; 14 — редуктор регулятора тяги; 15 — регулятор тяги; 16 — насос «Г»; 17 — газовый разъем; 18 — пироклапан газа; 19 — каме-

ра сгорания ЖРД; 20 — ПРД; 21 — мембранный узел бака «О»; 22 — мембранный узел бака «Г»; 24 — шар-баллон; 25 — автоклапан отсечки; 26 — редуктор наддува; 27 — кран проверки механизма ПВД; 28 — рулевые машины; 29 — газогенератор; 30 — турбонасосный агрегат; 31 — насос «О»; 32 — кран проверки ПРМ-20; 33 — пневматическое реле мембранное (ПРМ-20); 34 — пусковой бачок



**Жидкостный ракетный двигатель** представляет собой однокамерный двигатель с турбонасосной подачей топлива и с автоматическим регулированием режима работы. Работа ЖРД может осуществляться по двум программам в зависимости от угла наклона ракеты к горизонту в момент пуска.

I программа задается при пусках ракеты с углом наклона к горизонту менее  $24^\circ$ ; ей соответствует работа ЖРД с постоянной тягой, равной 3500 кг.

II программа задается при пусках ракеты с углом наклона к горизонту более  $24^\circ$ ; при этом ЖРД работает с переменной тягой: первые 24 сек полета с тягой 3500 кг, а затем с плавным переходом на тягу 2000 кг.

ЖРД состоит из камеры сгорания 19, турбонасосного агрегата 30, регулятора тяги 15, пироклапана отсечки 11, пироклапана газа 18 и пускового бачка 34.

Камера сгорания предназначена для создания силы тяги за счет истечения из сопла газообразных продуктов сгорания и состоит из головки, цилиндрической части и сопла. Стенки камеры сгорания изготовлены из двух оболочек: внутренней и наружной, образующих межрубашечное пространство, по которому обеспечивается свободный проток охлаждающей жидкости (окислителя). В головке установлено 79 двухкомпонентных форсунок. Для создания охлаждающей завесы, защищающей внутреннюю стенку камеры сгорания от прогара, по окружности головки предусмотрены отверстия, через которые горючее подается на стенки камеры сгорания.

Турбонасосный агрегат (ТНА) служит для подачи компонентов топлива в камеру сгорания и состоит из турбины, насосов окислителя («О»), горючего («Г»), пусковых клапанов «О» и «Г» и газогенератора. Ротор турбины и насосы размещены на общем валу. Пусковые клапаны служат для отделения топливных магистралей от полостей насосов во время хранения ракеты с заправленными баками. Газогенератор 29 предназначен для получения газа, необходимого для работы турбины. Газ получается в результате взаимодействия окислителя и горючего.

Регулятор тяги предназначен для поддержания давления в камере сгорания в необходимых пределах и для перевода ЖРД с тяги 3500 кг на тягу 2000 кг при работе ДУ по II программе. Регулятор воздействует на гидравлическое сопротивление магистрали питания газогенератора окислителем. Для обеспечения плавности перехода ЖРД с тяги 3500 кг на тягу 2000 кг предназначен ресивер 13, из которого при переходе на меньшую тягу стравливается воздух, первоначально поступающий в него из редуктора 14 регулятора тяги.

Пироклапан отсечки предназначен для отделения полости регулятора тяги и ресивера от воздушной системы ракеты в момент перехода двигателя на тягу 2000 кг.

Пироклапан газа служит для открытия доступа газа ПРД в полость турбины и на прорыв мембран пусковых клапанов «О» и «Г» ТНА при запуске ЖРД.

Пусковой бачок предназначен для задержки поступления горючего в камеру сгорания при запуске ЖРД. Задержка поступления горючего (по отношению к окислителю) обеспечивает нормальное воспламенение топлива в камере сгорания.

**Топливная система** обеспечивает размещение необходимого количества компонентов топлива и подвод компонентов топлива к двигателю во время его работы. Топливная система состоит из баков 1, 3 и 12 и топливных магистралей (трубопроводов). Бак «О» (1) является емкостью окислителя. В баках «Г1» и «Г2» (3 и 12) содержится горючее, между собой они соединены трубопроводом. Баки «О» и «Г2» топливными магистральями сообщаются с пусковыми клапанами ТНА. Расход компонентов топлива из баков осуществляется через заборники. Баки «О» и «Г1» являются отсеком № 3 ракеты, а бак «Г2» — отсеком № 5А. Баки «О» и «Г1» имеют заправочно-дренажные горловины и мембранные узлы 21 и 22. Мембранные узлы предназначены для отделения воздушной магистрали наддува от компонентов топлива при хранении ракеты в заправленном состоянии. К каждому мембранному узлу подведены трубки воздушной магистрали наддува баков и газовой магистрали от ПРД.

В баке «Г2» имеется дренажный кран 10, предназначенный для стравливания воздуха из бака «Г2» и трубопровода, соединяющего бак с ТНА при заправке ракеты горючим.

**Воздушная система** предназначена для хранения запаса сжатого воздуха и подачи его на наддув баков «О» и «Г1», к регулятору тяги, рулевым блокам АР, ампульной батарее и приемнику воздушного давления (ПВД).

Основными элементами воздушной системы являются: шар-баллон 24, пироклапан пуска 6, редуктор наддува 26, редуктор автопилота 7 и автоклапан отсечки 25.

Шар-баллон предназначен для содержания запаса сжатого воздуха давлением 260—350 кг/см<sup>2</sup>. Контроль за давлением воздуха осуществляется по манометру 4. Объем шар-баллона — 23,2 л, вес сжатого воздуха — 8,8 кг.

Пироклапан пуска перекрывает воздушную магистраль высокого давления от шар-баллона к редукторам. В пироклапан вставлены два пирозаряда, с помощью которых обеспечивается его срабатывание.

Редуктор наддува предназначен для понижения давления воздуха, поступающего из шар-баллона в топливные баки, до 5,5 кг/см<sup>2</sup> — по линии «О» и до 3,5 кг/см<sup>2</sup> — по линии «Г». Редуктор наддува соединяется с полостями баков «О» и «Г1» через узел обратных клапанов, который предотвращает возможность

смешения компонентов топлива или их паров друг с другом при окончании работы двигателя.

Редуктор АП является двухступенчатым. В первой ступени давление воздуха шар-баллона понижается до  $50 \text{ кг/см}^2$ , а во второй — до  $10 \text{ кг/см}^2$ .

Автоклапан отсечки предназначен для прекращения подачи воздуха из шар-баллона в редуктор наддува при падении давления воздуха в шар-баллоне до  $70 \text{ кг/см}^2$ . Это позволяет сохранить запас воздуха, необходимый для обеспечения управления ракетой на конечном участке траектории.

Газовая система предназначена для подвода газов ПРД к мембранным узлам баков «О» и «Г», пусковым клапанам ТНА, а также для начальной раскрутки ротора турбины ТНА. Газовые магистрали I и II ступеней ракеты соединяются через газовый разъем 17, который обеспечивает свободное разъединение ступеней ракеты при сбросе стартового ускорителя.

#### 4. РАБОТА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ

При пуске ракеты от наземного источника тока подается электрический импульс на пирозаряды пироклапана пуска 6, который срабатывает и открывает доступ воздуха из шар-баллона 24 в воздушную систему.

Часть воздуха через автоклапан отсечки 25 поступает к редуктору наддува 26 и через блок обратных клапанов редуктора подается к мембранным узлам 21 и 22 баков «О» (1) и «Г» (3), где задерживается мембранами. Кроме того, воздух из шар-баллона поступает в редуктор АП (7). После первой ступени редуктора воздух давлением  $50 \text{ кг/см}^2$  подается через пироклапан отсечки 11 в регулятор тяги 15 и настраивает его на I программу работы ЖРД, а также поступает через кран проверки ПВД (27) в механизм выдвижного кожуха ПВД, в результате чего кожух убирается внутрь отсека № 1 ракеты. После второй ступени редуктора воздух давлением  $10 \text{ кг/см}^2$  подается через кран проверки АП (8) в рулевые машины АП (28) и импульсную батарею 9, которая выходит на режим работы, после чего системой управления стартом подрываются пиропатроны ПРД.

Пиропатроны ПРД поджигают воспламенитель. Огневой импульс от воспламенителя передается пороховому заряду ПРД, который выходит на режим, осуществляя старт ракеты.

Пороховые газы из ПРД через газовый разъем 17 и трубопровод поступают к пироклапану газа 18, который в это время закрыт, и к мембранным узлам баков «О» и «Г». Под давлением газов мембранные узлы срабатывают и открывают доступ воздуха в баки «О» и «Г», создающего подпор компонентов топлива перед мембранами пусковых клапанов «О» и «Г» ТНА.

По достижении скоростным напором давления  $0,4 \text{ кг/см}^2$  сигнализатор скоростного напора замыкает цепь подрыва пиро-

зарядов пироклапана газа. Пироклапан газа открывается, и газы из ПРД поступают на раскрутку турбины ТНА (30) и в пусковые клапаны «О» и «Г» на прорыв мембран. Окислитель и горючее заполняют полости насосов ТНА 31 и 16 и далее подаются насосами в камеру сгорания и газогенератор ЖРД.

В результате взаимодействия окислителя и горючего в газогенераторе образуются газы, которые используются для вращения ротора турбины. Отработавшие газы из турбины выбрасываются через выхлопную трубу в атмосферу.

ЖРД выходит на режим работы с тягой  $T=3500$  кг. Требуемый режим работы двигателя поддерживается регулятором тяги в зависимости от величины давления газов в камере сгорания 19.

При стрельбе под углом к горизонту  $24^\circ$  и более через 24 сек с момента старта от программного механизма ракеты (ПМК-60А) подается электрический импульс на пирозаряды пироклапана отсечки 11. Пироклапан закрывается и прекращает доступ воздуха из воздушной системы в регулятор тяги. Регулятор тяги осуществляет плавный перевод ЖРД с тяги 3500 кг на тягу 2000 кг.

При стрельбе под углом к горизонту менее  $24^\circ$  перехода двигателя с одной тяги на другую не происходит.

По достижении давления воздуха в шар-баллоне  $70$  кг/см<sup>2</sup> автоклапан отсечки 25 закрывается и прекращает доступ воздуха в баки «О» и «Г». С этого момента оставшийся запас воздуха в шар-баллоне используется только для обеспечения управления полетом ракеты.

---

## ГЛАВА IV

### БОЕВАЯ ЧАСТЬ

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ, ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Боевая часть — осколочно-фугасного действия, предназначена для поражения целей. При подходе ракеты к цели происходит срабатывание радиовзрывателя, вызывающее подрыв БЧ. Подрыв осуществляется выдачей электрического сигнала от РВ на один из воспламенительно-детонирующих механизмов (ВДМ). При подрыве корпус БЧ дробится на осколки, форма и вес которых определены геометрическими размерами rifления внутренней и наружной оболочек корпуса. Поражение цели происходит вследствие совместного механического и зажигательного действия плотного потока поражающих элементов (осколков) и фугасного действия продуктов детонации разрывного заряда.

Осколки БЧ в момент детонации разрывного заряда разлетаются, образуя круговую область поражения. В стационарных условиях подрыва ширина области поражения в меридиальных плоскостях для 90% осколков определяется углом разлета осколков, равным  $20^\circ$ . Распределение поражающих элементов в угле разлета характеризуется увеличением плотности в направлении распространения детонации разрывного заряда; в том же направлении область поражения отклоняется от экваториальной плоскости в среднем на  $5-6^\circ$  в ту или другую сторону в зависимости от того, с какого торца производится подрыв (рис. 96, а). Форма области поражения в динамике зависит от соотношения скоростей движения осколков БЧ и ракеты (рис. 96, б).

Степень накрытия цели областью поражения зависит от величины относительной скорости движения ракеты и цели, точности срабатывания РВ и расстояния до цели в момент подрыва БЧ. Чем меньше расстояние до цели и относительная скорость движения ракеты и цели в момент подрыва, тем лучше условия накрытия и поражения цели осколками.

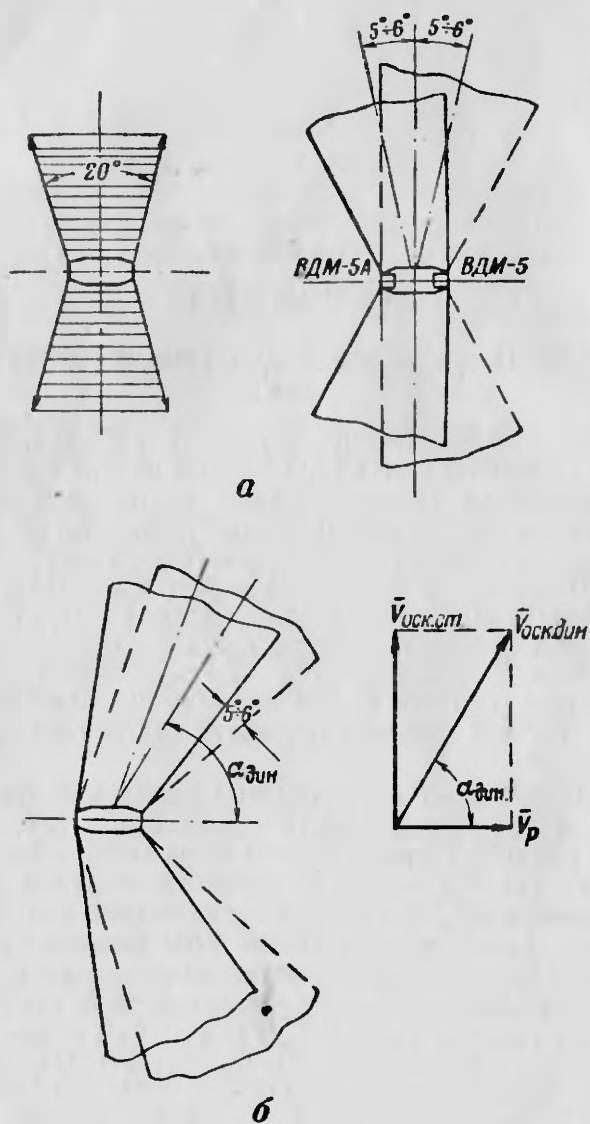


Рис. 96. Области поражения боевой части:  
*a* — статическая; *б* — динамическая

## Технические данные БЧ:

Вес боевой части . . . . .	196 кг
Вес корпуса . . . . .	77,5 кг
Вес взрывчатого вещества . . . . .	113—118 кг
Количество осколков . . . . .	Около 8 000 шт.
Вес осколка . . . . .	8,2 г
Угол разлета 90% осколков . . . . .	20°

## 2. УСТРОЙСТВО БОЕВОЙ ЧАСТИ

Боевая часть (рис. 97) состоит из корпуса 2, крышки 4, дна 1 и разрывного заряда 3.

Корпус представляет собой сварную стальную конструкцию, имеющую форму усеченных конусов с обоих торцов и цилиндрическую в средней части. Он состоит из внутренней 8 и наружной 9 оболочек. Внутренняя оболочка имеет рифления, по которым при детонации заряда она дробится на осколки ромбической формы. Наружная оболочка выполнена из стальной ленты сечением 12×6 мм, навитой на внутреннюю оболочку. На ленте также нанесены рифления (поперечные надрезы) для обеспечения образования осколков в момент подрыва БЧ.

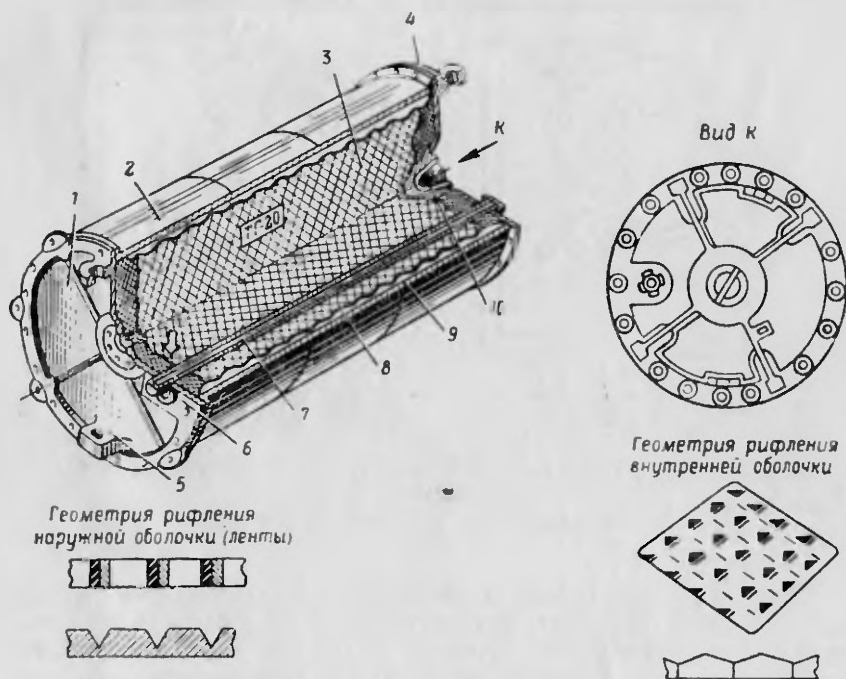


Рис. 97. Конструкция боевой части:

1 — дно; 2 — корпус; 3 — разрывной заряд; 4 — крышка; 5 — ушко; 6 — упорная площадка; 7 — трубка; 8 — внутренняя оболочка; 9 — наружная оболочка; 10 — гнездо под ВДМ

С обеих сторон корпус закрывается днищем и крышкой, в гнезда которых вставляются два ВДМ.

Внутри БЧ проходит трубка 7, в которой размещается электро- и пневмопроводка к заднему ВДМ (ВДМ-5А).

Внутренняя полость корпуса заполняется разрывным зарядом.

Разрывной заряд представляет собой взрывчатое вещество, состоящее из 20% тротила и 80% гексогена (ТГ-20).

### 3. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ВДМ

ВДМ является электровзрывательным устройством предохранительного типа, одноразового действия и предназначен для преобразования выдаваемой на него от РВ электрической энергии в детонационный импульс, необходимый для эффективного подрыва БЧ.

ВДМ (рис. 98) состоит из подвижного механизма и неподвижной части. Подвижный механизм включает в себя два электродетонатора (ЭД), а неподвижная часть — передаточные заряды (ПЗ) и детонатор.

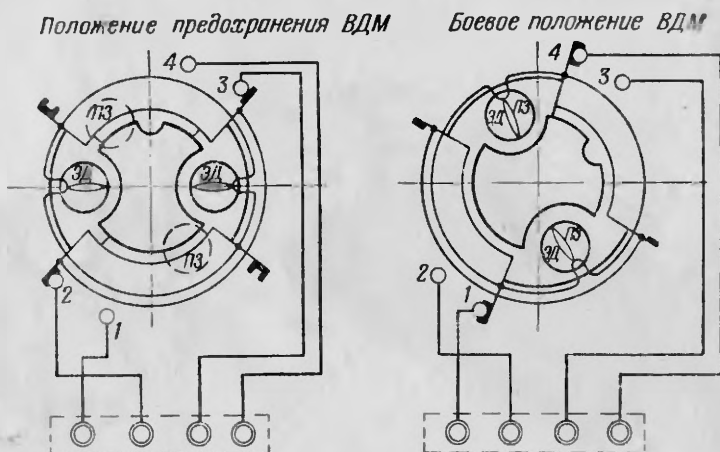


Рис. 98. Принцип действия воспламенительно-детонирующего механизма:

ЭД — электродетонатор; ПЗ — передаточный заряд

В исходном положении подвижный механизм находится в положении предохранения, электродетонаторы смещены по отношению к передаточным зарядам на угол  $60^\circ$ , чем исключается преждевременная передача детонации от электродетонаторов на детонатор; при этом огневая, а также исполнительная электрические цепи (контакты 1 и 4) ВДМ разомкнуты, а контрольная цепь (контакты 2 и 3) замкнута.

После старта ракеты через 10 сек под действием давления встречного потока воздуха, поступающего от ПВД, подвижный механизм поворачивается на  $60^\circ$ , вследствие чего замыкается исполнительная электрическая цепь и электродетонаторы устанавливаются над передаточными зарядами ВДМ.

Вблизи у цели РВ выдает электрический импульс на электродетонаторы, которые срабатывают и через передаточные заряды передают детонационный импульс на детонатор, осуществляющий подрыв БЧ ракеты.

## ГЛАВА V

# СИСТЕМА РАДИОУПРАВЛЕНИЯ И РАДИОВИЗИРОВАНИЯ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Система радиоуправления и радиовизирования предназначена для приема со станции наведения ракет (СНР) команд, их декодирования, преобразования и выдачи на АП и РВ и для выработки ответных сигналов.

Ответные сигналы вырабатываются системой РУ и РВ при поступлении на борт ракеты запросных импульсов СНР. По ответным сигналам СНР определяет координаты ракеты. Применение активного ответа при определении координат ракеты обусловлено ее малой отражающей поверхностью.

В результате сравнения координат цели и ракеты аппаратурой СНР вырабатываются и передаются на борт ракеты в виде высокочастотных импульсов (рис. 99, а) команды управления К1 и К2, разовые команды К4 и К3 коррекции и включения радиовзрывателя.

Кроме того, станцией наведения ракет выдаются опорные тактовые импульсы Т. От временных интервалов между тактовыми импульсами и импульсами команд зависят величина и знак команд управления (рис. 99, б).

Тактовые импульсы следуют с определенной частотой, т. е. через равные промежутки времени. За нулевое значение команды управления принято среднее положение импульса между двумя соседними тактовыми импульсами. При таком методе передачи команд сдвигу командного импульса влево от среднего положения соответствует отрицательное значение команды, а вправо — положительное.

Математически величина команды выражается формулой

$$K = \frac{t_1 - t_2}{t_1 + t_2},$$

где  $t_1$  и  $t_2$  — временные интервалы команды между тактовыми импульсами.

Так как СНР обеспечивает одновременное наведение на цель трех ракет, то для исключения возможности совмещения не-

скольких импульсов команд (в случае одинаковой их величины) применяется дискретный метод передачи, т. е. команды передаются последовательно одна за другой.

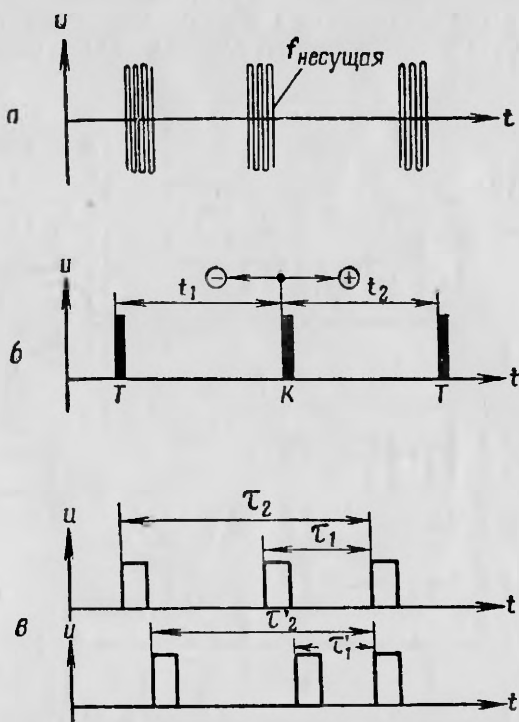


Рис. 99. Структура радиоконанд:

$a$  — вид высокочастотных импульсов, поступающих на борт ракеты;  $б$  — взаимное расположение импульсов команд и такта;  $в$  — трюичное кодирование импульсов

Чтобы из всей совокупности передаваемых СНР команд ракета могла выбрать «свои», команды для каждой ракеты должны иметь свои характерные признаки. С этой целью тактовые импульсы и команды передаются на борт ракеты в виде трех импульсов (рис. 99, в). Временными интервалами между этими импульсами определяется код команды. Каждой команде присущи свои временные интервалы между импульсами трюичной группы, т. е. свой код.

Таким образом, каждая ракета управляется определенной совокупностью импульсов трюичного кодирования, т. е. имеет вполне определенный кодовый канал. Таких каналов три (по числу одновременно наводимых ракет). Общими для трех каналов являются трюичные группы импульсов такта и одиночные импульсы запроса.

Принятые системой РУ и РВ команды К1, К2, К3 и К4 расшифровываются (декодируются). Декодированные команды К1 и К2 преобразуются в напряжения, соответствующие величине и знаку команд, и передаются на АП. Команды К4 и К3 после декодирования преобразуются в постоянное напряжение +26 в и выдаются на РВ. Принцип декодирования команд показан на рис. 100.

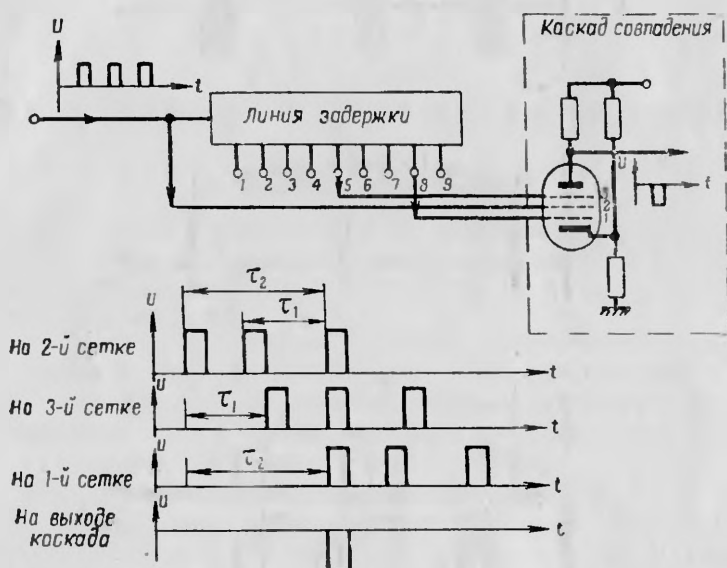


Рис. 100. Принцип декодирования команд

Одиночные импульсы запроса, имеющие меньшую длительность, чем длительность импульсов команд, выбираются (селектируются) системой РУ и РВ по длительности и служат для формирования импульсов, запускающих ответчик ракеты.

В состав системы РУ и РВ входят комплексный блок радиоуправления и радиовизирования и приемная и передающая антенны.

В свою очередь комплексный блок радиоуправления и радиовизирования включает (рис. 101):

- сменный гетеродин;
- главный усилитель промежуточной частоты (ГУПЧ);
- схему селекции импульсов запроса;
- ответчик;
- направленный аттенуатор;
- схемы декодирования и формирования напряжений команд;
- блок питания.

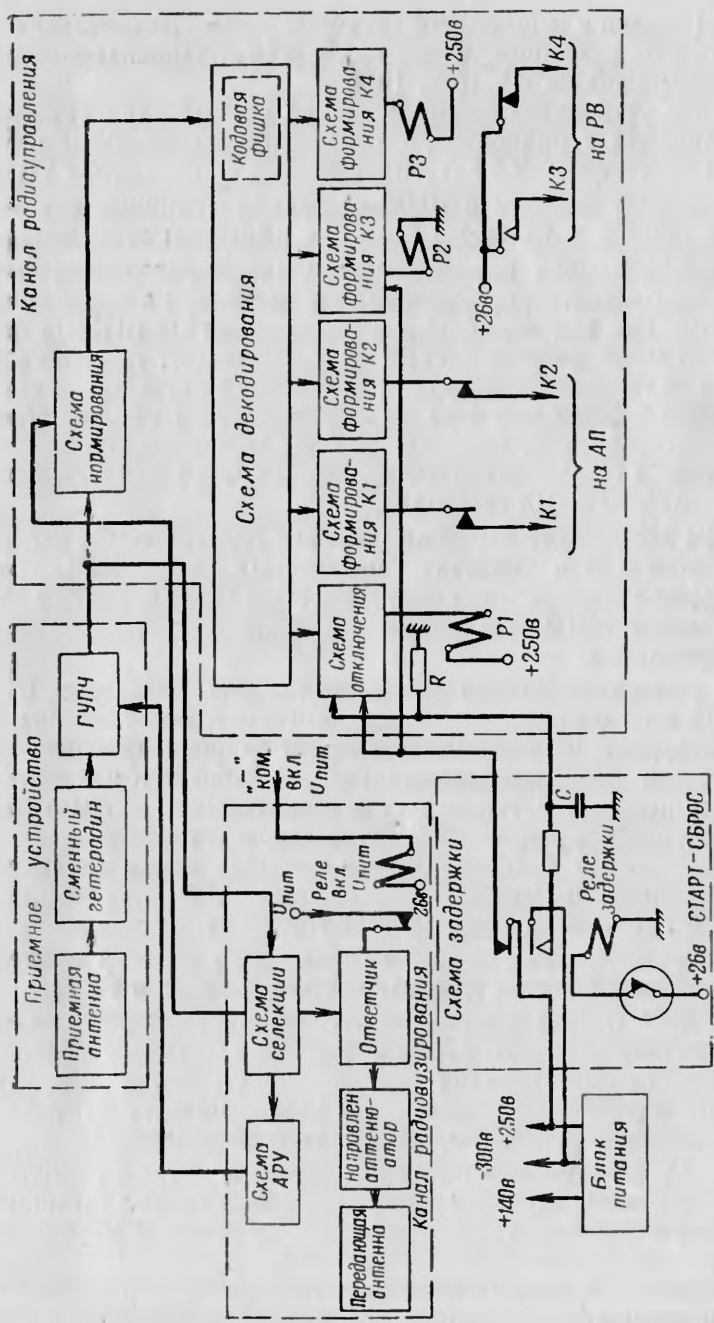


Рис. 101. функциональная схема системы радиуправления и радиовизуализации

## 2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ РУ И РВ

В соответствии с решаемыми задачами элементы системы РУ и РВ образуют приемное устройство, канал радиовизирования и канал радиоуправления (рис. 101).

**Приемное устройство** является общей частью для каналов радиоуправления и радиовизирования. В состав приемного устройства входят приемная антенна, сменный гетеродин и ГУПЧ.

На приемную антенну с СНР поступают трюичные группы импульсов команд и такта и одиночные импульсы запроса.

Сменный гетеродин предназначен для преобразования импульсных высокочастотных колебаний в колебания промежуточной частоты. Так как команды могут передаваться СНР на одной из нескольких фиксированных несущих частот, то приемное устройство должно обеспечивать прием команд на любой из этих частот. Каждой фиксированной частоте соответствует свой сменный гетеродин. В зависимости от частоты настройки радиопередатчика команд СНР в приемное устройство устанавливается соответствующий сменный гетеродин.

В ГУПЧ происходят основное усиление поступающего сигнала, детектирование и усиление выделенных видеоимпульсов. Видеоимпульсы команд управления, разовых команд, такта и запроса с выхода ГУПЧ поступают в каналы радиовизирования и радиоуправления.

**Канал радиовизирования** предназначен для выделения (селекции) из всей совокупности видеоимпульсов, поступающих с выхода приемного устройства, импульсов запроса, формирования импульсов, запускающих ответчик, выработки и излучения ответных импульсов, а также для осуществления автоматической регулировки усиления (АРУ) приемного устройства.

В состав канала радиовизирования входят схемы селекции импульсов запроса и выработки напряжения АРУ, ответчик, направленный аттенуатор и передающая антенна.

Селекция запросных импульсов основана на отличии их длительности от длительности импульсов трюек команд и такта.

Схема АРУ предназначена для обеспечения постоянного уровня сигналов на выходе приемного устройства. Необходимость в регулировке усиления приемного устройства вызвана тем, что по мере удаления ракеты от СНР мощность сигналов, поступающих на борт ракеты, значительно уменьшается.

Работа схемы АРУ начинается с момента начала радиоуправления ракетой и заканчивается при достижении сигналом определенного уровня, ниже которого усиление ГУПЧ не изменяется.

Для повышения помехозащищенности регулировка усиления ГУПЧ при нормальной работе линии радиоуправления ведется селективно по импульсам запроса. При исчезновении им-

пульсов запроса АРУ ведется по всем поступающим на вход приемного устройства импульсам.

Ответчик предназначен для генерирования высокочастотных импульсов ответа. Он представляет собой импульсный генератор высокой частоты магнетронного типа. При поступлении на ответчик со схемы селекции запросных импульсов генератор формирует высокочастотные импульсы требуемой частоты, длительности и мощности.

Частота генератора ответчика при проверках может подстраиваться вручную с помощью механизма ручной перестройки.

Для стабилизации частоты генератора при изменениях температуры окружающей среды в ответчике предусмотрен подогреватель, поддерживающий температуру блока генератора, равную  $+55^{\circ}\text{C}$ .

Высокочастотные импульсы с ответчика через направленный аттенуатор и передающую антенну излучаются в сторону СНР.

Направленный аттенуатор, обеспечивающий свободное прохождение импульсов ответа на передающую антенну, является поглотителем для отраженной части энергии этих импульсов, возникающей вследствие возможного рассогласования выхода магнетронного генератора с передающей антенной, и, следовательно, исключает уход частоты ответчика за пределы полосы пропускания приемника СНР и электрический пробой самого магнетрона.

Особенность канала радиовизирования заключается в последовательном включении питания цепей накала и анодного напряжения ответчика. Напряжение накала включается сразу же при постановке ракеты на подготовку к пуску, а анодное напряжение ( $U_{\text{пит}}$ ) — с задержкой. Такое последовательное включение напряжений осуществляется с помощью реле включения  $U_{\text{пит}}$ . При постановке ракеты на подготовку к пуску реле срабатывает и нормально замкнутыми контактами размыкает цепь включения  $U_{\text{пит}}$  на ответчик. При поступлении на ПУ команды «Синхронизация» (через 1,5 мин с момента постановки ракеты на подготовку) система управления стартом обесточивает реле, которое нормально замкнутыми контактами подключает  $U_{\text{пит}}$  на ответчик; с этого момента ответчик полностью подготовлен к работе.

Таким образом, при проверке ответчика ракеты, находящейся на ПУ, необходимо ракету поставить на подготовку к пуску и на ПУ выдать команду «Синхронизация».

Канал радиоуправления предназначен для декодирования поступающих с приемного устройства сигналов, формирования напряжений команд управления К1 и К2, отключения системы РУ и РВ от автопилота при неисправностях и подключения вновь после устранения этих неисправностей, формирования и выдачи разовых команд К4 и К3.

В состав канала радиоуправления входят схемы нормирования, декодирования, формирования команд К1, К2, К3, К4, отключения команд управления и задержки выдачи команд.

Сигналы с приемного устройства поступают в канал радиоуправления (на схему нормирования) в виде кодовых трюичных групп импульсов.

Нормирование импульсов команд по амплитуде и длительности необходимо для обеспечения заданной полосы декодирования. Под полосой декодирования понимается максимально возможный сдвиг третьего импульса в кодовой трюичке относительно своего нормального положения, при котором происходит срабатывание каскадов схемы декодирования.

В основу декодирования команд положено различие временных интервалов между импульсами кодовых трюек разных команд. Декодирование (рис. 100) осуществляется с помощью линии задержки, имеющей несколько отводов, и каскада трюичного совпадения. Импульсы команд с линии задержки, а также незадержанные импульсы поступают на лампу каскада совпадения. Величины задержек подбираются так, чтобы первый и второй импульсы трюички задерживались до прихода третьего импульса на каскад совпадения. При одновременном поступлении всех трех импульсов каскад совпадения открывается и пропускает (декодирует) данную команду.

Выбор отводов в линии задержки производится с помощью специального кодового ключа, называемого кодовой фишкой. Каждый канал управления СНР имеет свою кодовую фишку. Кодовым фишкам различных каналов соответствуют определенные величины задержек первого и второго импульсов, т. е. определенные отводы линии задержки. Таким образом, каскады схемы декодирования пропускают только те команды, в трюичках которых времена  $\tau_1$  и  $\tau_2$  соответствуют временам задержки импульсов, обусловленным данной кодовой фишкой.

В схеме декодирования имеются каскады совпадения команд управления, разовых команд и такта.

Декодированные импульсы команд управления и такта со своих каскадов совпадения поступают на схемы формирования напряжений команд К1 и К2, которые преобразуют временные интервалы между командными и тактовыми импульсами в медленно меняющиеся напряжения. Сформированные напряжения команд К1 и К2 выдаются на АП, причем подключение команд к АП происходит после отделения стартового ускорителя с некоторой задержкой, которая обеспечивается схемой задержки выдачи команд.

Схема задержки выдачи команд работает совместно со схемой отключения команд. При постановке ракеты на подготовку к пуску на реле задержки подается напряжение +26 в через контакты размыкателя цепи «старт — сброс», в результате чего выключается анодное напряжение +250 в со схемы отключения

команд и выдается на нее запирающее напряжение —300 в; при этом со схемы отключения подается напряжение на реле Р1, которое нормально замкнутыми контактами разрывает цепи прохождения команд К1 и К2, отключая систему РУ и РВ от автопилота. При отделении стартового ускорителя размыкатель цепи снимает напряжение +26 в с обмотки реле задержки. На схему отключения выдается анодное напряжение +250 в и через 2,5 сек после этого схемой отключения обесточивается реле Р1, подключающее нормально замкнутыми контактами систему РУ и РВ к автопилоту.

Кроме того, схемой отключения обеспечивается размыкание цепей выдачи команд управления на АП при возникновении неисправностей в линии радиоуправления (пропадание импульсов команд управления или такта) и последующее замыкание этих цепей при восстановлении нормальной работы.

При отключенных от АП командах К1 и К2 рули ракеты устанавливаются в нулевое положение, что позволяет сохранить направление полета ракеты прежним и обеспечивает возможность дальнейшего наведения ракеты на цель после устранения неисправности.

При поступлении на ракету разовой команды К4 схемой ее формирования обесточивается реле Р3, которое через свои контакты выдает на РВ команду К4 в виде постоянного напряжения +26 в.

По команде К3 со схемы формирования подается напряжение на реле Р2 и через его нормально разомкнутые контакты на РВ выдается команда К3 (+26 в).

### 3. СПЕЦМАРКИРОВКА РАКЕТ

Для определения принадлежности ракет к тем или иным каналам управления и частотным диапазонам СНР на корпусах ракет наносится в виде двух цифр специальная маркировка (рис. 102).

Первая цифра обозначает принадлежность ракеты к определенному каналу управления СНР и должна соответствовать установленной на ракете кодовой фишке. Кодовые фишки разли-

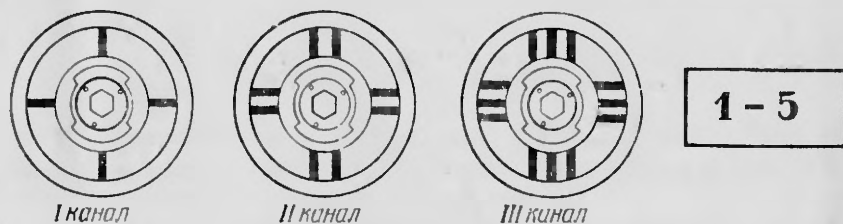


Рис. 102. Специальная маркировка ракеты

чаются одна от другой окраской и количеством нанесенных черных полос:

1-й канал — красный цвет, одна черная полоса;

2-й канал — желтый цвет, две черные полосы;

3-й канал — зеленый цвет, три черные полосы.

Вторая цифра спецмаркировки обозначает принадлежность ракеты к одному из возможных частотных диапазонов СНР и должна соответствовать номеру сменного гетеродина, установленного в ракете.

## ГЛАВА VI АВТОПИЛОТ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Автопилот представляет собой трехканальную систему автоматического регулирования и предназначен для стабилизации ракеты в полете относительно трех взаимно перпендикулярных осей  $OX$ ,  $OY_1$  и  $OZ_1$ , а также для управления ракетой в двух взаимно перпендикулярных плоскостях  $XOY_1$  и  $XOZ_1$  в соответствии с командами, вырабатываемыми СНР (рис. 103).

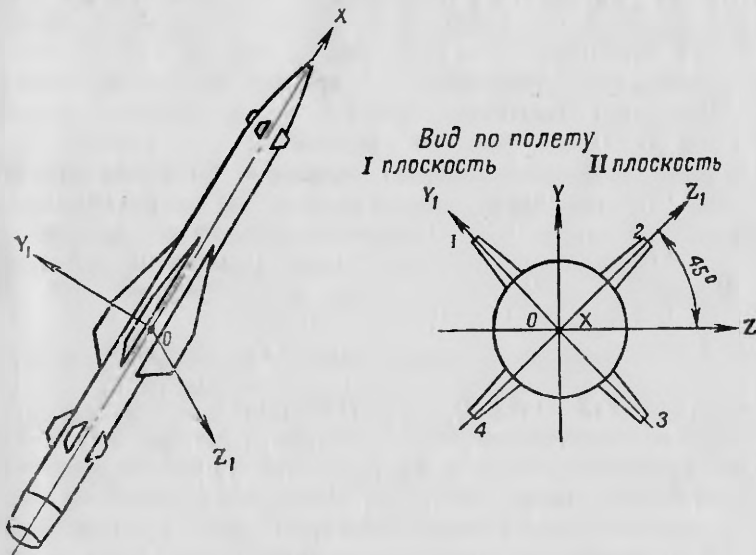


Рис. 103. Система координат ракеты

В управлении движением ракеты в пространстве различают два замкнутых контура автоматического регулирования: контур стабилизации и контур управления.

В контуре стабилизации возмущения приводят к отклонению ракеты относительно осей стабилизации. Чувствительные

элементы АП реагируют на эти отклонения ракеты и выдают сигналы на рули-элероны, которые, отклоняясь, создают управляющие моменты, обеспечивающие постоянно ориентации ракеты в пространстве. Необходимость стабилизации вызывается тем, что СНР управляет полетом ракеты как перемещением материальной точки в пространстве и не препятствует ее случайным отклонениям относительно осей стабилизации. Однако такие отклонения приводят к изменению направления полета ракеты и для возвращения ее на расчетную траекторию требуется дополнительное время.

В контуре управления отклонение центра тяжести ракеты от требуемой траектории полета определяется СНР. По величине и направлению отклонения ракеты СНР вырабатывает команды управления, которые передаются на борт ракеты и через автопилот воздействуют на рули-элероны, возвращая ракету на требуемую траекторию.

## 2. СОСТАВ И НАЗНАЧЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ АВТОПИЛОТА

В состав автопилота входят: блок управления, три рулевых блока и три датчика скоростного напора.

В блоке управления размещены:

- свободный гироскоп;
- два демпфирующих гироскопа;
- два датчика линейных ускорений;
- усилитель постоянного тока;
- три усилителя рулевых трактов.

По смысловому назначению элементы АП подразделяются:

- на чувствительные (свободный и демпфирующие гироскопы, датчики линейных ускорений и скоростного напора);
- на усилительно-преобразующие (усилители постоянного тока и рулевых трактов);
- на исполнительные (рулевые блоки).

**Свободный гироскоп** предназначен для выдачи электрического сигнала, пропорционального углу поворота ракеты относительно оси  $OX$  (углу крена). Принцип действия свободного гироскопа основан на свойстве сохранять неизменным положение оси вращения ротора в пространстве. Гироскоп имеет электромагнитный арретир (стопор). Разарретирование (расстопорение) производится непосредственно перед сходом ракеты с ПУ, и в дальнейшем при полете ракеты свободный гироскоп обеспечивает стабилизацию по крену, сохраняя положение поперечной оси ракеты  $OZ$  в плоскости, параллельной плоскости старта.

**Демпфирующие гироскопы** предназначены для выдачи электрических сигналов, пропорциональных угловой скорости поворота ракеты относительно осей  $OY_1$  и  $OZ_1$ , которые используются для стабилизации ракеты относительно этих осей. Принцип

действия демпфирующих гироскопов основан на свойствах гироскопа с двумя степенями свободы.

**Датчики линейных ускорений (ДЛУ)** предназначены для выдачи электрических сигналов, пропорциональных линейным ускорениям, действующим вдоль поперечных осей ракеты  $OY_1$  и  $OZ_1$ . Они ограничивают крутизны разворота ракеты на траектории полета, уменьшая перегрузки, действующие на корпус ракеты. Принцип действия ДЛУ основан на свойстве инерции тяжелого тела с одной степенью свободы. Для стопорения подвижных частей датчиков предусмотрены электромагнитные арретиры, исключаяющие их беспорядочные перемещения до старта ракеты.

**Усилитель постоянного тока (УПТ)** предназначен для суммирования и усиления сигналов команд управления и ДЛУ, а также для ограничения суммарного сигнала по величине при максимальных командах управления с тем, чтобы рули-элероны в этих случаях не «ложились» на упоры и реагировали на сигналы с чувствительных элементов контура стабилизации.

**Усилители рулевых трактов I и II каналов** предназначены для суммирования сигналов, поступающих с чувствительных элементов и усилителя постоянного тока, и усиления результирующего сигнала.

**Усилитель рулевого тракта канала крена** предназначен для усиления сигнала свободного гироскопа.

**Рулевые блоки** предназначены для отклонения рулей-элеронов ракеты в соответствии с сигналами, поступающими от усилителей рулевых трактов.

**Датчики скоростного напора (ДСН)** предназначены для изменения параметров АП в зависимости от давления скоростного напора встречного потока воздуха ( $P_q$ ). Принцип действия основан на упругой деформации чувствительного элемента (мембраны) под действием скоростного напора воздуха.

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА АВТОПИЛОТА

Автопилот имеет три независимых канала: I канал, II канал и канал крена (рис. 104). Схемы I и II каналов одинаковы.

Чувствительными элементами I (II) канала являются демпфирующий гироскоп и датчик линейных ускорений. Сигнал с демпфирующего гироскопа через формирующую ячейку поступает на вход усилителя рулевого тракта, а сигнал с ДЛУ — на УПТ, на вход которого также подается команда управления. Суммарный сигнал с выхода усилителя постоянного тока поступает на усилитель рулевого тракта.

Чувствительным элементом канала крена является свободный гироскоп. Сигнал со свободного гироскопа через формирующую ячейку и ограничитель поступает на вход усилителя рулевого тракта канала. Ограничение сигнала свободного гироскопа

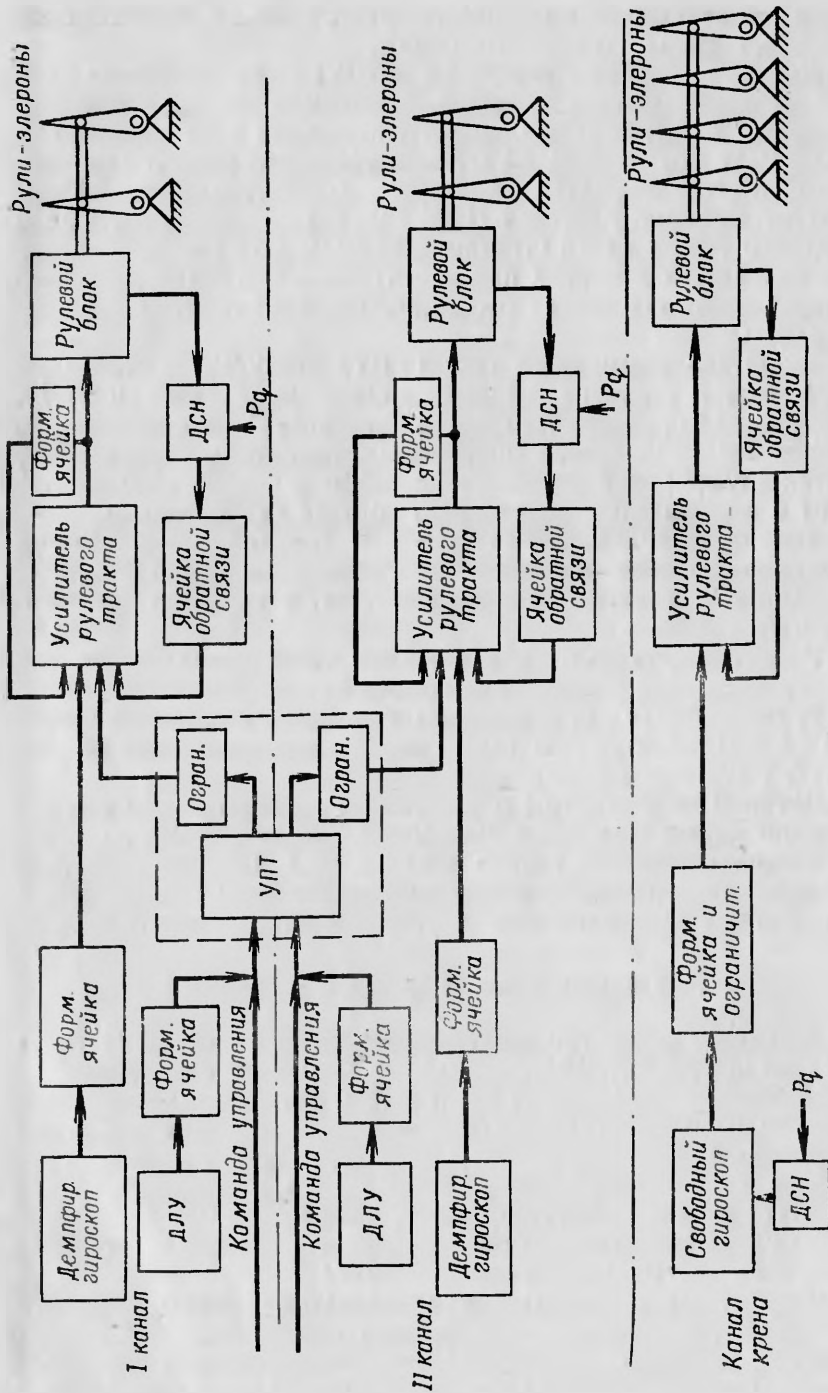


Рис. 104. Функциональная схема автопилота

скопа производится с целью уменьшения динамических ошибок наведения ракеты.

Формирующие ячейки предназначены для выделения из поступающих сигналов дополнительных составляющих, улучшающих качество стабилизации.

С усилителей рулевых трактов сигналы поступают на рулевые блоки. Рулевой блок состоит из струйного реле и рулевой машины, шток которой механически связан с рулями-элеронами. Струйное реле в зависимости от величины и знака сигнала, поступающего с усилителя рулевого тракта, распределяет подводимый к нему сжатый воздух между полостями рулевой машины, вызывая соответствующие перемещения штока рулевой машины, а следовательно, и рулей-элеронов.

Усилители рулевых трактов и рулевые блоки через датчики скоростного напора охвачены отрицательными обратными связями, которые обеспечивают пропорциональность между величинами поступающих на усилители сигналов и углами отклонения рулей-элеронов. ДСН позволяют в зависимости от величины скоростного напора встречного потока воздуха изменять передаточные отношения рулевых трактов, благодаря чему ракета при одних и тех же командах управления совершает примерно одинаковые маневры на различных скоростях и высотах полета.

## ГЛАВА VII

### РАДИОВЗРЫВАТЕЛЬ

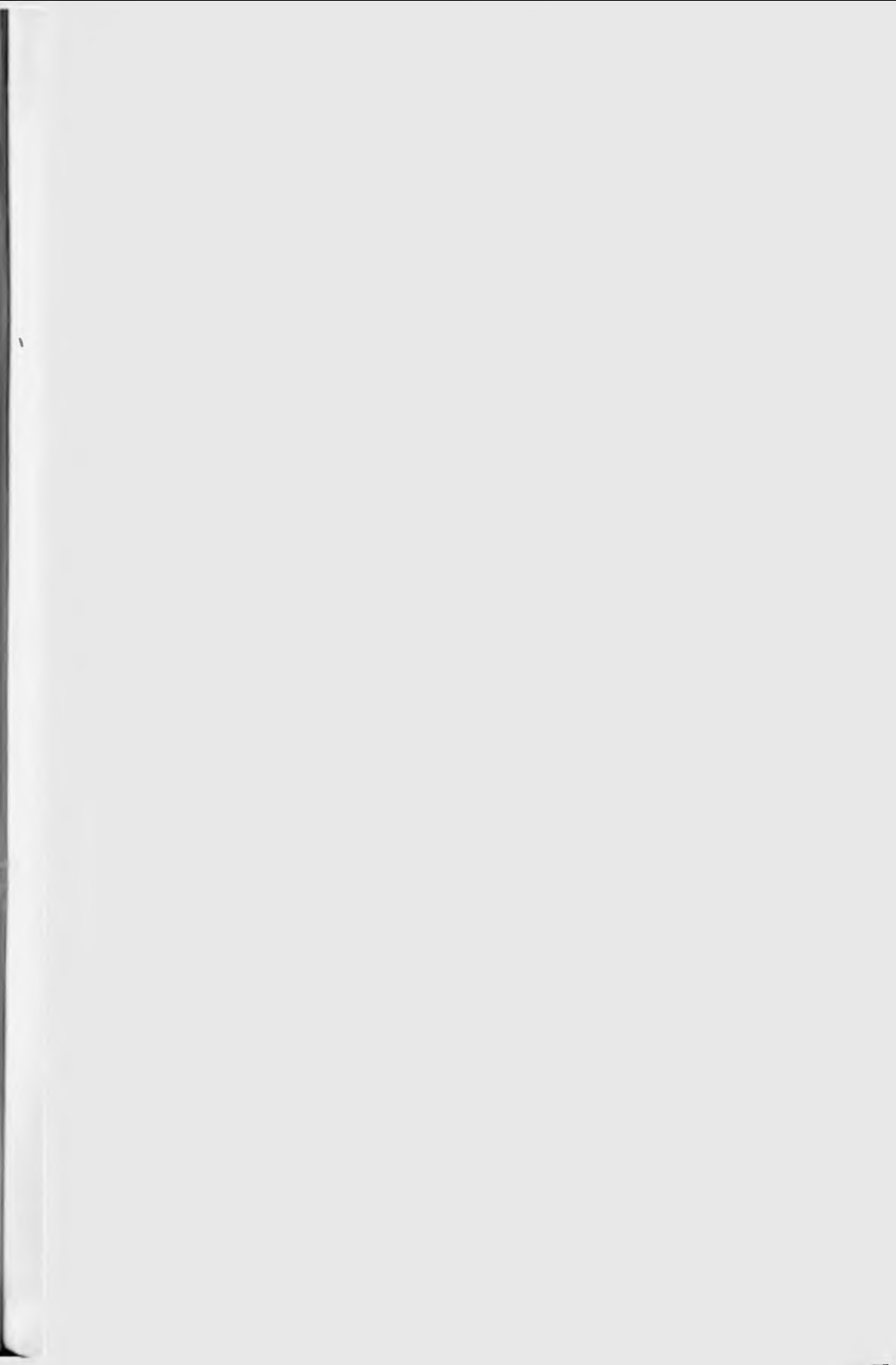
#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Радиолокационный взрыватель предназначен для неконтактного подрыва БЧ ракеты при ее сближении с целью в момент, когда обеспечивается максимальное поражение цели осколками, а также для самоликвидации ракеты в случае отказа в работе РВ или пролета ракеты мимо цели на расстоянии, превышающем его предельную дальность действия.

РВ представляет собой импульсный радиолокатор, состоящий из передатчика и приемника. Цель облучается высокочастотными импульсами, формируемыми в передающем устройстве.

Приемное устройство принимает отраженные от цели импульсы, амплитуда которых зависит от расстояния до цели, размеров и ракурса цели. По мере сближения ракеты с целью возрастает амплитуда отраженных импульсов, и при достижении ею определенной величины РВ срабатывает, вызывая подрыв БЧ ракеты. Совокупность всех возможных положений цели в момент срабатывания РВ образует его пространственную область срабатывания.

РВ выполняет задачу прицельного устройства, позволяющего согласовывать область срабатывания РВ с областью поражения БЧ ракеты во всем диапазоне относительных скоростей движения ракеты и цели и добиваться максимально возможного накрытия цели осколками БЧ. С этой целью в РВ предусмотрена коррекция согласования областей срабатывания и поражения, осуществляемая по команде К4, временное значение которой вырабатывается СНР в зависимости от относительной скорости движения ракеты и цели. Коррекция согласования областей состоит в том, что подрыв БЧ производится в такой момент и тем ВДМ, чтобы при дальнейшем движении цель оказалась на пути разлета осколков. Чем больше относительная скорость движения ракеты и цели, тем дальше должны быть разнесены по времени (по расстоянию) моменты подрыва БЧ и накрытия цели осколками, т. е. должны быть больше разнесены области срабатывания и по-



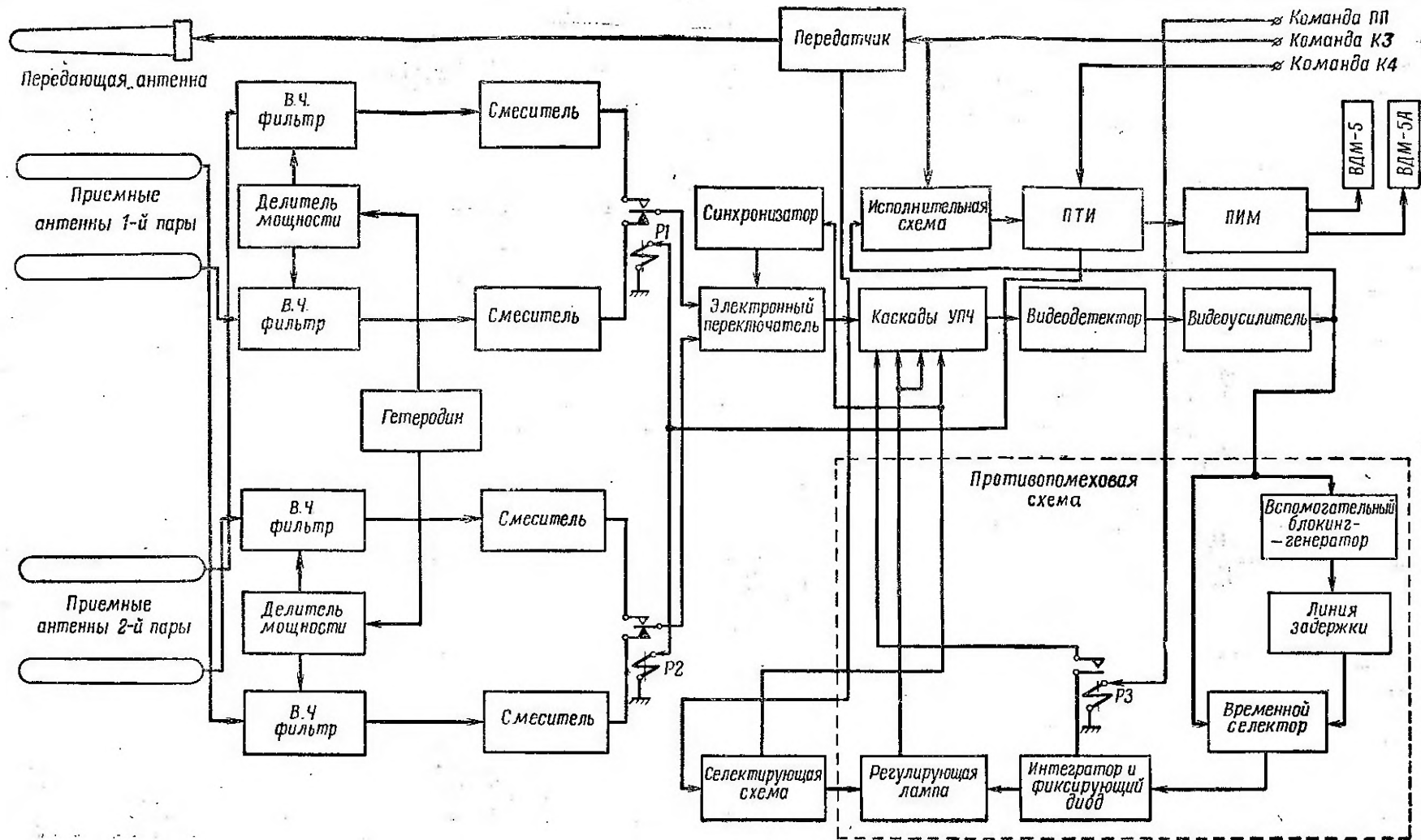


Рис. 105. Функциональная схема радиовзрывателя



ражения. Оптимальное согласование областей срабатывания и поражения при всех возможных условиях встречи ракеты с целью достигается применением переключения двух пар приемных антенн РВ, имеющих различные углы наклона диаграмм направленности, и двух точек подрыва БЧ при действии одного из временных значений команды К4.

Степень накрытия цели осколками БЧ ракеты характеризует эффективность РВ. Чем больше осколков попадает в цель, тем выше эффективность РВ. Эффективность достигается определенным выбором углов наклона диаграмм направленности антенн РВ относительно продольной оси ракеты, а также выбором ширины диаграмм направленности в плоскости оси ракеты и созданием круговых диаграмм направленности антенн, обеспечивающих равномерное направленное излучение и прием вокруг оси ракеты.

## 2. СОСТАВ И НАЗНАЧЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ РАДИОВЗРЫВАТЕЛЯ

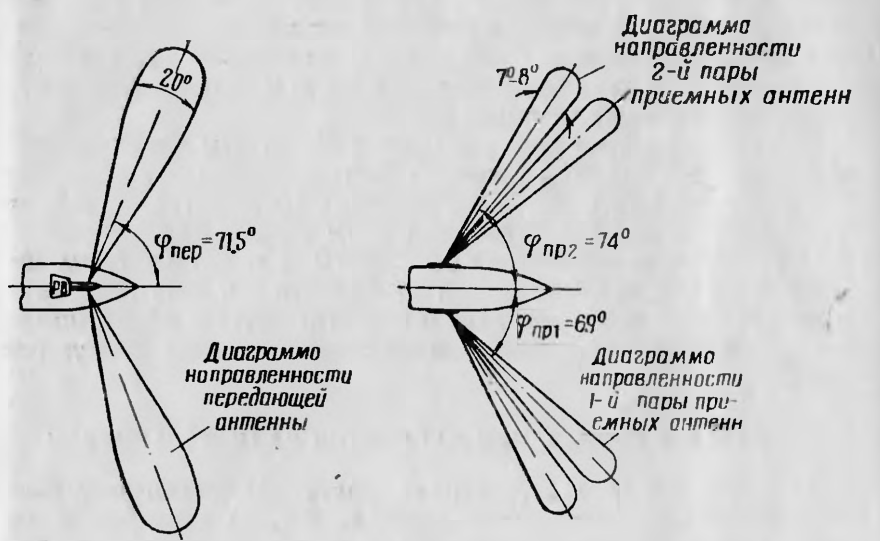
В состав РВ (рис. 105) входят следующие основные элементы: передатчик, передающая антенна, две пары приемных антенн, приемник, переключатель точек инициирования (ПТИ) и предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ).

**Передатчик** предназначен для выработки зондирующих импульсов и облучения цели с помощью передающей антенны. Генератор передатчика собран на металлокерамической лампе. Для увеличения помехозащищенности РВ от активных импульсных помех введено непрерывное изменение периода повторения зондирующих импульсов в пределах  $\pm 5\%$ .

**Передающая антенна** предназначена для излучения электромагнитных колебаний, создаваемых генератором передатчика. Антенна — щелевого типа, выполнена на прямоугольном волноводе с диэлектрическим заполнителем; для обеспечения равномерного излучения она устанавливается по оси ракеты под радиопрозрачным обтекателем. Угол наклона диаграммы направленности передающей антенны к оси ракеты равен  $71,5^\circ$ , а ее ширина —  $20^\circ$  (рис. 106, а).

**Приемные антенны** предназначены для приема электромагнитных колебаний, отраженных от цели. Четыре приемные антенны работают двумя парами, отличающимися между собой углами наклона диаграмм направленности к оси ракеты. Первая пара приемных антенн имеет угол наклона диаграммы направленности  $\varphi_{пр.1} = 69^\circ$ , вторая пара —  $\varphi_{пр.2} = 74^\circ$ . Ширина диаграммы направленности приемных антенн составляет  $7-8^\circ$ . Приемные антенны щелевого типа выполнены на жестком коаксиальном тракте.

**Приемник** предназначен для усиления сигналов, поступающих с приемных антенн, и формирования напряжения подрыва БЧ ракеты. Высокочастотная часть приемника состоит из четырех



а

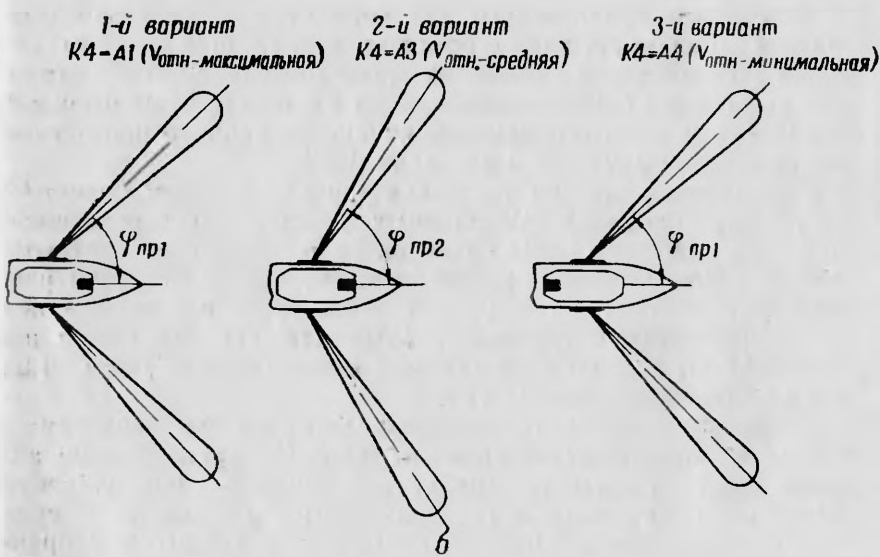


Рис. 106. Диаграмма направленности антенн радиовзрывателя:

а — антенная система радиовзрывателя; б — подключение приемных антенн и точек подрыва БЧ по команде К4

каналов, каждый из которых включает высокочастотный фильтр, смеситель и высокочастотный делитель мощности, объединяющий два канала. Общим элементом для всех каналов является гетеродин приемника.

Высокочастотный фильтр защищает приемник от помех.

Смеситель предназначен для выделения сигнала промежуточной частоты в результате преобразования сигнала гетеродина приемника и сигнала, отраженного от цели.

Высокочастотный делитель мощности предназначен для распределения мощности гетеродина между двумя смесителями.

Гетеродин предназначен для генерирования высокочастотных колебаний, отличных по частоте от колебаний генератора передатчика на величину промежуточной частоты.

УПЧ предназначен для усиления отраженных от цели импульсов, преобразованных смесителем. Кроме того, в УПЧ осуществляется программная регулировка усиления, регулировка усиления напряжением от противопомеховой схемы и стробирование.

Видеодетектор и видеусилитель предназначены для выделения огибающей импульсов и усиления видеосигналов до величины, достаточной для срабатывания исполнительной схемы и работы противопомеховой схемы.

Исполнительная схема обеспечивает накопление отраженных от цели импульсов и формирует импульсы, энергия которых достаточна для подрыва электродетонаторов ВДМ.

Противопомеховая схема обеспечивает повышение помехоустойчивости РВ при работе в условиях активных и пассивных помех. Работа схемы основана на различии длительности сигналов, отраженных от цели, и сигналов помех и заключается в уменьшении чувствительности приемника при действии помех.

**Переключатель точек иницирования** предназначен для подключения требуемой пары приемных антенн ко входу приемника и выбора одной из точек подрыва БЧ в зависимости от временного значения команды К4.

**Предохранительно-исполнительный механизм** предназначен:

— для предохранения БЧ от случайного подрыва при эксплуатации ракеты и при ее полете на начальном участке траектории;

— для подключения боевой цепи ВДМ к РВ после старта ракеты и передачи с исполнительной схемы РВ электрического импульса для срабатывания одного из ВДМ;

— для самоликвидации ракеты в случае промаха или отказа в работе РВ.

### 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА РАДИОВЗРЫВАТЕЛЯ

После старта ракеты в результате воздействия линейных перегрузок и запуска ЖРД предохранительно-исполнительным механизмом снимаются две ступени предохранения и запуска-

ется часовой механизм самоликвидации, что соответствует 10-й секунде полета.

При достижении скоростным напором встречного потока воздуха давления определенной величины происходит взведение ВДМ (совмещение электродетонаторов с передаточными зарядами), и тем самым снимается третья ступень предохранения.

При подходе ракеты к цели с СНР выдается команда К4, которая с системы РУ и РВ поступает на РВ в виде постоянного напряжения +26 в определенной длительности, которая определяется относительной скоростью движения ракеты и цели. В зависимости от длительности этого напряжения в ПТИ команда К4 может выделяться в виде одного из трех временных значений А1, А3 или А4. Каждое временное значение команды К4 соответствует следующему подключению приемных антенн и точек подыва БЧ (рис. 106, б):

А1 — первая пара приемных антенн и ВДМ-5 (передний);

А3 — вторая пара приемных антенн и ВДМ-5;

А4 — первая пара приемных антенн и ВДМ-5А (задний).

По окончании действия команды К4 с СНР выдается команда К3 (рис. 105). По этой команде включается питание анодных цепей передатчика и исполнительной схемы, что соответствует снятию четвертой (последней) ступени предохранения РВ.

При вхождении цели в зону излучения радиовзрывателем электромагнитных колебаний последние отражаются от цели и воспринимаются приемными антеннами РВ. С выхода приемных антенн отраженный сигнал через высокочастотные фильтры подается на смесители. Одновременно на каждый смеситель поступает высокочастотные колебания гетеродина. В результате преобразования в смесителе выделяется сигнал промежуточной частоты, который через контакты реле Р1 и Р2, предназначенных для подключения одной из пар приемных антенн, подается на вход УПЧ.

Первый каскад УПЧ (электронный переключатель) предназначен для попеременного подключения антенн пары, выбранной по команде К4. Для устранения возможности пропадания импульсов, поступающих на вход УПЧ, в момент попадания их на фронты переключений электронный переключатель присма синхронизируется импульсом, вырабатываемым синхронизатором. Синхронизатор запускается стробирующим импульсом с частотой посылки зондирующих импульсов передатчика. После электронного переключателя сигнал усиливается каскадами УПЧ, детектируется и вновь усиливается каскадами видеоусилителя.

С выхода видеоусилителя сигналы поступают на исполнительную схему, где они накапливаются и при достижении определенной величины вызывают срабатывание тиратрона исполни-

тельного каскада. В результате запальный конденсатор, включенный в анодную цепь тиратрона, разряжается и происходит подрыв электродетонаторов одного из ВДМ, а следовательно, и БЧ.

В случае пролета ракеты мимо цели на расстоянии, превышающем дальность действия РВ, часовым механизмом ПИМ на 76—86-й секунде полета осуществляется самоликвидация ракеты.

В целях повышения помехоустойчивости РВ в нем предусмотрены:

- стробирование УПЧ;
- программная регулировка усиления;
- защита от помех специальным устройством — противопомеховой схемой;
- загробление чувствительности приемника при работе РВ в условиях помех.

Стробирование УПЧ заключается в том, что УПЧ отпирается непосредственно после излучения передатчиком зондирующего импульса на время 0,7—1,1 мксек импульсом, вырабатываемым селектирующей схемой, которая запускается синхронизирующим импульсом передатчика. Таким образом, УПЧ отпирается на время, соответствующее времени поступления отраженных от цели сигналов; в остальное время УПЧ заперт.

Программная регулировка усиления по дистанции состоит в уменьшении усиления УПЧ по мере сближения ракеты с целью. Это необходимо для того, чтобы поддержать постоянство амплитуды сигналов на выходе УПЧ при различных расстояниях цели от ракеты. Напряжение программной регулировки усиления вырабатывается регулирующей лампой с помощью селектирующей схемы и подается на УПЧ.

Работа противопомеховой схемы основана на различии длительности сигналов, отраженных от цели, и сигналов помех и заключается в уменьшении чувствительности приемника при действиях помех. Длительность импульсов, отраженных от целей, несколько меньше, чем длительность сигналов, отраженных от облака пассивных помех. В противопомеховую схему сигналы, отраженные от цели, и помехи поступают с выхода видеоусилителя (ВУС) на запуск вспомогательного блокинг-генератора и на временной селектор. Вспомогательный блокинг-генератор вырабатывает импульс, который задерживается линией задержки на время, равное длительности импульса, отраженного от цели, и подается на временной селектор. Если на временной селектор с выхода ВУС поступает сигнал по длительности, меньший времени задержки линии задержки (помеха отсутствует), то он не совпадает по времени с селектирующим импульсом и на выходе временного селектора сигнала не будет. Если же длительность им-

пульса, поступающего с выхода ВУС, будет больше времени задержки линии задержки (при наличии помехи), то часть сигнала будет совпадать по времени с импульсом вспомогательного блокннг-генератора и на выходе временного селектора появится сигнал. Сигнал с временного селектора поступает на интегратор, который управляет работой регулирующей лампы, уменьшая напряжение программной регулировки усиления, а следовательно, и коэффициент усиления приемника. Подобным же образом противопомеховая приставка работает и при наличии активных помех.

Чувствительность противопомеховой схемы несколько выше чувствительности исполнительной схемы. Время накопления сигнала в противопомеховой схеме выбрано в два раза меньшим, чем в исполнительной схеме, с тем чтобы противопомеховая схема успела произвести заглубление приемника раньше, чем сработает исполнительная схема.

Заглубление (дополнительное понижение чувствительности) РВ производится перед пуском ракеты по команде СНР при стрельбе в условиях пассивных помех; при этом срабатывает реле РЗ и своими контактами подключает интегратор противопомеховой схемы к УПЧ. В том случае, если на противопомеховую схему поступает сигнал помехи, интегратор производит дополнительное уменьшение усиления УПЧ. Уменьшение усиления УПЧ производится до определенного уровня, который обеспечивается фиксирующим диодом.

---

## ГЛАВА VIII ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Электрооборудование предназначено для питания борта ракеты электроэнергией и объединения всей аппаратуры ракеты в единый комплекс, функционирующий в определенной последовательности.

В состав электрооборудования ракеты входят источники питания, коммутационные устройства и электросеть.

К источникам питания относятся ампульная батарея и преобразователь тока ПТО-800А.

Ампульная батарея является источником постоянного тока напряжением 26 в и состоит из пакетов электродов и ампул, заполненных электролитом. В исходном состоянии полости пакетов электродов и ампул разделены. При подаче сжатого воздуха в ампульный отсек происходит выдавливание электролита из ампул в полость пакетов электродов и батарея начинает выдавать напряжение 26 в. С целью обеспечения работоспособности батареи при низких температурах она снабжена электрогрелкой.

Преобразователь ПТО-800А предназначен для преобразования постоянного тока напряжением 26 в в переменный ток напряжениями 36 в и 115 в, частотой 400 гц, необходимых для питания аппаратуры ракеты. Он состоит из электродвигателя постоянного тока и двух генераторов переменного тока, расположенных на одном валу.

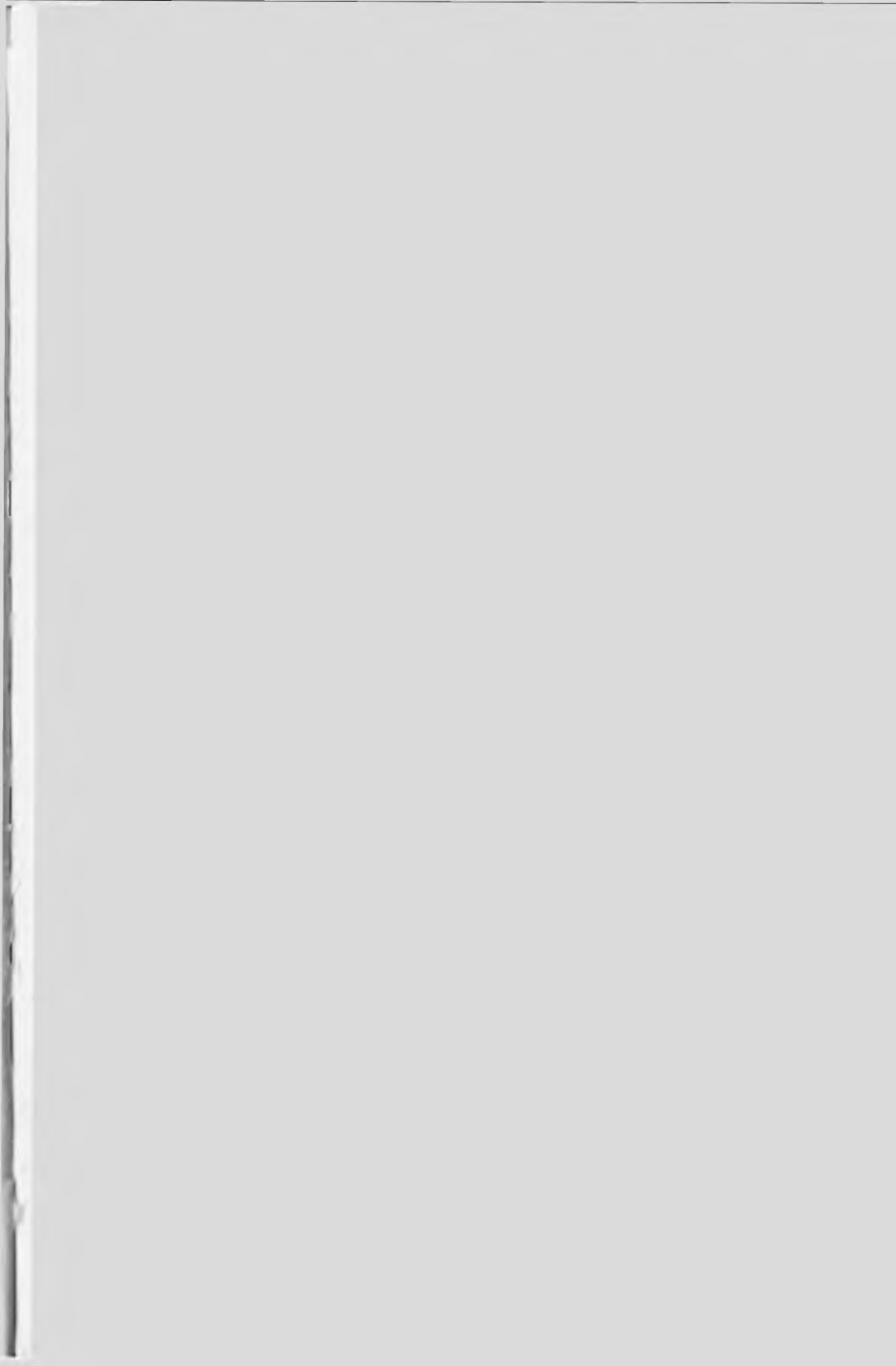
Коммутационные устройства (реле, сигнализаторы давления, электроразъемы, программный механизм, электромагнитный переключатель, размыкатель цепи, пиропож) и электросеть обеспечивают электрическую связь аппаратуры ракеты с источниками питания и взаимосвязь аппаратуры между собой.

### 2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ РАКЕТЫ

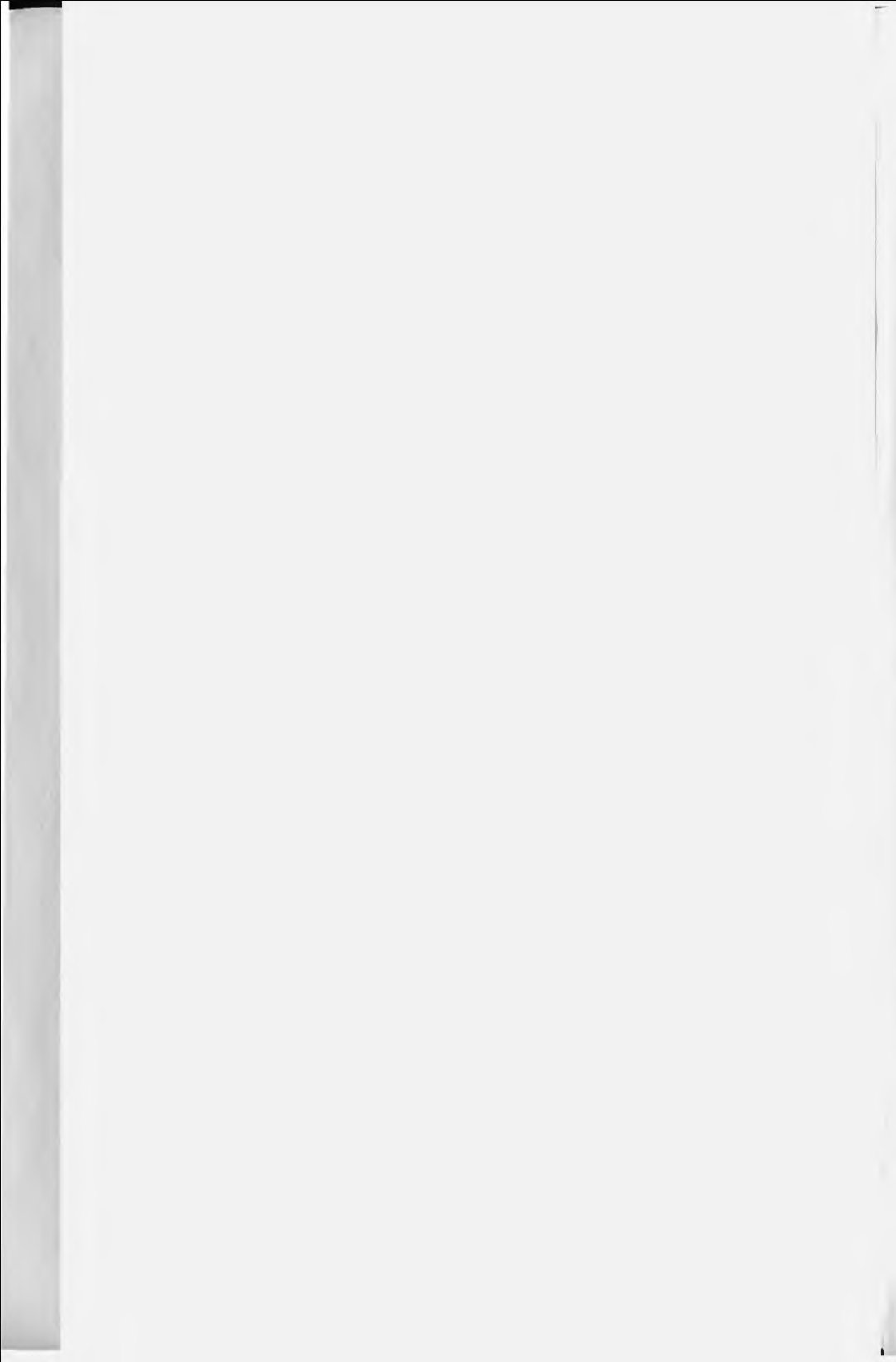
При включении ракеты на подготовку к пуску (рис. 107) на борт ракеты (кл. 28) поступает напряжение +26 в для контроля исходного состояния цепей предохранения ПИМ и электромаг-

питного переключателя (ЭМП). При исправности контролируемой цепи с борта ракеты (кл. 29) выдается сигнал в систему управления стартом (СУС), в результате чего включаются наземные источники питания. На борт ракеты поступают питающие напряжения  $+26$  в (кл. 24),  $115$  в,  $400$  гц (кл. 26),  $3 \times 36$  в,  $400$  гц (кл. 18) и напряжение обогрева ответчика (кл. 33). Аппаратура ракеты начинает выходить на режим работы. Кроме того, напряжение  $+26$  в (кл. 24) включает реле задержки системы РУ и РВ (через размыкатель цепи) и поступает на контроль арретированного положения свободного гироскопа (СГ) АП, сработавшего состояния реле задержки и нулевого положения временного механизма ПМК-60А и выдается (кл. 13) в СУС сигналом, свидетельствующим о начале подготовительного цикла ракеты. Через  $1,5$  мин после включения ракеты на подготовку (при поступлении на ПУ команды «Синхронизация») системой управления стартом (кл. 17) обесточивается реле включения питания ответчика, через контакты которого на ответчик подается питающее напряжение, приводящее его в рабочее состояние. Через  $2$  мин после подачи на борт ракеты питающих напряжений с наземных источников аппаратура ракеты окончательно выходит на режим готовности к пуску.

Пуск ракеты осуществляется подачей напряжения  $+26$  в на подрыв пирозарядов пироклапана пуска (кл. 7 и 8), в результате чего воздух из шар-баллона поступает в воздушную систему ракеты и ампульная батарея начинает выходить на режим работы. Напряжением ампульной батареи запускается преобразователь ПТО-800А. После выхода бортовых источников питания на режим работы на борт ракеты с СУС поступает команда «Переход на борт. питание» (кл. 30), по которой срабатывают реле 40, 40А, 41 и 42, подключающие своими контактами ампульную батарею и преобразователь тока к бортовой аппаратуре. Одновременно с этим система управления стартом снимает с борта ракеты напряжения наземных источников. Кроме того, через контакты реле 40, 40А напряжение  $+26$  в ампульной батареи поступает в АП на разарретирование свободного гироскопа и ДЛУ; при этом напряжение  $+26$  в проходит через контакты разарретированного положения СГ и ДЛУ и выдается в СУС (кл. 12) сигналом «Разарретиров. АП». В результате этого на борт ракеты (кл. 31, 32) поступает напряжение для подрыва пиропатронов ПРД. Ракета сходит с ПУ; при этом в результате действия линейных перегрузок снимается первая ступень предохранения РВ. Если пуск ракеты производится под углом к горизонту, большим  $24^\circ$ , то одновременно с командой «Переход на борт. питание» на борт ракеты (кл. 10) с СУС выдается команда «Включение ПМК-60А», по которой срабатывает реле Р1, запускающее электродвигатель программного механизма. Этим самым двигательной установке маршевой части ракеты задается II программа работы. При углах старта ракеты, меньших  $24^\circ$ , запуск программного механиз-







ма не производится, что соответствует работе двигательной установки по I программе. В случае несхода ракеты с ПУ по команде «Пуск» (аварийный старт) системой управления стартом выдается напряжение +26 в на подрыв пирозарядов пироножа (кл. 5, 6), который разрывает цепь питания бортовых потребителей (в том числе и ПТО-800А) от ампульной батареи. Аппаратура ракеты полностью обесточивается.

В полете при достижении скоростным напором ( $P_q$ ) встречного потока воздуха давления 0,4 *ати* замыкаются контакты сигнализаторов давления СДУЗА-0,4, вызывая подрыв пирозарядов пироклапана газа. Двигательная установка II ступени ракеты выходит на режим работы; при этом под действием давления окислителя ( $P_o$ ) замыкаются контакты реле ПРМ-20, в результате чего срабатывает ЭМП. Через контакт электромагнитного переключателя напряжение +26 в подается в ПИМ для снятия второй ступени предохранения РВ. При отделении стартового ускорителя от маршевой части ракеты расстопориваются рули-элероны и размыкатель цепи обесточивает реле задержки, чем обеспечивается подключение АП к системе РУ и РВ с задержкой 2,5 сек. Начинаются радиоуправление ракетой СНР и ее стабилизация автопилотом на траектории полета. На 10-й секунде полета давлением скоростного напора встречного потока воздуха взводятся ВДМ боевой части, и тем самым снимается третья ступень предохранения. При поступлении с СНР разовых команд К4 и К3 происходят согласование областей срабатывания РВ и поражения БЧ и включение питания на передатчик РВ (снимается четвертая ступень предохранения). При достижении отраженным от цели сигналом необходимой величины срабатывает исполнительная схема РВ, подрывая БЧ ракеты.

# ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

## МАТЕРИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

---

### ГЛАВА I

## ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СТАРТОВОМ ОБОРУДОВАНИИ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Стартовое оборудование представляет собой подвижные технические средства, обеспечивающие эксплуатационное обслуживание и боевое применение ракет во взаимодействии со станцией наведения.

Средства стартового оборудования позволяют выполнять следующие работы:

- транспортировку ракет;
- заправку окислителем ракет, находящихся на транспортно-заряжающих машинах (ТЗМ);
- зарядание пусковых установок (ПУ) ракетами;
- предстартовую проверку и подготовку бортовой аппаратуры ракет к пуску, наведение ракет в направлении на цель и пуск ракет;
- хранение ракет на пусковых установках и транспортно-заряжающих машинах;
- обогрев бортовых батарей ракет, находящихся на пусковых установках и транспортно-заряжающих машинах, при низких температурах окружающего воздуха;
- проведение аварийных работ с ракетами, непригодными к пуску.

В состав стартового оборудования входят пусковые установки СМ-90, элементы системы управления стартом ракет, находящиеся в кабине УВ, транспортно-заряжающие машины, блоки обогрева.

### 2. РАЗМЕЩЕНИЕ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ПОЗИЦИИ

Элементы стартового оборудования размещаются на специально подготовленных площадках. При выборе таких площадок учитывается следующее.

Местность должна иметь грунт средней плотности. Стартовое оборудование нельзя размещать на затопляемой, заболоченной или сплошь песчаной местности (поверхность песка должна быть укрыта дерном или другим покрытием).

Местность должна быть покрыта растительным покровом, скрепляющим верхний слой грунта. Это обеспечивает создание меньшего демаскирующего облака при пусках ракет.

Для размещения стартового оборудования должны быть подготовлены окопы под ПУ (рис. 108) и укрытия для ТЗМ. Окопы под ПУ и укрытия могут выполняться заглубленными или обвалованными. Обвалованный вариант, как правило, применяется при близком расположении грунтовых вод к поверхности земли. Площадки для размещения ПУ должны быть выровнены с точностью 1,5°.

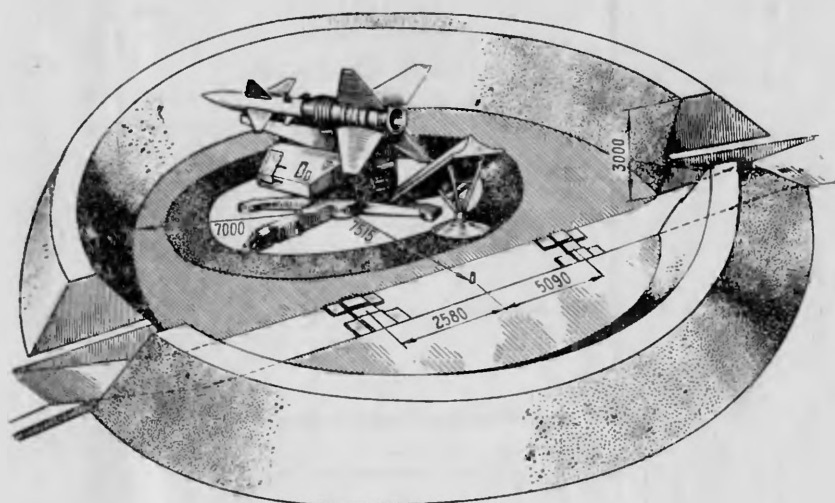


Рис. 108. Расположение пусковой установки в заглубленном окопе

От центра позиции окопы ПУ располагаются на удалении 75—100 м, а укрытия ТЗМ — на удалении 150—200 м.

Окопы ПУ и укрытия ТЗМ связываются подъездными дорогами; при этом должно быть выполнено правило, что при заезде ТЗМ в окоп пусковая установка должна располагаться слева от ТЗМ.

### 3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ МЕЖДУ ЭЛЕМЕНТАМИ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Элементы стартового оборудования связаны между собой, а также с кабинами СНР кабельной сетью. К ПУ подходят четыре кабеля (рис. 109). Кабелями с голубым (Ш2) и желтым



(Ш1) разъемами ПУ соединена с кабиной УВ. Через эти кабели из кабины УВ на ПУ проходят сигналы, управляющие электросиловыми приводами, вспомогательные питающие напряжения, телефонная связь и ряд команд («Подготовка», «Синхронизация», «Пуск» и др.), а с ПУ в кабину УВ поступает ряд сигналов («Зона запрета», «Неисправность», «Синхронизация» и др.). Длина кабелей 125 м.

Кабелем с серым разъемом (Ш4) ПУ соединена с кабиной РВ. Через этот кабель на ПУ подается питающее напряжение 220 в, 50 гц. Кабель состоит из двух частей, общая длина кабеля 120 м.

Кабель с зеленым разъемом (Ш3) соединяет ПУ с блоком обогрева. По этому кабелю к блоку обогрева с ПУ подводится питающее напряжение 220 в, а также проходит телефонная связь. Длина кабеля 125 м.

Напряжение с блока обогрева по специальному кабелю через блок обогрева ТЗМ подводится к электроразъему ракеты для обогрева бортовой батареи при низких температурах.

К разъему Ш5, окрашенному в белый цвет, подключается кабель контрольно-испытательной передвижной станции (КИПС) при проверках ракет на стартовой позиции. По этому кабелю с ПУ на КИПС подается питающее напряжение 220 в, 50 гц.

## ГЛАВА II

### ПУСКОВАЯ УСТАНОВКА СМ-90

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Пусковая установка предназначена для содержания на ней ракет в готовности к пуску, для согласования положения ракет в пространстве с антеннами СНР и старта ракет.

ПУ в походном положении (рис. 110) представляет собой подвижную артиллерийскую систему, транспортируемую специальным тягачом. При переводе в боевое положение ПУ снимается с ходов и рамой устанавливается на грунт (рис. 111). В этом случае рама является основанием ПУ. С грунтом основание крепляется сошниками.

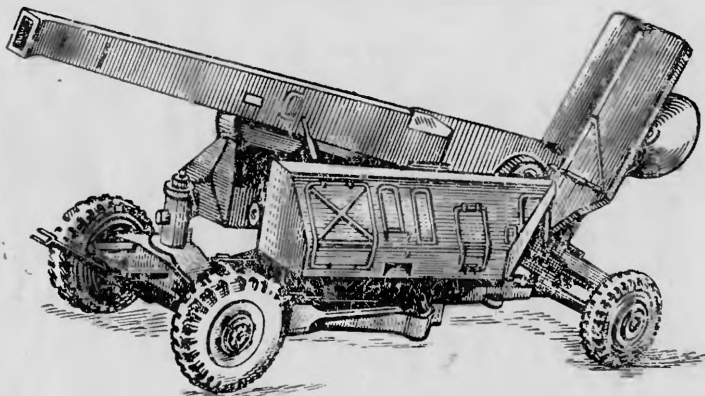


Рис. 110. Пусковая установка в походном положении

Пусковая установка имеет следующие технические данные:

Походное положение	
Вес . . . . .	Не более 14 200 кг
Клиренс . . . . .	430 мм
Длина установки . . . . .	10 200 мм
Высота установки . . . . .	3 800 мм
Ширина установки . . . . .	2 675 мм

Наибольшая скорость передвижения при транспортировании:	
по шоссе . . . . .	40 км/ч
по грунтовым дорогам . . . . .	25 км/ч
по бездорожью . . . . .	10 км/ч
Наименьший радиус разворота установки (с тягачом) . . . . .	8 300 м
Предельный угол продольной устойчивости:	
при въезде на косогор . . . . .	Около 61°
при спуске с косогора . . . . .	Около 63°
Предельный угол поперечной устойчивости	Около 37°

**Боевое положение**

Вес . . . . .	Не более 11 100 кг
Высота линии огня . . . . .	2 300 мм
Угол откидывания стрелы . . . . .	3°30'
Предельные углы вертикального наведения:	
электроприводом . . . . .	От 0°10' до 75°25'
ручным приводом . . . . .	От —3 до 79°
Предельные углы пуска ракеты в вертикальной плоскости . . . . .	От 10 до 75°
Зоны запрета пуска ракет:	
при углах места от 0 до 10° . . . . .	В пределах полного угла горизонтального наведения (360°)
при углах места от 10 до 45° . . . . .	В пределах 40 ± 4° угла горизонтального наведения
Максимальная скорость горизонтального наведения . . . . .	7 град/сек
Максимальная скорость вертикального наведения . . . . .	2,3 град/сек

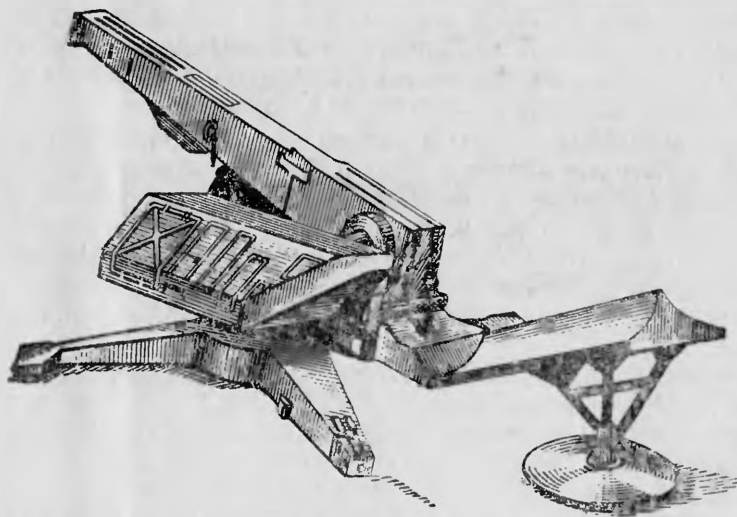


Рис. 111. Пусковая установка в боевом положении

## 2. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

ПУ (рис. 112) состоит из следующих основных частей: качающейся части 9, станка 8, платформы 36 станка, основания 33, газоотражателя 25, уравнивающего механизма 41, механизмов наведения, электрооборудования, ходовой части.

**Качающаяся часть** предназначена для установки на нее ракеты и придания ей по углу места первоначального направления полета. Она состоит из стрелы 3 и балки 19, соединенных между собой при помощи оси 14 и механизма откидывания.

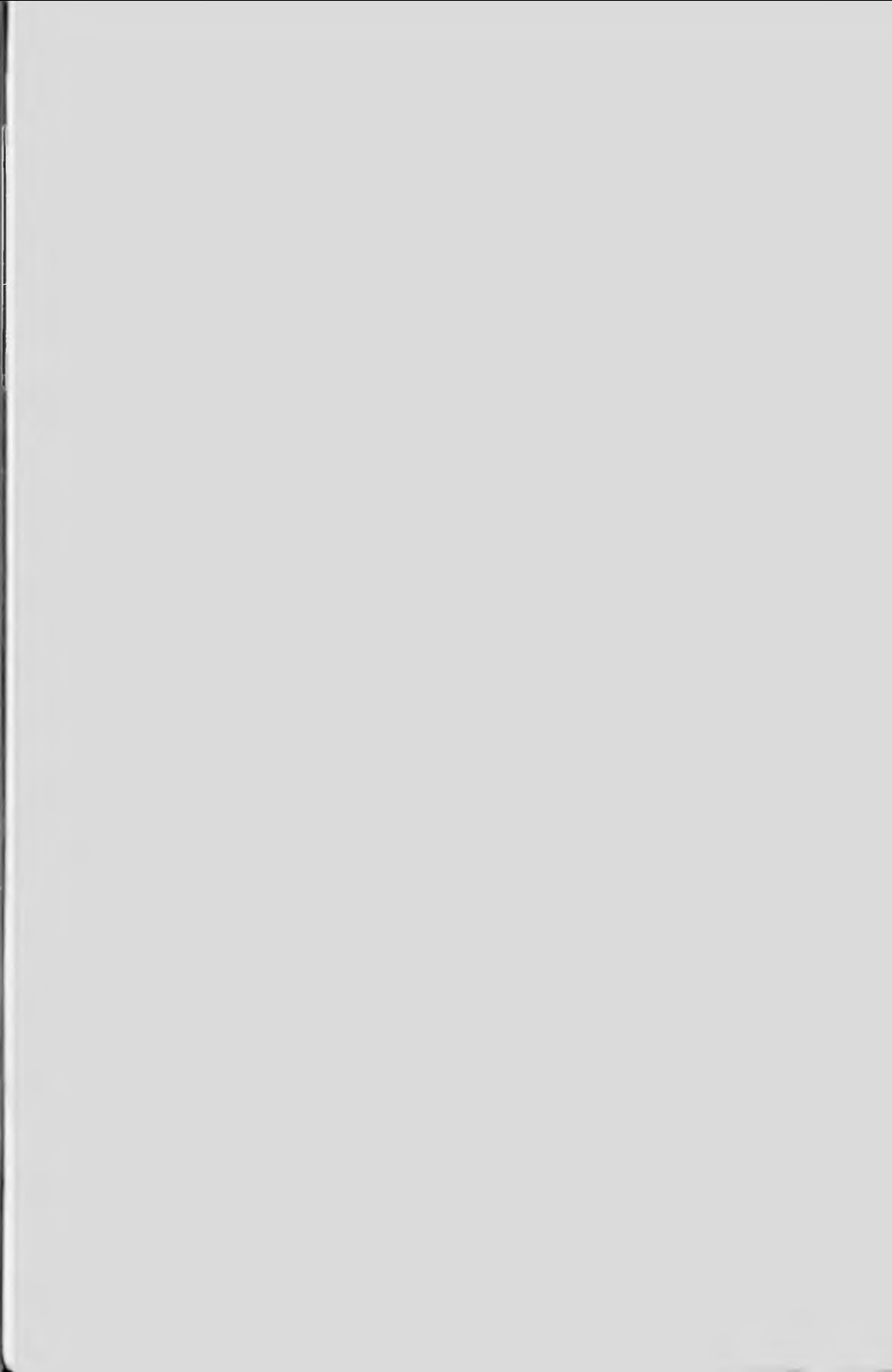
Механизм откидывания размещается внутри качающейся части, а его рычажная система 16 — снаружи. При соосном положении стрелы и балки механизм откидывания производит их стопорение; при этом между сопрягаемыми поверхностями стрелы и балки имеется клиновой зазор, равный  $3^{\circ}30'$ . При старте ракеты кронштейны роликов ПРД, встречая на своем пути рычажную систему механизма откидывания, разворачивают ее. В результате этого механизм откидывания расстопоривает балку и стрелу и последняя под действием собственного веса и усилия специальных пружинных тяг разворачивается (откидывается) относительно оси 14 до выбора клинового зазора  $3^{\circ}30'$ . Этим исключается возможность соударения о стрелу задней части ракеты при ее «провале» под действием силы веса в момент схода с ПУ.

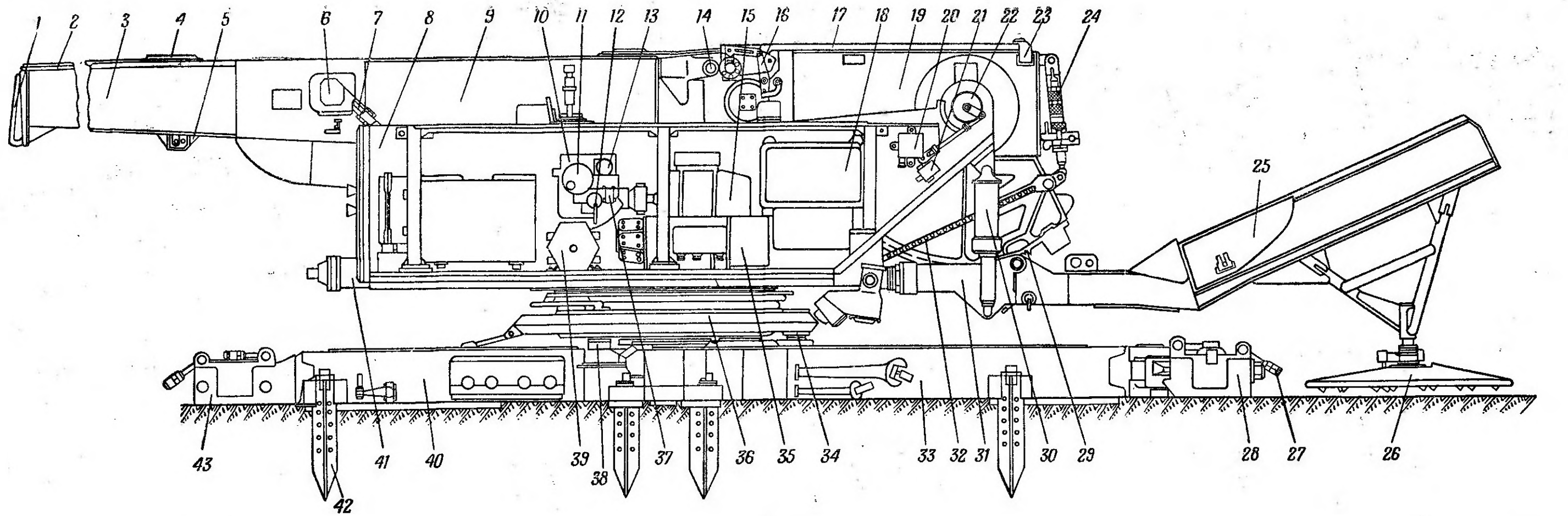
Во время автоматического возвращения ПУ на углы зарядания после старта ракеты копир стрелы встречает на своем пути опорный ролик станка и при дальнейшем движении балки стрела начинает разворачиваться вокруг оси 14 до установления клинового зазора  $3^{\circ}30'$ . В этом положении стрела автоматически стопорится с балкой механизмом откидывания, что соответствует их соосному состоянию, и в дальнейшем стрела и балка перемещаются как единая жесткая конструкция.

Для крепления ракеты в задней части балки имеются упоры 23, в которые входят ролики ПРД, а в стреле расположен механизм 4 стопора бугеля. Стопорение ракеты на качающейся части производится так, что исключается возможность перемещения ракеты относительно качающейся части в любом направлении, кроме движения вперед. Надежность стопорения ракеты контролируется по совмещению меток указателя 5 стопора бугеля.

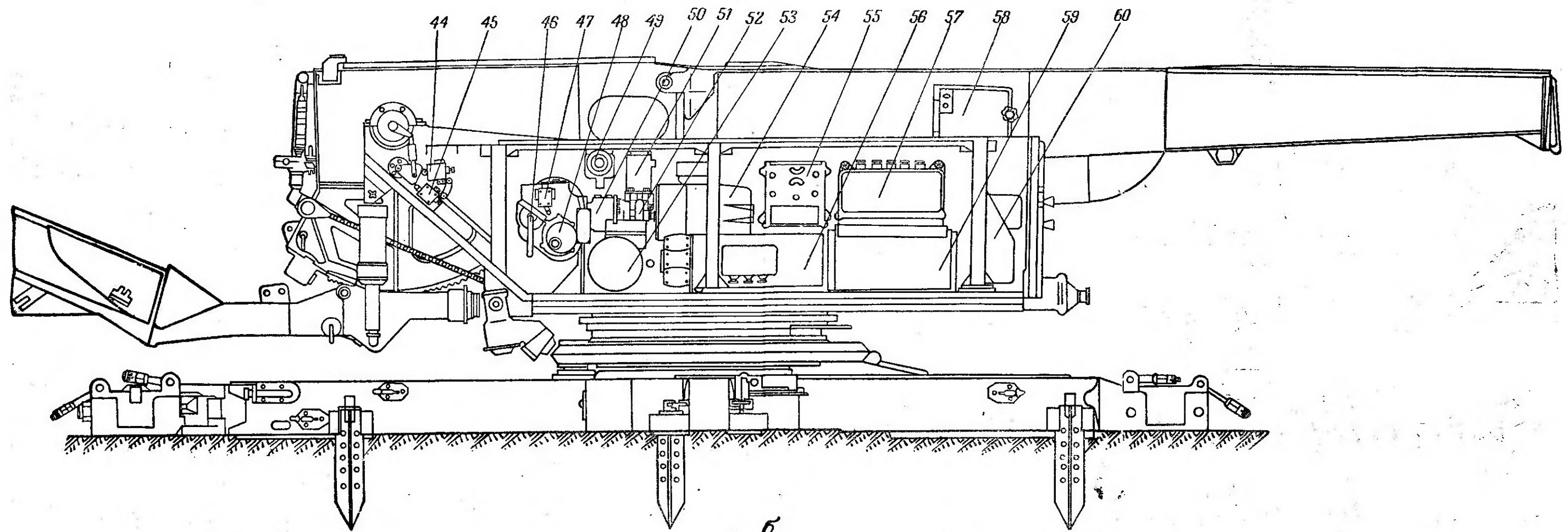
Сверху на качающейся части размещаются передние 2 и задние 17 направляющие роликов ПРД и направляющие стопоры бугеля. Направляющие предназначены для придания ракете правильного положения на качающейся части как во время старта, так и при зарядании пусковой установки.

В стреле располагается механизм 6 электроразъема, на котором крепится вилка бортового разъема ОШ-10А. Через разъем ОШ-10А бортовая аппаратура ракеты, находящейся на ПУ.





а



б

Рис. 112. Пусковая установка (а — вид слева; б — вид справа):

1 — карман; 2 — передние направляющие; 3 — стрела; 4 — механизм стопора бугеля; 5 — указатель стопора бугеля; 6 — механизм электроразъема; 7 — рукоятка механизма электроразъема; 8 — станок; 9 — качающаяся часть; 10 — раздаточная коробка; 11 — принимающий прибор привода азимута; 12 — рукоятка ручного привода азимута; 13 — ограничитель зоны запрета привода азимута; 14 — ось; 15 — исполнительный электродвигатель привода азимута; 16 — рычажная система механизма откидывания; 17 — задние направляющие; 18 — блок автоматики; 19 — балка; 20 — ограничитель углов; 21 — блокировочный контакт; 22 — цапфа; 23 — упоры; 24 — лебедка; 25 — газоотражатель; 26 — пята; 27 — болты; 28 — подушка переднего хода; 29 — зубчатый сектор; 30 — стакан; 31 — рычаг с буфером; 32 — пластинчатая цепь; 33 — основание; 34 — шаровая пята; 35 — электромашинный усилитель привода азимута; 36 — плат-

форма станка; 37 — блокировочный контакт ручного управления привода азимута; 38 — домкрат; 39 — трансформатор обогрева; 40 — хребтовая балка; 41 — уравнивающий механизм; 42 — сошник; 43 — подушка заднего хода; 44, 45 — ограничители зоны запрета привода угла места; 46 — рукоятка ручного привода угла места; 47 — блокировочный контакт ручного управления привода угла места; 48 — принимающий прибор привода угла места; 49 — ревун; 50 — инерционный ограничитель; 51 — электромагнит; 52 — ленточный электромагнитный тормоз; 53 — преобразователь тока АТП-2М; 54 — исполнительный электродвигатель привода угла места; 55 — блок местных датчиков; 56 — электромашинный усилитель привода угла места; 57 — блок питания; 58 — имитатор ИМБ-4А борта ракеты; 59 — преобразователь тока А-2Т; 60 — блок управления



электрически соединяется с наземным оборудованием. Состыковка электроразъема производится вручную при помощи рукоятки 7. При сходе ракеты с ПУ механизм электроразъема вместе с вилкой автоматически убирается в стrelu и закрывается крышками во избежание повреждения газовой струей ПРД.

В передней части стрелы имеется карман 1. В него вводится скалка полуприцепа ТЗМ для соединения балки полуприцепа и стрелы ПУ при зарядании (разрядании) ПУ ракетой.

Снизу к балке крепится зубчатый сектор 29, входящий в зацепление с коренной шестерней редуктора механизма вертикального наведения. При вращении шестерни качающаяся часть, поворачиваясь относительно оси цапф 22, перемещается в вертикальной плоскости.

На торце балки крепится лебедка 24, служащая для подъема (опускания) газоотражателя.

Станок служит опорой для качающейся части и газоотражателя и местом для размещения механизмов наведения и электрооборудования. Для защиты приборов и механизмов от действия газовой струи ПРД ракеты станок закрыт кожухами, имеющими люки для доступа к механизмам и приборам.

Платформа станка служит для соединения вращающейся и неподвижной частей ПУ. С основанием ПУ платформа соединяется тремя опорами — двумя домкратами 38 и шаровой пятой 34, позволяющими производить горизонтирование вращающейся части ПУ. Внутри платформы расположены двухрядный шаровой погои, воспринимающий усилия при перемещениях вращающейся части ПУ, и зубчатый обод, в зацепление с которым входит коренная шестерня редуктора механизма горизонтального наведения. Редуктор закреплен на станке с некоторым смещением относительно центра вращения ПУ. При вращении коренная шестерня обегает по неподвижному зубчатому ободу и поворачивает вращающуюся часть ПУ (станок, качающуюся часть, газоотражатель).

Основание служит опорой ПУ в боевом положении и рамой повозки в походном положении. С грунтом основание скрепляется восемью сошниками 42. Основание состоит из хребтовой балки 40, двух откидных станин и подушек заднего 43 и переднего 28 ходов.

Откидные станины в боевом положении ПУ разводятся в стороны и стопорятся съемными клиньями. В походном положении ПУ станины прижимаются к хребтовой балке и скрепляются с ней.

Подушки предназначены для соединения хребтовой балки с домкратами заднего и переднего ходов. При переводе ПУ в походное (боевое) положение основание ПУ со всеми частями, расположенными на нем, поднимается (опускается) с помощью домкратов ходов и скрепляется с ходами болтами 27.

**Газоотражатель** предназначен для защиты грунта от разрушения струей газов ПРД при старте ракеты.

Струя истекающих из ПРД газов разделяется гребнем плиты газоотражателя на две части, которые отводятся в стороны.

Газоотражатель крепится к станку ПУ с помощью рычагов 31 с буферами и стаканов 30, обеспечивающих возможность перемещения газоотражателя под действием струи пороховых газов до соприкосновения пяты 26 с грунтом; при этом удар со стороны газоотражателя на станок смягчается пружинами рычагов, буферов и стаканов. Кроме того, пружины стаканов обеспечивают возвращение газоотражателя в исходное положение (приподнятое от земли) по окончании воздействия газов.

При помощи лебедки 24 и талрепов газоотражатель может быть поднят и закреплен по-походному для транспортировки пусковой установки тягачом или по железной дороге.

**Уравновешивающий механизм** предназначен для уравновешивания качающейся части вместе с ракетой с целью уменьшения нагрузки, приходящейся на привод вертикального наведения.

Уравновешивающий механизм 41 состоит из двух цилиндров, расположенных в гнездах станка. Внутри цилиндров находятся мощные сжатые пружины. Усилие пружин через пластинчатые цепи 32 передается на качающуюся часть, стремясь повернуть ее в цапфах 22 вверх.

**Механизмы наведения** предназначены для перемещения качающейся и вращающейся частей ПУ соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Они представляют собой зубчатые передачи, передающие вращение от исполнительных электродвигателей 54 и 15 или от рукояток 46 и 12 ручных приводов на качающуюся и вращающуюся части ПУ. Роль зубчатых передач выполняют планетарные редукторы, а в приводе горизонтального наведения, кроме того, и раздаточная коробка 10.

В механизме вертикального наведения имеется инерционный ограничитель 50, который не позволяет разгонять неуравновешенную качающуюся часть до недопустимой скорости, а также ленточный электромагнитный тормоз 52, удерживающий качающуюся часть на угле подъема после обесточивания электрического привода. Предусмотрено также устройство, разрывающее механическую связь электродвигателя с качающейся частью при ее подходе к нижнему или верхнему упору. Срабатывание этого отключающего устройства может произойти в том случае, если откажут в работе электрическое ограничение и торможение в цепи управления исполнительным электродвигателем.

**Электрооборудование ПУ** состоит из элементов электрических приводов и элементов системы управления стартом. Назначение, состав и принцип работы этих элементов рассмотрены в гл. III и IV настоящей части.

**Ходовая часть** предназначена для обеспечения перевозки ПУ в походном положении. Она состоит из переднего и заднего ходов. Оба хода имеют торсионные устройства для поддрессирования ПУ и домкраты для опускания и подъема установки при переводе ее из походного положения в боевое и обратно. Для торможения ПУ и удержания ее на месте при стоянках на склонах оба хода имеют колодочные тормоза с пневматическим приводом, а тормоза заднего хода снабжены, кроме того, ручными приводами.

## ГЛАВА III

### ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРИВОДЫ

#### I. НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Электрические приводы азимута и угла места предназначены для управления исполнительными электродвигателями механизмов наведения.

Включение приводов может производиться как дистанционно из кабины УВ по команде «Подготовка», так и автономно при помощи кнопки МЕСТНОЕ, расположенной на ПУ.

Управление электрическими приводами производится либо датчиками пусковой установки, либо датчиками кабины УВ. Подключение приводов к датчикам кабины УВ происходит при выдаче на ПУ из кабины УВ команды «Синхронизация». При отсутствии команды «Синхронизация» приводы подключены к местным датчикам.

Основные технические данные электрических приводов приведены в табл. 4.

Таблица 4

Технические данные	Привод азимута	Привод угла места
В режиме слежения:		
скорость, град/сек . . . . .	7	2,3
ускорение, град/сек <sup>2</sup> . . . . .	1,5	0,2
динамическая составляющая ошибки	14'	14'
отдельные всплески ошибки при реверсе . . . . .	22'	22'
В режиме переброски на угол от 0° до 179° и от 0°30' до 65°30' по углу места:		
ускорение (не более), град/сек <sup>2</sup>	30	10
время переброски с момента выдачи команды «Синхронизация» до достижения ошибки 22' (не более), сек . . . . .	22	25
статическая ошибка . . . . .	10'	10'
число колебаний после первого согласования (не более) . . . . .	2	2
Статическая ошибка приведения ПУ на угол зарядания при работе от местных датчиков (не более) . . . . .	15'	15'

## 2. СОСТАВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРИВодОВ

Элементы электропривода азимута расположены на левой половине станка ПУ (рис. 112). К ним относятся:

- принимающий прибор 11;
- электромашинный усилитель 35;
- исполнительный электродвигатель 15;
- блокировочный контакт 37 ручного управления;
- ограничитель 13 зоны запрета.

Элементы электропривода угла места расположены на правой половине станка ПУ. К ним относятся:

- принимающий прибор 48;
- электромашинный усилитель 56;
- исполнительный электродвигатель 54;
- ограничитель 20 углов;
- блокировочный контакт 47 ручного управления;
- два ограничителя 44 и 45 зоны запрета;
- электромагнит 51 ленточного тормоза;
- блокировочный контакт 21.

К обоим приводам относятся:

- блок питания 57;
- блок управления 60;
- блок местных датчиков 55;
- вращающееся контактное устройство с распределительной коробкой.

Для функционирования во взаимосвязи все элементы электроприводов соединены между собой электрическими цепями.

## 3. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРИВодОВ

Для обеспечения работы приводов на ПУ необходимо включить следующие напряжения:

- 220 в, 50 гц из кабины РВ;
- 200 в, 400 гц из кабины РВ через кабину УВ;
- =26 в (АВАРИЙНОЕ ВЫКЛ. ЭСП).

Включающим напряжением электроприводов является напряжение =26 в, вырабатываемое преобразователем тока АТП-2М пусковой установки (рис. 113).

Запуск преобразователя тока АТП-2М производится при выдаче на ПУ из кабины УВ команды «Подготовка» (дистанционное включение) или при нажатии кнопки МЕСТНОЕ блока местных датчиков ПУ (местное включение).

Напряжение =26 в, вырабатываемое преобразователем АТП-2М, поступает на контакторы привода угла места Р12 и привода азимута Р3. Последние срабатывают и включают напряжение 3×220 в на приводные двигатели электромашинных усилителей (ЭМУ) и на выпрямители исполнительных электродвигателей.



Приводные двигатели набирают обороты и выводят ЭМУ на рабочий режим.

Выпрямители преобразуют трехфазный переменный ток напряжением 220 в в постоянный ток. Напряжение с выпрямителей поступает на обмотки возбуждения исполнительных электродвигателей.

Включение контакторов Р12 и Р3 происходит не одновременно: сначала срабатывает контактор Р12, а затем, с выдержкой времени 0,6—0,7 сек, контактор Р3. Такая очередность включения приводных двигателей ЭМУ уменьшает перегрузки в цепях питания, возникающие в первоначальный момент работы приводов.

После срабатывания контакторов Р12 и Р3 включается реле Р8, подающее напряжение 200 в, 400 гц на электронные усилители и местные датчики.

Кроме того, при запуске преобразователя АТП-2М кнопкой МЕСТНОЕ или по команде «Синхронизация», выдаваемой на ПУ из кабины УВ при включенной команде «Подготовка», происходит срабатывание электромагнита (ЭМТ) ленточного тормоза привода угла места, т. е. растормаживание качающейся части, и расшунтирование управляющих обмоток ЭМУ. С этого момента приводы полностью готовы к обработке управляющих сигналов.

Управляющие сигналы выдаются либо с местных датчиков пусковой установки, либо с датчиков кабины УВ при вращении маховиков М.

При отсутствии на ПУ команды «Синхронизация» реле переключения режимов работы Р1, Р2 и Р3 (на рис. 113 условно показано одно реле) обесточены и через их нормально замкнутые контакты приводы подключены к местным датчикам. В этом случае осуществляется местное управление приводами.

При вращении маховиков М местными датчиками вырабатываются сигналы в виде напряжений переменного тока. Эти сигналы поступают на принимающие приборы приводов.

Принимающий прибор служит для выработки управляющего сигнала, пропорционального углу поворота маховика М датчика.

С выхода принимающих приборов маломощные сигналы поступают на электронные усилители. В электронном усилителе производится усиление сигнала и преобразование его в напряжение постоянного тока, что необходимо для нормальной работы электромашиного усилителя.

С выходов электронных усилителей сигналы поступают на управляющие обмотки электромашиных усилителей. Вследствие этого ЭМУ возбуждаются и вырабатывают постоянный ток большой мощности. Величина этого тока зависит от величины сигнала на управляющих обмотках ЭМУ.

Постоянный ток с ЭМУ подается в якорную цепь исполнительного электродвигателя. Выходной вал исполнительного электродвигателя начинает вращаться.

Вращение с исполнительных электродвигателей передается на механизмы наведения, и пусковая установка обрабатывает углы рассогласования, заданные датчиками.

Принимающие приборы связаны с механизмами наведения механической отрицательной обратной связью, в результате чего по мере перемещения ПУ принимающие приборы будут согласовываться с датчиками. Как только ПУ повернется на углы, пропорциональные величине поворота маховиков М, принимающие приборы займут согласованное положение с датчиками; при этом на принимающие приборы управляющие сигналы поступать не будут и приводы останутся в согласованном положении.

Между электромашинным и электронным усилителями имеется электрическая обратная связь, которая обеспечивает устойчивую работу приводов и уменьшает колебания пусковой установки при приходе ее в согласованное положение.

При работе приводов от местных датчиков после отработки пусковой установкой рассогласований происходит автоматическое выключение преобразователя тока АТП-2М и, следовательно, обесточивание электрических приводов.

Переключение приводов с местных датчиков на датчики кабины УВ производится по команде «Синхронизация». Напряжение этой команды поступает на реле Р1, Р2 и Р3 переключения режимов работы. Реле срабатывают и своими нормально разомкнутыми контактами подключают к принимающим приборам датчики кабины УВ. В этом случае управляющие сигналы вырабатываются при вращении маховиков М датчиков кабины УВ; путь прохождения сигналов такой же, как и при местном управлении.

Кроме того, напряжение команды «Синхронизация» поступает на блок индикации пусковой установки. Как только сигналы управления, вырабатываемые принимающими приборами, достигнут значений, соответствующих согласованному положению приводов пусковой установки и датчиков кабины УВ, напряжение команды «Синхронизация» пропускается блоком индикации в систему управления стартом сигналом «Синхронизация».

Сигнал «Синхронизация», свидетельствующий о согласованном положении ПУ, является необходимым условием для прохождения команды «Пуск» на ПУ из кабины УВ.

При работе приводов от датчиков кабины УВ в процессе перемещения ПУ местные датчики остаются неподвижными и между ними и принимающими приборами накапливаются рассогласования. При снятии с ПУ команды «Синхронизация» реле переключения режимов работы обесточиваются и подключают к приводам местные датчики. Пусковая установка идет на согласование с местными датчиками, после чего электроприводы выключаются. В частности, при старте ракеты команда «Синхронизация» с ПУ снимается автоматически, и пусковая установка воз-

вращается на углы зарядания, значения которых заранее выставляются на местных датчиках.

Датчики кабины МВ, местные датчики и принимающие приборы имеют шкалы. По показанию шкал датчиков и принимающих приборов можно судить о согласованности приводов с датчиками.

Из вышеизложенного следует, что электрические приводы являются двухканальной системой, так как управление приводами азимута и угла места осуществляется независимо друг от друга.

#### 4. ЭЛЕМЕНТЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ

**Блок местных датчиков** (рис. 114). В блоке местных датчиков (БМД) размещаются местные датчики и нуль-индикаторы привода азимута и привода угла места, а также кнопки управления **МЕСТНОЙ** и **АВТОМАТ**.

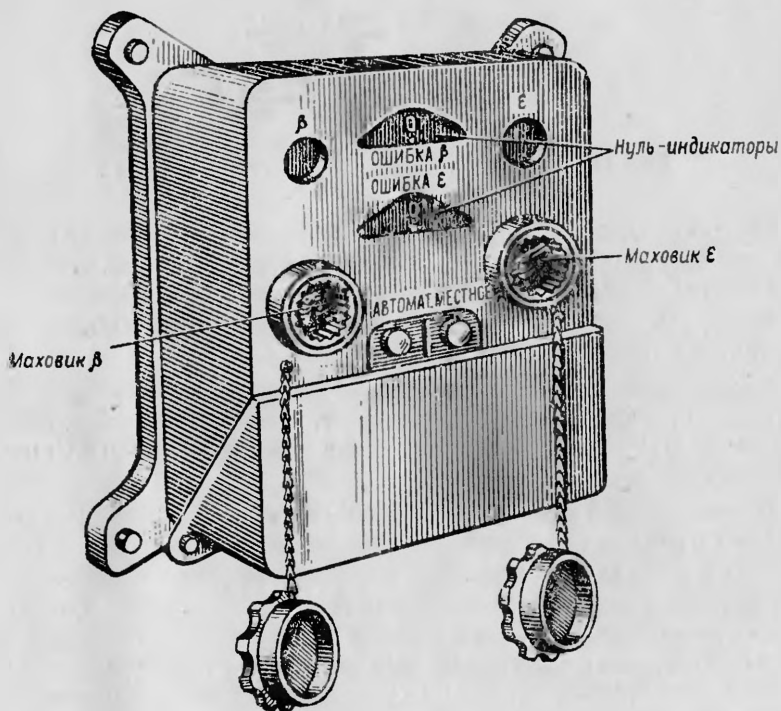


Рис. 114. Блок местных датчиков

Каждый местный датчик состоит из сельсина грубого отсчета (ГО) и сельсина точного отсчета (ТО). Сельсины бесконтактные.

Роторы сельсинов ГО и ТО соединены между собой шестеренчатым редуктором с передаточным отношением 1 : 15

(рис. 115). Вращение роторов сельсипов с целью выработки управляющих сигналов для электрических приводов производится при помощи маховиков. На роторах сельсипов крепятся шкалы. Шкала сельсипа ГО имеет 30 делений, цена деления  $12^\circ$ . Шкала сельсипа ТО имеет 144 деления, цена деления  $10^\circ$ . Ноунус шкалы сельсипа ТО позволяет производить отсчет углов с точностью  $2'$ .

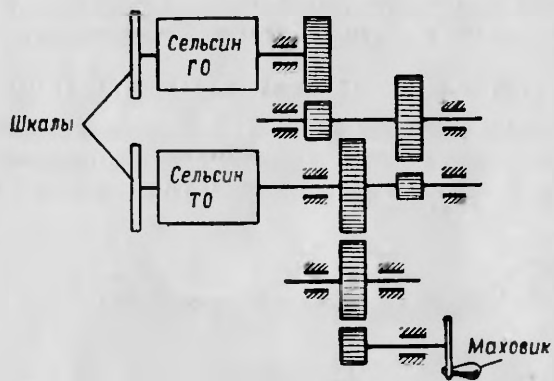


Рис. 115. Кинематическая схема местных датчиков

Нуль-индикаторы предназначены для визуального определения ошибки в отработке приводами рассогласований, задаваемых местными датчиками или датчиками кабины УВ.

Кнопка МЕСТНОЕ обеспечивает включение приводов при управлении от местных датчиков.

Кнопка АВТОМАТ. обеспечивает включение приводов при управлении от датчиков кабины УВ, т. е. позволяет имитировать выдачу на ПУ из кабины УВ команд «Подготовка» и «Синхронизация».

**Принимающий прибор** (рис. 116). В корпусе принимающего прибора размещаются принимающие сельсипы ГО и ТО и индикаторный дающий сельсип. Все сельсипы бесконтактные.

Статорные обмотки принимающих сельсипов через контакты реле переключения режимов работы электрически соединяются с соответствующими обмотками местных датчиков или датчиков кабины УВ. С обмоток возбуждения сельсипов снимаются напряжения, пропорциональные рассогласованию между дающими и принимающими сельсипами.

Индикаторный дающий сельсип через систему управления стартом электрически связан с индикаторным приемным сельсипом, расположенным в кабине УВ. Эта индикаторная пара сельсипов позволяет по положению стрелки, посаженной на ротор принимающего сельсипа, судить оператору наведения в кабине УВ о положениях, занимаемых пусковой установкой.

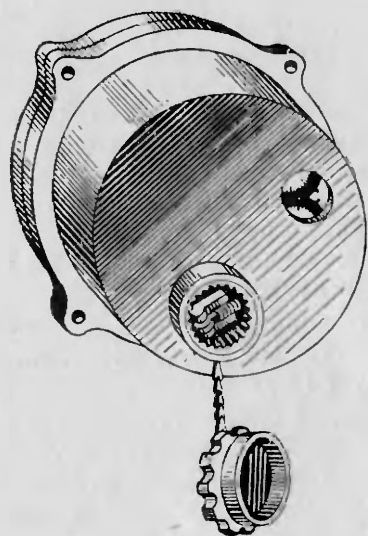


Рис. 116. Принимающий прибор

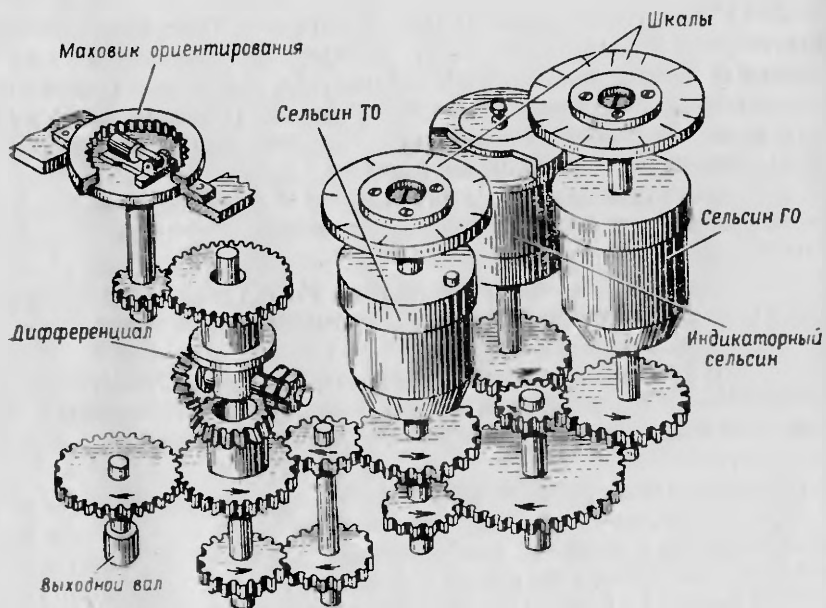


Рис. 117. Кинематическая схема принимающего прибора

Роторы всех сельсинов принимающего прибора соединены шестеренчатым редуктором, который через выходной вал механически связан с вращающимися частями привода наведения (рис. 117).

Кроме того, с редуктором принимающего прибора через конический дифференциал соединены маховик ориентирования. Маховик ориентирования и дифференциал позволяют разворачивать роторы сельсинов принимающего прибора относительно роторов датчиков, т. е. вводить в привод рассогласование, при неподвижной ПУ (при неподвижном выходном вале). Это используется при ориентировании пусковой установки.

На роторах сельсинов ГО и ТО закреплены шкалы, на которых нанесены деления. Цена деления шкалы сельсина грубого отсчета соответствует  $12^\circ$ , сельсина точного отсчета —  $10'$ .

**Блок управления.** В блоке управления размещаются электронные усилители приводов азимута и угла места, блок индикации, реле переключения режимов работы и элементы коммутации электрических цепей. Назначение этих элементов было рассмотрено в разд. 3 настоящей главы.

**Электромашиный усилитель.** ЭМУ представляет собой одну из разновидностей генератора постоянного тока, в котором слабый управляющий сигнал преобразуется в сигнал большой мощности.

ЭМУ состоит из приводного двигателя и генератора, конструктивно размещенных в одном корпусе. Якоря двигателя и генератора расположены на общей оси. Особенность генератора состоит в том, что он имеет короткозамкнутый контур, за счет чего образуется поперечное поле реакции якоря, используемое в качестве основного поля возбуждения.

Приводной двигатель предназначен для вращения якоря генератора и представляет собой асинхронный двигатель переменного тока.

**Исполнительный электродвигатель.** Исполнительный электродвигатель относится к классу электромашин постоянного тока с независимым возбуждением.

Якорная обмотка исполнительного электродвигателя питается от ЭМУ. Направление и скорость вращения якоря определяются знаком и величиной напряжения, подведенного к якорю от ЭМУ.

Обмотка возбуждения исполнительного электродвигателя питается от выпрямителя, собранного на кристаллических диодах.

Вращающий момент, приложенный к якорю исполнительного электродвигателя, создается в результате взаимодействия магнитных потоков обмотки возбуждения и якорной обмотки.

**Блок питания.** В блоке питания размещаются контакторы РЗ и Р12 приводных двигателей ЭМУ, выпрямители исполнительных электродвигателей, кнопки СТОП и ПУСК, тепловые реле и ряд

коммутационных элементов (реле, клеммные платы, сопротивления, конденсаторы).

Кнопка **СТОП** предназначена для выключения приводов при автономной работе на ПУ. При нажатии этой кнопки выключаются контакторы РЗ и Р12, обесточивающие приводные двигатели ЭМУ.

Для повторного запуска электроприводов после отпускания кнопки **СТОП** служит кнопка **ПУСК**.

Тепловые реле служат для предохранения исполнительных электродвигателей и приводных двигателей ЭМУ от перегрузок. Эти реле включены в цепи питания якорных обмоток исполнительных электродвигателей и обмоток приводных двигателей ЭМУ. При возникновении недопустимых перегрузок в этих цепях размыкаются нормально замкнутые контакты тепловых реле. В результате этого происходит обесточивание приводных двигателей ЭМУ и исполнительных электродвигателей.

**Вращающееся контактное устройство.** Вращающееся контактное устройство (ВКУ) предназначено для электрической связи наземного электрооборудования с аппаратурой и агрегатами, расположенными на вращающейся части ПУ. ВКУ состоит из неподвижной части (корпуса) и вращающейся части.

Вращающаяся часть представляет собой трубу, на которую надеты контактные кольца, изолированные одно от другого. С контактными кольцами соприкасаются пластинчатые пружины (щетки), закрепленные в неподвижном корпусе ВКУ. К щеткам и контактными кольцам подсоединены провода. Вторые концы проводов щеток вмонтированы в электроразъемы ПУ, а провода контактных колец — заведены в распределительную коробку.

Распределительная коробка является промежуточным коммутационным элементом между ВКУ и электрооборудованием, расположенным на вращающейся части ПУ. В коробке размещены клеммные платы, к которым с одной стороны подсоединены провода от контактных колец ВКУ, а с другой — от элементов электрооборудования ПУ.

ВКУ расположено вертикально в центральной части платформы ПУ, а распределительная коробка — на станке ПУ над ВКУ.

**Ограничитель углов.** Ограничитель углов предназначен для отключения цепи управления электроприводом угла места при подходе качающейся части ПУ к предельным углам наведения.

В корпусе ограничителя углов размещены две пары микровыключателей и привод для их срабатывания. Одна пара микровыключателей срабатывает при подходе качающейся части к верхнему предельному углу, другая — к нижнему предельному углу. В состав каждой пары входят микровыключатель торможения и микровыключатель ограничения.

При подходе качающейся части к одному из предельных углов наведения срабатывают микровыключатели торможения и ограничения одной пары; при этом происходят соответствующие

переключения электрических цепей привода угла места и перемещение качающейся части прекращается.

**Блокировочные контакты ручного управления.** Блокировочные контакты обоих приводов стоят в цепях срабатывания контакторов РЗ и Р12 запуска приводных двигателей ЭМУ (см. рис. 113). В положении ЭЛЕКТР. рукояток ручных приводов контакты замкнуты. При переключении приводов с электрического действия на ручные контакты размыкаются, разрывая цепь срабатывания контакторов РЗ и Р12, т. е. цепь питания приводных двигателей ЭМУ.

**Электромагнит ленточного тормоза.** Электромагнит предназначен для преодоления усилий пружин тормоза при оттормаживании вала исполнительного электродвигателя привода угла места.

При подаче на электромагнит напряжения якорь электромагнита втягивается; при этом происходит растормаживание вала исполнительного электродвигателя.

При обесточивании электромагнита под действием пружин якорь, а следовательно, и тормоз возвращаются в первоначальное состояние.

**Ограничители зоны запрета.** Ограничители зоны запрета приводов азимута и угла места предназначены для выдачи в систему управления стартом сигнала, когда ПУ находится в зоне, запретной для стрельбы. Работа всех трех ограничителей зоны запрета сблокирована так, что сигнал «Зона запрета» выдается в систему управления стартом при углах места качающейся части от 0 до  $10^\circ$  на всех углах азимута и от 0 до  $45^\circ$  в направлении СНР (в секторе  $\pm 20^\circ$  от центра СНР).

Ограничители зоны запрета механически связаны с подвижными частями механизмов наведения.

**Блокировочный контакт.** Блокировочный контакт предназначен для выдачи в систему управления стартом сигнала, когда качающаяся часть ПУ находится на угле возвышения, превышающем  $24^\circ$ . Напряжение этого сигнала включает программный механизм ракеты в момент ее старта.

Блокировочный контакт механически связан с осью цапфы качающейся части.

## ГЛАВА IV СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СТАРТОМ

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА

Система управления стартом (СУС) предназначена для автоматического дистанционного управления предстартовой подготовкой и пуском ракет, находящихся на пусковых установках.

СУС обеспечивает:

— независимую подготовку к пуску от одной до шести ракет за время, не превышающее 2,1 мин с момента выдачи на ПУ команды «Подготовка»;

— независимый пуск трех ракет по трем каналам управления за время, не превышающее 1,5 сек с момента выдачи по каждому каналу команды «Пуск»;

— автоматическое обесточивание борта ракеты при несходе ее с ПУ по команде «Пуск» вследствие неисправности аппаратуры ракеты или цепей системы управления стартом;

— автоматическое выведение ракет из состояния готовности к пуску по истечении 25-минутной непрерывной работы бортовой аппаратуры;

— контроль исправности пиротехнических средств и исходного состояния цепей предохранения радиовзрывателя ракеты;

— обогрев бортовых батарей ракет, находящихся на ПУ и ТЗМ, при низких температурах окружающего воздуха.

### 2. СОСТАВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТАРТОМ И РАЗМЕЩЕНИЕ ЕЕ ЭЛЕМЕНТОВ

СУС состоит из приборов и блоков, размещенных в кабине УВ, на шести ПУ и в укрытиях ТЗМ и соединенных между собой электрическими цепями питания, управления и сигнализации.

В состав СУС входят следующие элементы, размещенные:

**в кабине УВ:**

— блок сигнализации И86ВМ;

— три блока управления и сигнализации ОПВ (по одному на каждый канал управления);

— блок ЩР;

— преобразователь ВТС-650М;

на ПУ (рис. 112):

- блок автоматики 18;
  - преобразователь тока АТП-2М 53;
  - преобразователь тока А-2Т 59;
  - трансформатор обогрева 39;
  - ревуи 49;
  - механизм 6 электроразъема ОШ-10А;
  - имитатор ИМБ-4А (58) борта ракеты;
- в укрытии ТЗМ — блок обогрева.

Блоки И86ВМ и ОПВ входят в состав шкафа И80В кабины УВ.

Аппаратура СУС командно-сигнальными цепями связана со шкафом наведения кабины УВ.

### 3. НАЗНАЧЕНИЕ И ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТАРТОМ

Блок И86ВМ (рис. 118) предназначен для подачи питания на отдельные элементы системы управления стартом и командной связи со шкафом наведения кабины УВ.

На лицевой панели блока расположены следующие органы сигнализации и управления:

— переключатель ПИТАНИЕ, предназначенный для подачи напряжения 220 в, 50 гц на блоки ОПВ и преобразователь ВТС-650М;

— табло  $\sim 220\text{в} + 26\text{в}$ , сигнализирующее о наличии на блоке переменного и постоянного напряжений;

— шесть сигнальных ламп КОМАНДА СИНХРОНИЗАЦИЯ, по которым контролируется выдача на пусковые установки команды «Синхронизация»;

— шесть тумблеров и шесть ламп ОБОГРЕВ, предназначенных для выдачи с одновременным контролем на пусковые установки команды включения обогрева бортовых батарей ракет;

— шесть тумблеров с сигнальными лампами ПИТАНИЕ ЭСП 26в АВАР., служащие для включения и контроля за выдачей на пусковые установки напряжения = 26 в, обеспечивающего работу приводов и СУС; нижнее положение (КОНТРОЛЬ ПП ПМ) этих тумблеров соответствует состоянию СУС при проверке цепей пиротехники и предохранения радиовзрывателя ракеты;

— сигнальные лампы ГОТОВИТЬ 3, ГОТОВИТЬ 6, НЕПРЕРЫВНАЯ ГОТОВНОСТЬ, СИНХРОНИЗАЦИЯ, свидетельствующие о выдаче соответствующих команд со шкафа наведения кабины УВ в СУС.

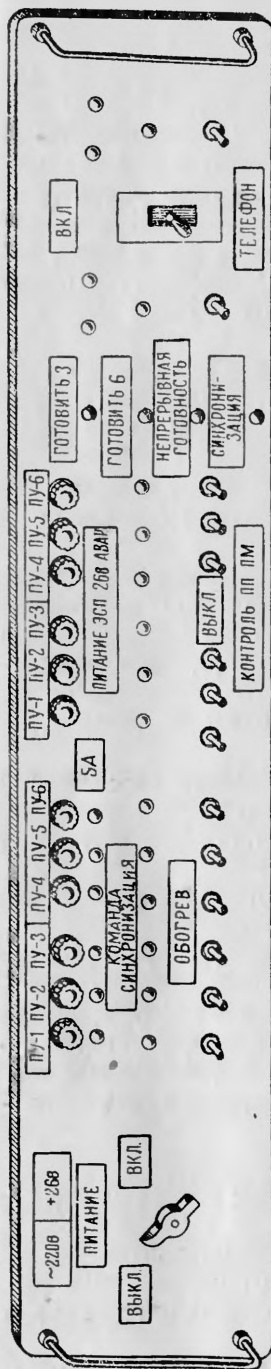


Рис. 118. Передняя панель блока И86ВМ

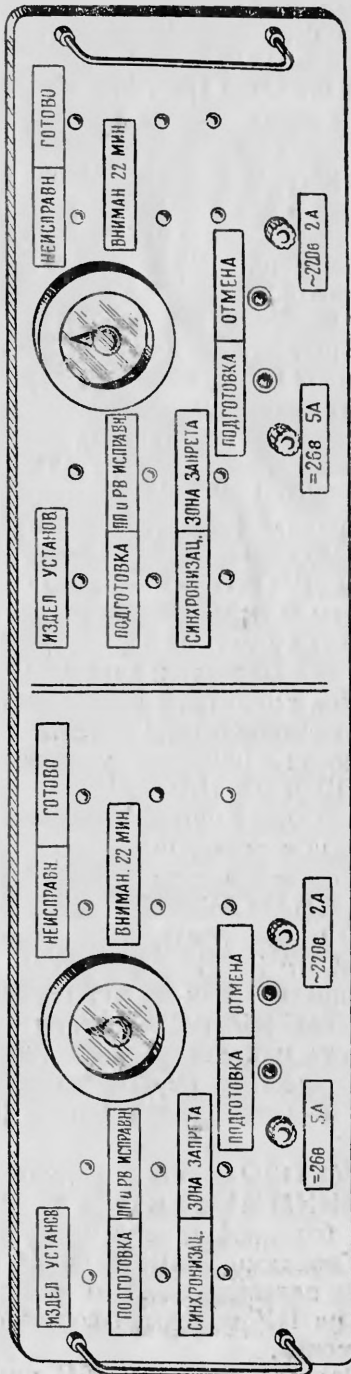


Рис. 119. Передняя панель блока ОПВ

Предохранители, расположенные на лицевой панели блока И86ВМ, стоят в цепях выдачи на ПУ команды «Синхронизация» и напряжения =26 в.

Блок ОПВ (рис. 119) предназначен для управления предстартовой подготовкой и оценки готовности к пуску ракет и ПУ своего канала управления, контроля за ресурсом работы бортовой аппаратуры ракет и выдачи сигнализации на шкаф наведения кабины УВ о готовности ракет и ПУ данного канала к пуску.

Блоки ОПВ различных каналов управления взаимозаменяемы. Внутри каждого блока установлены реле с элементами цепей их срабатывания и два реле времени МРВ-6М. На лицевой панели блока размещены сигнальные лампы, кнопки управления, шкалы реле времени и предохранители.

Блок ОПВ состоит из двух одинаковых частей, каждая из которых электрически соединена с одной из ПУ данного канала управления. На лицевой панели каждой из частей блока ОПВ размещены следующие сигнальные лампы:

**ИЗДЕЛ. УСТАНОВ.** — сигнал о том, что установленная на ПУ ракета (имитатор борта) соединена (соединен) с наземным оборудованием электроразъемом ОЩ-10А;

**ПОДГОТОВКА** — сигнал о начале подготовительного цикла ракеты и исправности цепей, контролируемых при включении ракеты на подготовку (исходное состояние цепей предохранения радиовзрывателя и электромагнитного переключателя, арретированное положение свободного гироскопа автопилота, сработавшее состояние реле задержки системы РУ и РВ, нулевое положение программного механизма ракеты);

**ПП и РВ ИСПРАВН.** — сигнал об исправности пирозарядов пироклапана пуска, пироножа и пиропатронов ПРД, а также об исходном состоянии цепей предохранения радиовзрывателя и электромагнитного переключателя ракеты;

**СИНХРОНИЗАЦ.** — сигнал о согласованности приводов азимута и угла места ПУ с датчиками кабины УВ;

**ЗОНА ЗАПРЕТА** — сигнал, указывающий, что ПУ находится в запретной для стрельбы зоне;

**НЕИСПРАВН.** — сигнал о несходе ракеты с ПУ по команде «Пуск» или неисправности цепи пирозарядов пироклапана пуска, пироножа, пиропатронов ПРД, предохранения радиовзрывателя и электромагнитного переключателя ракеты при их контроле;

**ГОТОВО** — сигнал о готовности ракеты к пуску;

**ВНИМАН.** 22 мин. — сигнал о 22-минутной непрерывной работе бортовой аппаратуры ракеты.

Кнопками **ПОДГОТОВКА** и **ОТМЕНА** производится управление подготовкой ПУ и ракет к пуску. При нажатии этих кнопок на ПУ выдаются соответственно команды «Подготовка» и «Отмена».

Реле времени МРВ-6М предназначено для замыкания (раз-

мыкания) ряда электрических цепей через определенные промежутки времени после включения ракеты на подготовку к пуску. Шкала реле позволяет следить за продолжительностью работы бортовой аппаратуры ракеты и временем ее «отдыха» после отмены подготовки.

Основными частями реле МРВ-6М являются электродвигатель и программный механизм, валы которых соединены между собой через электромагнитную муфту и понижающий редуктор. При подаче напряжения на электродвигатель он начинает работать вхолостую, а при подаче напряжения на электромагнитную муфту происходит сцепление валов электродвигателя и программного механизма. Вращение передается дискам программного механизма, которые в определенной временной последовательности замыкают (размыкают) контакты электрических цепей, подведенных к реле МРВ-6М.

На валу программного механизма закреплена стрелка, которая, перемещаясь относительно шкалы, показывает отсчитываемое реле время.

В момент обесточивания электромагнитной муфты вал программного механизма отсоединяется от электродвигателя и под действием пружины вместе с дисками и стрелкой возвращается в исходное состояние.

**Блок ЩР** предназначен для подключения дающих индикаторных сельсинов пусковых установок к принимающим индикаторным сельсином шкафа наведения кабины УВ. Релейная схема блока выполнена так, что при установке переключателя КОИТР. СИНХР. ПУ шкафа наведения в одно из положений I, II или III выбираются дающие индикаторные сельсины только одной из шести ПУ того канала управления, в положение которого поставлен переключатель.

**Преобразователь ВТС-650М** предназначен для преобразования трехфазного переменного тока напряжением 220 в, 50 гц в постоянный ток напряжением 26 в.

В преобразователе размещаются трехфазный понижающий трансформатор, выпрямитель, собранный на германиевых диодах, и регулятор напряжения.

Преобразователь установлен снаружи под кабиной УВ.

**Блок автоматики** предназначен для автоматического выполнения контрольных, подготовительных и пусковых операций, обеспечивающих пуск исправных ракет с ПУ.

Работа блока заключается в автоматическом выполнении команд по подготовке к пуску ракеты. Одновременно с этим производится контроль исправности и правильности коммутации основных электрических цепей борта ракеты.

В корпусе блока автоматики размещены коммутационные элементы СУС (электромагнитные реле, электромеханические и программное реле времени). На отдельной панели расположены предохранители и автоматы защиты электрических цепей, доступ

к которым осуществляется через люк в крышке блока автоматики.

**Преобразователь тока АТП-2М** предназначен для преобразования трехфазного переменного тока напряжением 220 в, 50 гц в постоянный ток напряжением 26 в.

Напряжение, вырабатываемое АТП-2М, используется для питания бортовой аппаратуры ракеты во время подготовки ракеты к пуску, а также схем СУС и электрических приводов наведения.

Преобразователь состоит из асинхронного двигателя, генератора, пускателя и вибрационного регулятора напряжения.

При подаче напряжения на пускатель последний срабатывает и через свои контакты пропускает трехфазный ток напряжением 220 в в обмотку двигателя. Ротор двигателя начинает вращаться и вращает якорь генератора, закрепленный на одном валу с ротором двигателя. По мере выработки генератором напряжения в работу включается вибрационный регулятор, который поддерживает выходное напряжение преобразователя в необходимых пределах.

**Преобразователь тока А-2Т** предназначен для преобразования трехфазного переменного тока напряжением 220 в, 50 гц в переменный однофазный ток напряжением 115 в, 400 гц и в переменный трехфазный ток напряжением 36 в, 400 гц. Напряжения, вырабатываемые преобразователем, подаются на борт ракеты для питания аппаратуры при подготовке ракеты к пуску.

Преобразователь А-2Т представляет собой агрегат, состоящий из трехфазного электродвигателя и смонтированных на одном валу с ним однофазного генератора индуктивного типа и трехфазного генератора с постоянными магнитами. Электродвигатель и генераторы заключены в общий корпус.

В комплект преобразователя входит блок регулирования, предназначенный для поддержания в необходимых пределах напряжения 115 в, вырабатываемого преобразователем. В блоке регулирования расположены трансформаторы, магнитный усилитель, дроссели, сопротивления, конденсаторы и выпрямители, являющиеся элементами измерительного устройства и усилителя.

Принцип работы блока регулирования состоит в следующем. Измерительное устройство измеряет отклонение напряжения от номинального значения и вырабатывает сигнал, пропорциональный этому отклонению. Усилитель усиливает этот сигнал и передает его в исполнительный орган, который, воздействуя на объект регулирования, возвращает напряжение однофазного генератора к номинальному значению.

**Трансформатор обогрева** предназначен для питания обогревателей бортовой батареи и ответчика ракеты, установленной на ПУ.

Трансформатор мощностью 2 ква преобразует переменный ток напряжением 220 в, 50 гц в переменный ток напряжением 26 в, 50 гц.

**Ревун** предназначен для предупреждения звуковым сигналом расчета, обслуживающего ПУ, о включении ракеты на подготовку к пуску и возможном пуске ракеты через 2 мин после начала подготовки.

Ревун представляет собой электроакустический прибор, питающийся от сети переменного тока напряжением 220 в, основными частями которого являются сердечники с намотанными на них катушками и якорь с ударником, насаженный на ось и оттянутый пружиной.

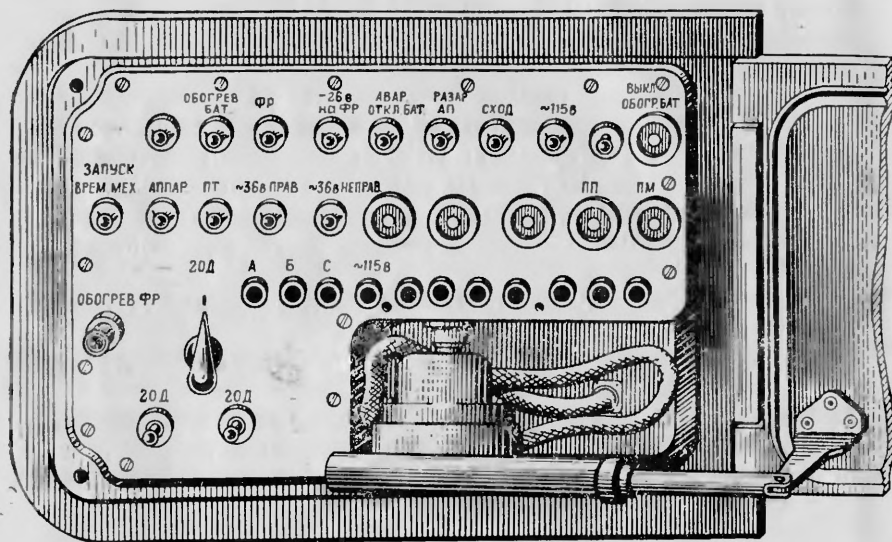


Рис. 120. Передняя панель имитатора борта

При прохождении переменного тока через катушки якорь притягивается к сердечникам. Так как магнитные потоки катушек имеют пульсацию (знакопеременны), совпадающую с частотой питающей сети, то якорь получает колебательное движение, а вместе с якорем колеблется и ударник. От соприкосновения с ударником колеблется и издает звуковой сигнал мембрана.

Вилка электроразъема ОШ-10А закреплена на механизме электроразъема пусковой установки и предназначена для электрической связи борта ракеты с системой управления стартом.

Вилка является составной частью отрывного бортового разъема ОШ-10А и имеет ряд ножевых токоведущих штырей. Состыковка вилки с розеткой, расположенной на борту ракеты, производится при помощи механизма электроразъема ПУ.

Имитатор борта ракеты ИМБ-4А (рис. 120) предназначен для проверки правильности работы системы управления стар-

том. Имитатор является контрольным блоком, электрическая схема которого имитирует работу основных цепей борта ракеты.

Электрические цепи имитатора выведены на клеммы розетки, которая при проверках СЭС состыковывается с вилкой электроразъема ОШ-10А. При таком соединении проверяется исправность всех цепей СЭС, подведенных к вилке разъема ОШ-10А.

На лицевой панели имитатора размещены:

— сигнальные лампы, позволяющие оценить исправность отдельных цепей СЭС и проследить за последовательностью прохождения автоматических циклов предстартовой подготовки и пуска;

— кнопки, дающие возможность вводить разрывы в определенные цепи и тем самым имитировать в этих цепях неисправности; правильность реагирования СЭС на эти неисправности проверяется по сигнальным лампам имитатора и блока ОПБ;

— переключатели, предназначенные для подстройки имитатора путем переключения электрических цепей под определенный тип ракеты;

— гнезда, обеспечивающие возможность проверки напряжений 115 в и 36 в частотой 400 гц.

Корпус имитатора размещается внутри стрелы ПУ, а лицевая панель закрывается откидной крышкой.

Блок обогрева (рис. 121) предназначен для преобразования напряжения 220 в, 50 гц в напряжение 26 в, 50 гц, используемое для обогрева бортовых батарей ракет, содержащихся на ТЗМ в

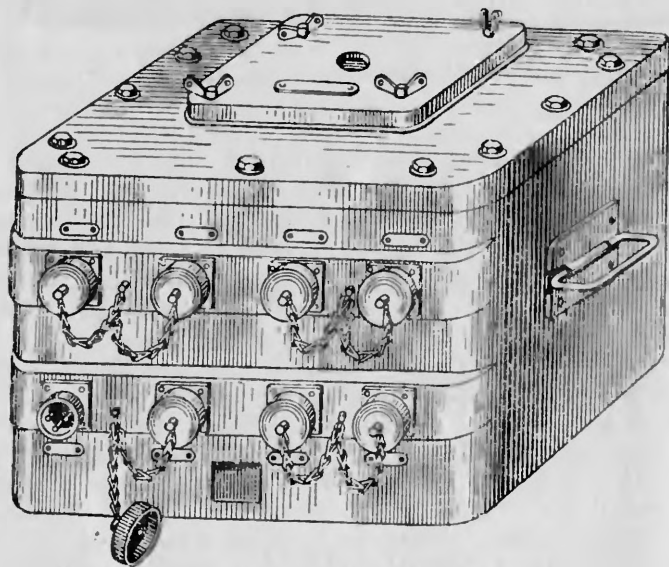


Рис. 121. Блок обогрева

укрытии, при низких температурах окружающего воздуха. Кроме того, блоку обогрева придается телефонный аппарат для связи между укрытием ТЗМ и пусковыми установками, а также кабиной УВ.

В каждом укрытии ТЗМ располагается свой блок обогрева. Блок обогрева представляет собой металлический ящик, внутри которого расположен понижающий трансформатор. Снаружи блока размещаются две сигнальные лампы, загорающиеся при подаче питающего напряжения, восемь предохранителей в цепях выдачи напряжения 26 в, 50 гц, два электроразъема для подсоединения кабелей от двух ПУ, восемь разъемов для подключения раздаточных кабелей, разъем для подсоединения телефонного аппарата.

При установке блок обогрева заземляется придаваемым ему штырем.

#### 4. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТАРТОМ

Для подготовки системы управления стартом к работе необходимо включить питающие напряжения (рис. 122).

Из кабины РВ на ПУ и кабину УВ подается переменный трехфазный ток напряжением 220 в, 50 гц.

На ПУ напряжение 220 в, 50 гц поступает в блок автоматики и в схему электросилового привода и в дальнейшем используется для работы преобразователей тока АТН-2М и А-2Т и приводных двигателей ЭМУ.

В кабине УВ с центрального распределительного щита (ЦРЩ) напряжение 220 в, 50 гц подводится к переключателю ПИТАНИЕ блока И86ВМ. Кроме того, на кабину УВ из кабины РВ необходимо подать напряжение 200 в, 400 гц, которое транзитом из кабины УВ поступает на ПУ для питания электронных усилителей.

При включении переключателя ПИТАНИЕ блока И86ВМ напряжение 220 в, 50 гц подается на блоки ОПВ для подготовки к работе реле времени МРВ-6М и преобразователь ВТС-650М, который начинает вырабатывать напряжение = 26 в, необходимое для работы элементов СУС. Одновременно с этим на блоке И86ВМ загораются сигнальные табло ~220в и +26в.

Для подготовки к работе СУС и электрических приводов необходимо, включив тумблер ПИТАНИЕ ЭСП 26в АВАР, блока И86ВМ, подать на ПУ напряжение +26 в.

Поступление этого напряжения на пусковую установку контролируется по загоранию сигнальной лампы ПИТАНИЕ ЭСП 26в АВАР, блока И86ВМ; если при этом разъем ОЩ-10А состыкован с бортом ракеты, то в блоке автоматики срабатывает реле 541 и своим контактом I выдает в блок ОПВ сигнал «Изделие установлено». На блоке ОПВ загорается лампа ИЗДЕЛ. УСТАНОВ., сигнализирующая о том, что система управления стартом

подготовлена для включения ракеты на подготовку к пуску. Кроме того, так как ПУ находится на углах заряжания, а следовательно, в запретной для стрельбы зоне (угол места меньше  $10^\circ$ ), ограничителями зоны запрета электросилового привода разорвана цепь срабатывания реле 162 блока ОПВ и через его нормально замкнутый контакт 1 поступает напряжение на лампу ЗОНА ЗАПРЕТА, лампа горит.

Порядок и момент включения ракет на подготовку к пуску при боевой работе определяются командой, выдаваемой со шкафа наведения на блок И86ВМ. В зависимости от поданной команды на блоке И86ВМ загорается одна из сигнальных ламп: ГОТОВИТЬ 3, ГОТОВИТЬ 6 или НЕПРЕРЫВНАЯ ГОТОВНОСТЬ. В исключительных случаях команда на включение ракет на подготовку может подаваться голосом.

Включение ракеты на подготовку к пуску производится нажатием кнопки ПОДГОТОВКА блока ОПВ; при этом с блока ОПВ через контакт 2 реле 541 блока автоматики ПУ и разъем ОШ-10А на борт ракеты поступает напряжение для контроля исходного состояния цепей предохранения радиовзрывателя и электромагнитного переключателя. При исправности контролируемой цепи в блоке автоматики срабатывает реле 501, подающее напряжение через свой нормально разомкнутый контакт 2 на реле 505. Реле 505 включает в работу преобразователи тока АТП-2М, А-2Т и трансформатор обогрева пусковой установки. напряжения которых распределяются блоком автоматики так:

— напряжение преобразователя А-2Т поступает на борт ракеты для питания аппаратуры (115 в, 400 гц) и раскрутки электродвигателей гироскопов автопилота (36 в, 400 гц);

— напряжение трансформатора обогрева ( $\sim 26$  в) подается на борт ракеты для питания обогревателей ответчика и ампульной батареи; при этом на блоке И86ВМ загорается сигнальная лампа ОБОГРЕВ;

— напряжение преобразователя АТП-2М ( $\sim 26$  в) поступает на включение приводных двигателей ЭМУ электросилового привода ПУ и на борт ракеты. На борту ракеты напряжением 26 в АТП-2М запитывается реле задержки системы РУ и РВ, отключающее систему радиоуправления от автопилота, и контролирующее сработавшее состояние реле задержки, арретированное положение свободного гироскопа автопилота и исходное (нулевое) положение программного механизма. При исправности этой контролируемой цепи с борта ракеты в блок автоматики и в блок ОПВ выдается сигнал. В результате этого в блоке автоматики срабатывает реле 522, включающее ревун ПУ, звуковой сигнал которого извещает о включении ракеты на подготовку к пуску, а на блоке ОПВ загораются сигнальные лампы ПП и РВ ИСПРАВН. и ПОДГОТОВКА, свидетельствующие о том, что на бортовую аппаратуру ракеты поданы необходимые напряжения и она начинает выходить на режим готовности к пуску.



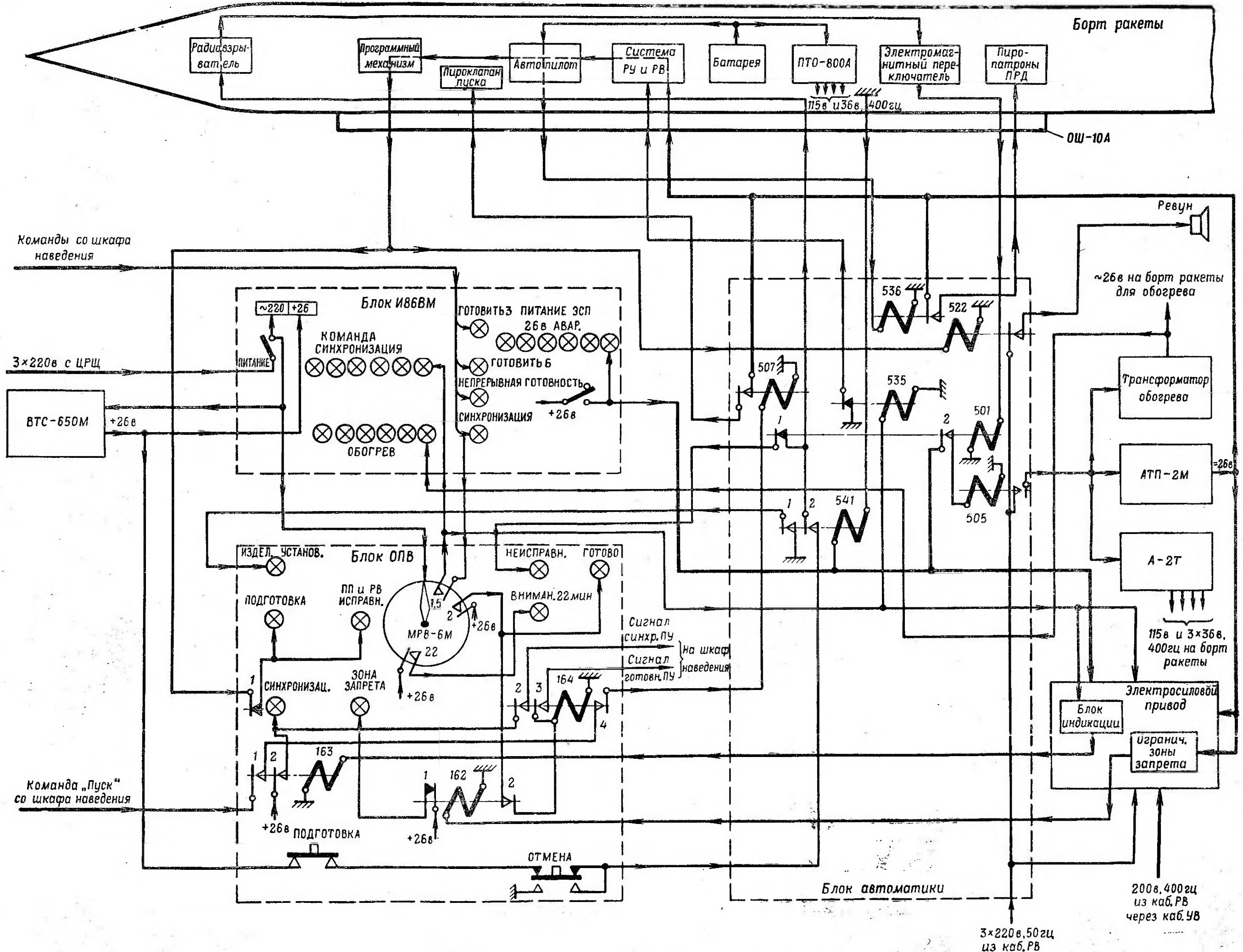


Рис. 122. Функциональная схема системы управления стартом



Кроме того, при включении ракеты на подготовку с блока автоматики ПУ через нормально замкнутый контакт реле 535 на борт ракеты выдается напряжение для срабатывания реле включения питания ответчика, нормально замкнутые контакты которого размыкаются, разрывая цепь питания ответчика ракеты.

Если при нажатии кнопки ПОДГОТОВКА ракета по каким-либо причинам на подготовку не включается (не срабатывает реле 501), то через нормально замкнутый контакт 1 реле 501 в блок ОПВ поступает сигнал, включающий лампу НЕИСПРАВН.

После загорания ламп ПП и РВ ИСПРАВН. и ПОДГОТОВКА блока ОПВ кнопка ПОДГОТОВКА отпускается; при этом подается напряжение на электромагнитную муфту реле времени МРВ-6М, которое начинает отсчитывать время подготовительного цикла ракеты.

Перед включением ракет на подготовку или в любой момент подготовительного цикла по мере необходимости со шкафа наведения на блок И86ВМ может быть выдана команда «Синхронизация», о чем свидетельствует загорание лампы СИНХРОНИЗАЦИЯ блока И86ВМ.

Напряжение команды «Синхронизация» с блока И86ВМ подводится к нормально разомкнутым контактам «1,5» реле времени МРВ-6М блоков ОПВ. Через 1,5 мин после включения ракеты на подготовку эти контакты замыкаются и с блока ОПВ на ПУ выдается команда «Синхронизация»; при этом на блоке И86ВМ загорается сигнальная лампа КОМАНДА СИНХРОНИЗАЦИЯ соответствующей ПУ.

По команде «Синхронизация» электросилового привод ПУ подключается к датчикам кабины УВ и ПУ начинает перемещаться в согласованное с антенной системой СНР положение. Как только ПУ займет согласованное положение, блоком индикации ПУ в систему управления стартом выдается сигнал «Синхронизация»; при этом в блоке ОПВ срабатывает реле 163, которое контактом 1 готовит цепь прохождения на ПУ команды «Пуск», а контактом 2 включает сигнальную лампу СИНХРОНИЗАЦ. блока ОПВ. Кроме того, при поступлении на ПУ команды «Синхронизация» срабатывает реле 535 блока автоматики, обесточивающее своим нормально замкнутым контактом реле включения питания ответчика ракеты. В результате этого на ответчик ракеты включается питание, и с этого момента он готов к работе.

В процессе отработки рассогласования, как только ПУ выйдет из запретной для стрельбы зоны, ограничителями зоны запрета электросилового привода замыкается цепь срабатывания реле 162 блока ОПВ. Нормально замкнутым контактом 1 реле 162 выключает лампу ЗОНА ЗАПРЕТА, а нормально разомкнутым контактом 2 готовит цепь срабатывания реле 164 блока ОПВ.

Через 2 мин после включения ракеты на подготовку, что соответствует окончательному выходу бортовой аппаратуры на режим работы, реле времени МРВ-6М включает сигнальную лампу ГОТОВО и реле 164 блока ОПВ, которое нормально замкнутым контактом 1 выключает лампы ПОДГОТОВКА и ПП и РВ ИСПРАВН., нормально разомкнутым контактом 4 замыкает цепь прохождения на ПУ команды «Пуск» и нормально разомкнутыми контактами 2 и 3 выдает на шкаф наведения сигналы «Синхр. ПУ» и «Готовн. ПУ» соответствующего канала управления; при этом на шкафу наведения загораются табло СИНХР. ПУ и ГОТОВН. ПУ данного канала управления. С этого момента аппаратура ракеты, электрические приводы ПУ и система управления стартом окончательно подготовлены к пуску ракеты.

Таким образом, при готовности ракеты и ПУ к пуску на блоке ОПВ горят сигнальные лампы ИЗДЕЛ. УСТАНОВ., ГОТОВО и СИНХРОНИЗАЦ.

При входе ПУ в запретную для стрельбы зону ограничителями электросилового привода ПУ обесточивается реле 162 блока ОПВ, в результате чего разрывается цепь включения реле 164, а следовательно, и цепь прохождения на ПУ команды «Пуск» и на блоке ОПВ загораются лампы ЗОНА ЗАПРЕТА, ПП и РВ ИСПРАВН., ПОДГОТОВКА. Если при этом была включена на подготовку ракета, находящаяся на второй ПУ данного канала управления, и продолжительность подготовительного цикла этой ракеты составляет не менее 2 мин, то системой управления стартом производится переключение шкафа наведения по цепям команды «Пуск» с первой ПУ на вторую.

Непрерывное пребывание ракеты на подготовке может продолжаться не более 25 мин. Через 22 мин после включения ракеты на подготовку замыкается соответствующий контакт реле времени МРВ-6М и на блоке ОПВ загорается лампа ВНИМАН. 22 мин., свидетельствующая о том, что до конца подготовительного цикла осталось 3 мин.

Через 25 мин реле времени МРВ-6М выдает в блок автоматики ПУ команду «Отмена», в результате чего выключаются преобразователи А-2Т и АТП-2М и обесточивается борт ракеты. Реле МРВ-6М возвращается в нулевое положение, и на блоке ОПВ световая сигнализация переключается в состояние, соответствующее предподготовительному циклу. Электрические приводы ПУ переключаются с датчиков кабины УВ на местные датчики, ПУ возвращается на углы зарядания, после чего электрические приводы обесточиваются.

Снятие ракеты с подготовки может производиться и в любое другое время подготовительного цикла нажатием кнопки ОТМЕНА блока ОПВ; при этом происходят те же самые переключения, что и после 25-минутного пребывания ракеты на подготовке.

Пуск ракеты производится нажатием кнопки ПУСК шкафа наведения кабины УВ. Напряжение команды «Пуск» со шкафа

наведения поступает в блок ОПВ и через него в блок автоматики ПУ. Причем, команда «Пуск» с блока ОПВ в блок автоматики ПУ будет выдана лишь в том случае, если продолжительность подготовительного цикла была не менее 2 мин (горит лампа ГОТОВО), ПУ находится вне зоны запрета стрельбы (выключена лампа ЗОНА ЗАПРЕТА) и в согласованном положении с датчиками кабины УВ (горит лампа СИНХРОНИЗАЦ.).

По команде «Пуск» срабатывает реле 507 блока автоматики ПУ и своим нормально разомкнутым контактом выдает на борт ракеты напряжение для подрыва пирозарядов пироклапана пуска, в результате чего ампульная батарея начинает выходить на режим работы. Одновременно с этим включается бортовой преобразователь тока ПТО-800А.

После выхода бортовых источников питания на режим работы блок автоматики выдает команду перехода аппаратуры ракеты с питания от наземных источников на питание от бортовых источников и подключает блокировочный контакт ПУ к цепи запуска программного механизма ракеты; при этом если угол места качающейся части ПУ с ракетой больше  $24^\circ$ , то программный механизм включается и начинает отсчитывать время работы двигательной установки. При углах стрельбы меньше  $24^\circ$  запуска программного механизма не происходит.

Напряжением ампульной батареи производятся разарретирование чувствительных элементов автопилота и выдача сигнала об разарретировании в блок автоматики ПУ. В блоке автоматики срабатывает реле 536, которое через свой контакт выдает напряжение на борт ракеты для подрыва пиропатронов ПРД.

После схода ракеты с ПУ блоком автоматики снимаются с блока ОПВ все сигналы. В результате этого реле времени возвращается в нулевое положение и гаснет вся световая сигнализация. С электросилового привода ПУ выключается команда «Синхронизация» и ПУ возвращается на углы зарядания, выставленные местными датчиками, после чего электрические приводы обесточиваются.

Блок ОПВ обеспечивает невозможность одновременного старта двух подготовленных к пуску ракет одноименного канала управления. Пуск второй ракеты данного канала возможен только после нажатия кнопки ВОЗВРАТ шкафа наведения кабины УВ или после истечения полетного времени первой ракеты.

Если по команде ПУСК ракета по какой-либо причине не сойдет с ПУ в течение 2,1 сек, то блок автоматики выдает на блок ОПВ сигнал «Неисправность», а на борт ракеты — команду для срабатывания пироножа, по которой происходит обесточивание аппаратуры ракеты.

При поступлении сигнала «Неисправность» в блок ОПВ реле времени возвращается в нулевое положение, загорается лампа НЕИСПРАВН., гаснет вся остальная сигнализация за исключением лампы ИЗДЕЛ. УСТАНОВ; на шкаф наведения выдается

сигнал «Отказ». Кроме того, с электрических приводов снимается команда «Синхронизация» и ПУ вместе с ракетой возвращается на углы зарядания.

Система управления стартом обеспечивает возможность проверки исправности цепей пиротехники и предохранения радиовзрывателя ракеты до включения ее на подготовку. Для этого тумблер соответствующей ПУ на блоке И86ВМ ставится в положение КОНТРОЛЬ ПП и ПМ и нажимается кнопка ПОДГОТОВКА блока ОПВ; при этом контрольное напряжение с блока ОПВ через блок автоматики ПУ поступает на борт ракеты для проверки исправности пирозарядов пироклапана пуска и пироножка, пиропатронов ПРД и исходного состояния цепей предохранения радиовзрывателя. В рассматриваемом режиме все эти элементы соединены блоком автоматики в последовательную цепь, при исправном состоянии которой на блоке ОПВ загорается лампа ПП и РВ ИСПРАВН. Если же в контролируемой цепи имеется неисправность (разрыв), то блоком автоматики на блоке ОПВ включается лампа НЕИСПРАВН.

Периодические проверки исправности отдельных цепей и нормальной работы СУС проводятся при помощи имитатора борта ИМБ-4А. Для этого вилка электроразъема ОШ-10А ПУ состыковывается с розеткой имитатора, о чем свидетельствует загорание на шкафу наведения сигнальной лампы СИГНАЛ ИМИТАТОР соответствующей ПУ.

## ГЛАВА V ТРАНСПОРТНО-ЗАРЯЖАЮЩАЯ МАШИНА

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Транспортно-заряжающая машина (ТЗМ) предназначена для транспортировки ракеты и одной весовой заправки окислителя, заправки ракеты окислителем из своей емкости и заряжания пусковой установки ракетой. Кроме того, при помощи ТЗМ при необходимости можно производить и обратные операции — снятие ракеты с ПУ (разряжание) и слив окислителя из бака ракеты.

ТЗМ (рис. 123) состоит из полуприцепа ПР-11Б и автомобильного тягача.



Рис. 123. Транспортно-заряжающая машина (без маскировочного чехла)

Тягач оборудован седельным устройством, при помощи которого производится его сцепка с полуприцепом.

ТЗМ характеризуется следующими техническими данными:

Грузоподъемность . . . . .	2 390 кг
Общий вес нагруженной ТЗМ . . . . .	12 016 кг
Вес полуприцепа без нагрузки . . . . .	3 535 кг
Общая длина ТЗМ . . . . .	14 620 мм
Габаритные размеры полуприцепа:	
длина . . . . .	10 400 мм
ширина . . . . .	2 210 мм
высота . . . . .	3 200 мм
Клиренс ТЗМ . . . . .	310 мм
Рабочая емкость бака окислителя . . . . .	478 л
Емкость баллона для сжатого воздуха . . . . .	40 л

Максимально допустимое давление сжатого воздуха . . . . .	160 кг/см <sup>2</sup>
Наименьший радиус поворота . . . . .	11,2 м
Допустимая наибольшая скорость движения:	
по асфальтированным шоссе . . . . .	40 км/ч
по грунтовым дорогам . . . . .	20 км/ч

## 2. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО ПОЛУПРИЦЕПА ПР-11Б

Полуприцеп ПР-11Б (рис. 124) состоит из следующих основных частей:

- балки 3;
- рамы 4;
- колесного хода 19;
- подставки 13;
- заправочного устройства 11;
- тормозной системы;
- электрооборудования.

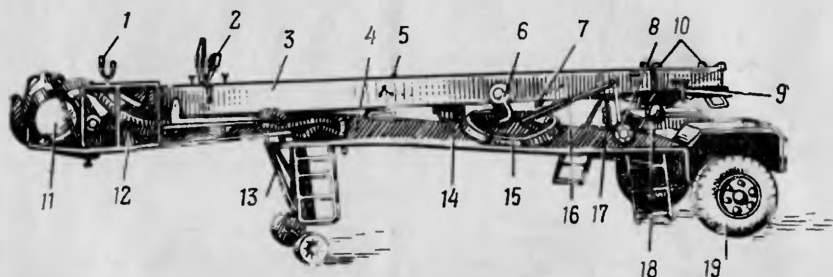


Рис. 124. Полуприцеп ПР-11Б:

1 — съемная опора; 2 — каретка; 3 — балка; 4 — рама; 5 — выдвигающая опора; 6 — шкворень; 7 — задний ролик; 8 — задняя стяжка; 9 — стяжка ПРД; 10 — ложементы; 11 — заправочное устройство; 12 — передняя стяжка; 13 — подставка; 14 — передний ролик; 15 — копир; 16 — уравнивающий механизм; 17 — домкрат; 18 — редуктор; 19 — колесный ход

Балка представляет собой металлическую конструкцию, на которой располагается ракета. Задней частью (стартовым ускорителем) ракета укладывается на ложементы 10, а передней — на каретку 2. Под действием веса ракеты рычаги каретки плотно обхватывают и удерживают носовую часть ракеты. Стартовый ускоритель крепится к балке стяжками 9.

Каретка является подвижной точкой опоры ракеты и может перекатываться на роликах относительно балки. Для возможности перемещения каретки она цепной передачей соединяется с редуктором 18.

В средней части балки размещается выдвигающая опора 5, которая подводится под бугель ракеты во избежание возможного прогиба корпуса ракеты. При транспортировке на большие расстояния под носовую часть ракеты подводится съемная опора 1.

В задней части балки размещается скалка, которая при зарядании ПУ ракетой вводится в приемник стрелы ПУ, обеспечивая соосность между балкой полуприцепа и качающейся частью ПУ, и автоматическое сбрасывание стяжек крепления стартового ускорителя. Кроме того, при введении скалки в приемник стрелы ПУ происходит опускание задней части балки относительно ракеты; при этом стартовый ускоритель ракеты выходит из ложемента балки и устанавливается на направляющие стрелы ПУ своими роликами, которые выполняют функции задней подвижной точки опоры ракеты. Цепной передачей скалка соединена с редуктором 18.

Редуктор имеет рукоятки, при помощи которых производятся перемещения скалки или каретки.

Балка соединяется с рамой шарнирно через шкворень 6. Такое соединение позволяет разворачивать балку относительно рамы в горизонтальной и вертикальной плоскостях, что необходимо при зарядании ПУ ракетой; при этом правильность перемещения балки обеспечивается ее роликами 14 и 7, которые скользят по направляющим копира 15 рамы, исключая тем самым возможность соударения ракеты со стрелой ПУ или с балкой при ее обратном развороте.

Для уравнивания балки вместе с ракетой относительно точки поворота (шкворня) предназначен уравнивающий механизм 16 торсионного типа.

Балка к раме крепится при помощи домкрата 17, передних (12) и задних (8) стяжек.

Подставка полуприцепа является его передней точкой опоры и позволяет передвигать отцепленный от тягача полуприцеп на небольшие расстояния. После сцепки полуприцепа с тягачом подставка при помощи привода поднимается и скрепляется с рамой полуприцепа (рис. 123).

### 3. ЗАПРАВОЧНОЕ УСТРОЙСТВО ПОЛУПРИЦЕПА ПР-11Б

Заправочное устройство (рис. 125) состоит из следующих основных частей:

- бака окислителя 20;
- контрольного пульта 4;
- сливного устройства 18;
- наполнительного устройства 13;
- баллона для сжатого воздуха 6;
- воздушного редуктора 7;
- блока штуцеров 8;
- шлангов 10 и 14.

Заправка дозой окислителя бака полуприцепа производится автозаправщиком окислителя.

Наполнение сжатым воздухом баллона полуприцепа производится от передвижной компрессорной станции или автозаправщика воздухом.

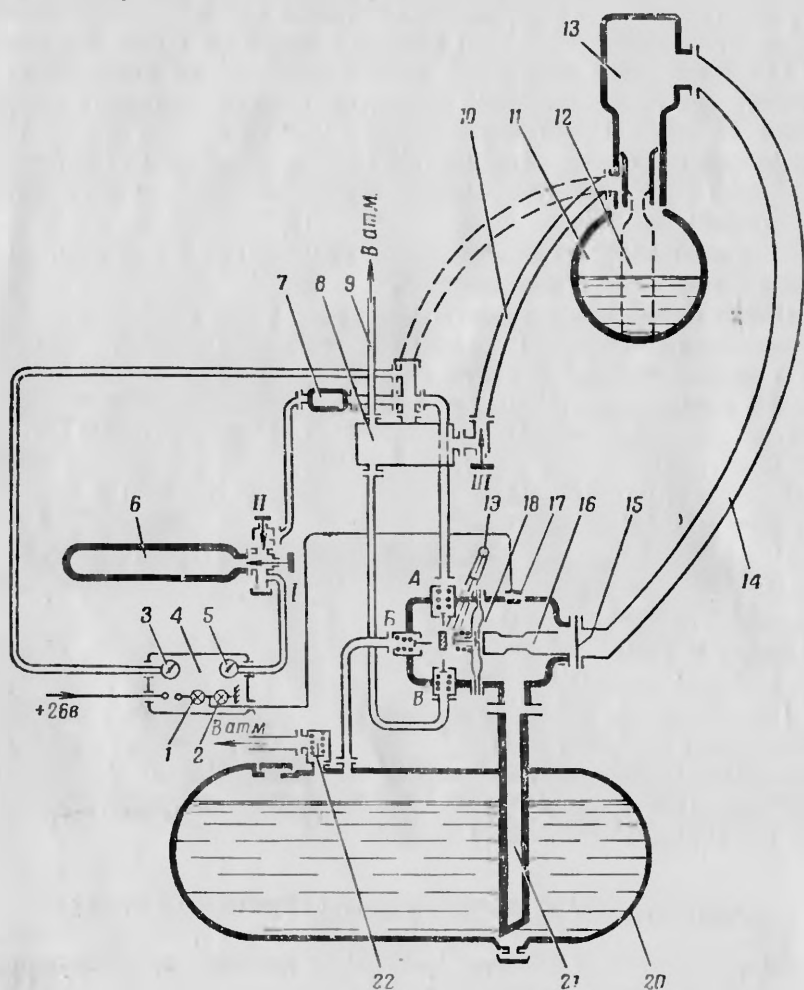


Рис. 125. Схема заправочного устройства:

1, 2 — сигнальные лампы; 3 — манометр низкого давления; 4 — контрольный пульт; 5 — манометр высокого давления; 6 — баллон для сжатого воздуха; 7 — воздушный редуктор; 8 — блок штуцеров; 9 — пароводный трубопровод; 10, 14 — шланги; 11 — бак ракеты; 12 — заборная труба; 13 — наполнительное устройство; 15 — мембрана; 16 — нож; 17 — контактная игла; 18 — сливное устройство; 19 — рукоятка воздухо-распределителя; 20 — бак окислителя; 21 — заборная труба; 22 — предохранительный клапан

Для передавливания окислителя из бака полуприцепа в бак ракеты необходимо вставить наполнительное устройство в бак 11 ракеты, открыть вентили I и II баллона сжатого воздуха, вентиль III блока штуцеров и перевести рукоятку 19 воздухо-распре-

делителя в положение ВЫДАЧА; при этом нож 16 прорезает мембрану 15, клапаны А и Б сливного устройства открываются, клапан В закрывается. Воздух из баллона, пройдя через понижающий давлении редуктор 7, поступает в бак полуприцепа и вытесняет окислитель через заборную трубу 21, шланг 14 и наполнительное устройство в бак ракеты. Воздух, вытесняемый окислителем из бака ракеты, проходит через кольцевой зазор дополнительного устройства в шланг 10, откуда через открытый вентиль III блока штуцеров и паротводный трубопровод 9 выводится в атмосферу. Заправка производится до полного пере-давливания окислителя в бак ракеты.

Заправочное устройство позволяет производить при необходимости и обратную операцию — слив окислителя из бака ракеты в бак полуприцепа. Для этого в наполнительное устройство ввинчивается заборная труба 12, пересоединяется шланг 10 (положение шланга при сливе на рисунке показано пунктиром) и рукоятка воздухораспределителя переводится в положение ПРИЕМ (клапаны Б и В открываются, клапан А закрывается). При открытии вентилей I и II воздух из баллона 6 через редуктор 7 и шланг 10 поступает в бак ракеты. Окислитель из бака ракеты вытесняется воздухом через заборную трубу, наполнительное устройство, шланг 14 и сливное устройство в бак полуприцепа. Воздух, вытесняемый окислителем из бака полуприцепа вместе с парами окислителя, отводится через клапаны Б и В и паротводный трубопровод в атмосферу.

Окончание заправки (слива) контролируется визуально через смотровое окно дополнительного устройства и по сигнальным лампам контрольного пульта. При наличии окислителя в сливном устройстве, что соответствует процессу заправки или слива, контактная игла 17 замкнута на корпус, поэтому лампа 2 контрольного пульта выключена, а лампа 1 горит полным накалом. По окончании заправки (слива) контактная игла изолируется от корпуса и обе сигнальные лампы горят в половину накала.

Давление воздуха в баллоне и рабочее давление воздуха за редуктором контролируются по манометрам 3 и 5 контрольного пульта при открытии соответственно вентилей I и II.

# ЧАСТЬ ЧЕТВЕРТАЯ

## МАТЕРИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИВИЗИОНА

---

### ГЛАВА I

## ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИВИЗИОНА

### 1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Материальная часть технического дивизиона предназначена для окончательной подготовки ракет к боевому применению на технологическом потоке технического дивизиона (ТДН).

Комплект оборудования обеспечивает проведение следующих основных работ с ракетами:

- погрузку (разгрузку) ракет и их составных частей;
- проверку бортовой аппаратуры ракет;
- заправку ракет воздухом;
- стыковку маршевых частей ракет с пороховыми ракетными двигателями (ПРД);
- установку в ракеты боевых частей (БЧ);
- заправку ракет горючим;
- перевозку ракет и их составных частей на технологическом потоке;
- заправку ракет (полуприцепов) окислителем;
- снаряжение ПРД порохом;
- промывку баков ракет (полуприцепов) после слива компонентов топлива.

Для выполнения указанных работ оборудование ТДН включает следующие специальные машины, такелажно-грузоподъемные и специальные технологические приспособления:

- контрольно-испытательные передвижные станции;
- дизельную электростанцию с распределительной кабиной;
- автопогрузчики;
- автокраны;
- технологические стыковочные тележки (ТСТ);
- технологические транспортировочные тележки;
- такелажные и грузоподъемные приспособления;
- передвижные компрессорные станции;

- воздухозаправщики;
- фотоэлектронные индикаторы влажности;
- автозаправщики горючего;
- автозаправщики окислителя;
- автоцистерны для транспортировки горючего и окислителя;
- обмывочно-нейтрализационную машину;
- воздухоподогреватели;
- машины для транспортировки ракет и комплектующих агрегатов.

## 2. ОРГАНИЗАЦИЯ ХРАНЕНИЯ И ПРИМЕРНАЯ СХЕМА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПОТОКА ПОДГОТОВКИ РАКЕТ

Ракеты поступают в технические дивизионы в заводской укупорке (таре), обеспечивающей их длительную сохранность в войсковых условиях.

Маршевые части ракет (вторые ступени) перевозятся в таре № 1, оперение (крылья и стабилизаторы) — в таре № 2. Стартовые пороховые ракетные двигатели (первые ступени) перевозятся в таре № 3, боевые части — в таре № 4.

Все комплектующие части ракет независимо от дальности, способов транспортировки и сроков последней проверки проходят входной контроль. Объем и содержание входного контроля определяются инструкциями по эксплуатации ракет.

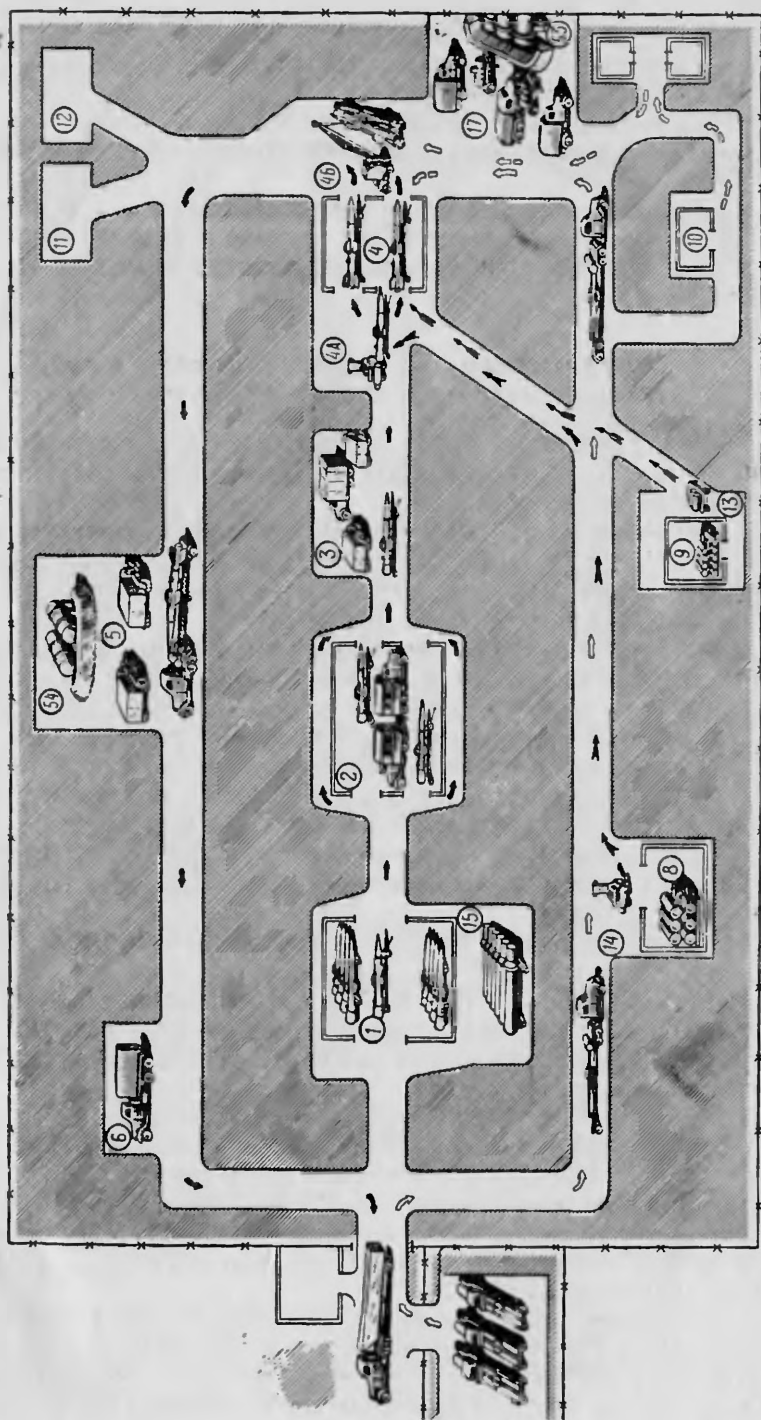
Как правило, в целях уменьшения времени на подготовку ракет на технологическом потоке при входном контроле с ракетами проводятся подготовительные работы. Например:

- вывинчиваются на несколько оборотов винты крепления крыльев и винты-упоры крепления БЧ для обеспечения свободной их установки;
- свертываются в крайнее положение гайки крепления БЧ к шпангоуту со шпилек;
- снимаются гайки и шайбы со шпилек крепления ПРД, укладываются в мешочки и крепятся к магниевым лентам.

После проведения указанных работ ракеты переводятся в режим длительного хранения.

Для хранения ракет и организации технологического потока на технической позиции ТДН имеются специальные площадки и сооружения. Эти сооружения и площадки располагаются в определенной последовательности, обеспечивающей чередование и выполнение технологических операций при подготовке ракет. Назначение и размещение основных сооружений и площадок на ТП ТДН показаны на рис. 126.

Пороховые ракетные двигатели хранятся снаряженными в сооружении № 8. Боевые части хранятся в таре в сооружении № 9. ПРД и БЧ могут храниться также и на открытой площадке в таре под брезентом на подкладках, изолирующих укупорку



Условные обозначения → движение ракеты на технологическом потоке. → движение ПРД. → движение БУ. ∞ движение ВДМ. ⇄ движение полуприцега

Рис. 126. Примерная схема технологического потока подготовки ракет.

1 — сооружение для хранения II ступени ракет, оперение и ЗИП; 2 — сооружение для проверки бортовой аппаратуры ракет; 3 — площадка для заправки воздухом; 4А — площадка для сборки ракет; 4 — сооружение для снаряжения ракеты БЧ; 4Б — площадка для перегрузки ракеты на ТЗМ; 5 — площадка для заправки горючим; 6 — площадка для заправки ракет воздухом; 8 — хранилище ПРД; 9 — хранилище БЧ; 10 — хранилище ВДМ; 11 — сооружение для ремонта; 12 — площадка для аварийных работ; 13 — площадка для раскупорки БЧ; 14 — площадка для раскупорки ПРД; 15 — площадка для хранения пустой тары; 17 — площадка для заправки полуприцепов окислителем; 53 — хранилище окислителя; 54 — хранилище горючего

от грунта. Воспламенительно-детонирующие механизмы (ВДМ) и пиропатроны хранятся в своей укупорке в сооружении № 10. Вторые ступени ракет могут храниться как в сооружении № 1 без тары (по девять ракет в три яруса) или в таре (по четыре ракеты в два яруса), так и на открытой площадке в таре (по четыре ракеты в два яруса) на подкладках, изолирующих укупорку от грунта.

Для подготовки ракеты к боевому применению на технологическом потоке необходимо выполнить следующие операции:

- вынуть II ступень ракеты из тары № 1;
- расконсервировать II ступень ракеты;
- перегрузить II ступень ракеты на ТСТ;
- проверить бортовую аппаратуру ракеты;
- вынуть оперение из тары № 2 и расконсервировать его;
- заправить ракету воздухом;
- подготовить пороховой ракетный двигатель (вынуть его из тары, расконсервировать, заменить предохранительную крышку на боевую с вставленным воспламенителем);
- состыковать I и II ступени ракеты, установить в ПРД пиросвечи с пиропатронами;
- установить оперение на ракету;
- подготовить БЧ к установке в ракету;
- снарядить ракету боевой частью;
- перегрузить ракету на ТЗМ;
- заправить ракету горючим;
- заправить ракету окислителем.

С целью уменьшения времени на подготовку ракет на технологическом потоке ряд указанных операций выполняется заранее. Например, при подготовке ракет к боевому применению много времени занимают проверки бортовой аппаратуры. Поэтому регламентные проверки бортовой аппаратуры ракет, хранящихся в режиме длительного хранения, планируются и выполняются так, чтобы в любой момент времени все ракеты могли проходить технологический поток без проверки бортовой аппаратуры.

Примерная схема технологического потока подготовки ракет к боевому применению приведена на рис. 126.

Работы по подготовке ракет начинаются в сооружении № 1. Ракета снимается со стеллажа (вынимается из тары № 1, расконсервируется) и при помощи кран-балки (автопогрузчика или автокрана) укладывается на технологическую стыковочную тележку. Из

тары № 2 вынимается и расконсервируется оперение, крылья пристыковываются к ракете, а стабилизаторы устанавливаются на ТСТ или на технологическую транспортировочную тележку.

Вторая ступень ракеты с пристыкованными крыльями из сооружений № 1 перевозится на площадку № 3, где от воздухозаправщика производится заправка шар-баллона ракеты воздухом. Заправка баллонов воздухозаправщика производится от передвижной компрессорной станции. Влажность заправляемого воздуха должна быть предварительно проверена при помощи фотоэлектронного индикатора влажности.

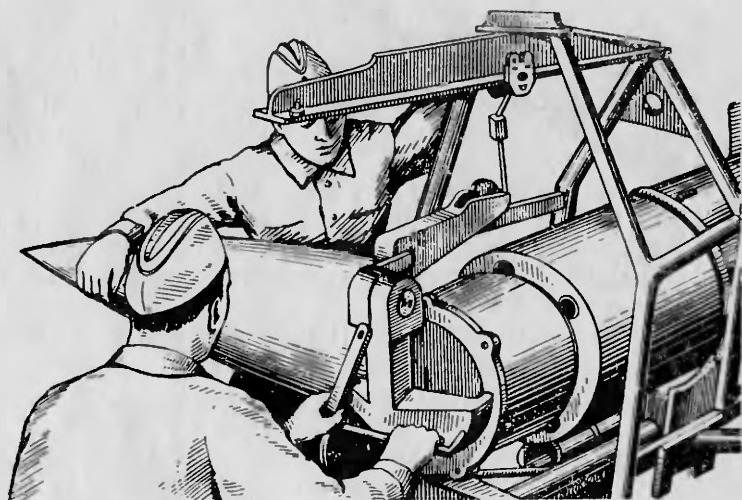


Рис. 127. Снаряжение ракеты боевой частью

После заправки воздухом II ступень ракеты перевозится на площадку № 4а, где производится стыковка маршевой части с ПРД. Подготовленный для стыковки пороховой ракетный двигатель автопогрузчиком доставляется на площадку № 4а заранее.

С площадки № 4а ракета поступает в сооружение № 4, где устанавливаются стабилизаторы на ПРД, ракета снаряжается боевой частью и воспламенительно-детонирующими механизмами (рис. 127). Стабилизаторы, боевая часть, воспламенительно-детонирующие механизмы доставляются на площадку заранее.

Снаряженная и состыкованная ракета перевозится на площадку № 4б и автопогрузчиком (автокраном) перегружается на полуприцеп ТЗМ. Полуприцеп должен быть предварительно заправлен воздухом и окислителем. Как правило, полуприцепы хранятся заправленными воздухом; окислителем полуприцепы заправляются во время боевой работы на площадке № 17 (рис. 128). Заправка окислителя может производиться непосред-

ственно в бак ракеты. В этом случае площадка по заправке окислителя размещается после площадки дозаправки ракеты воздухом на выездной дороге с ТП.

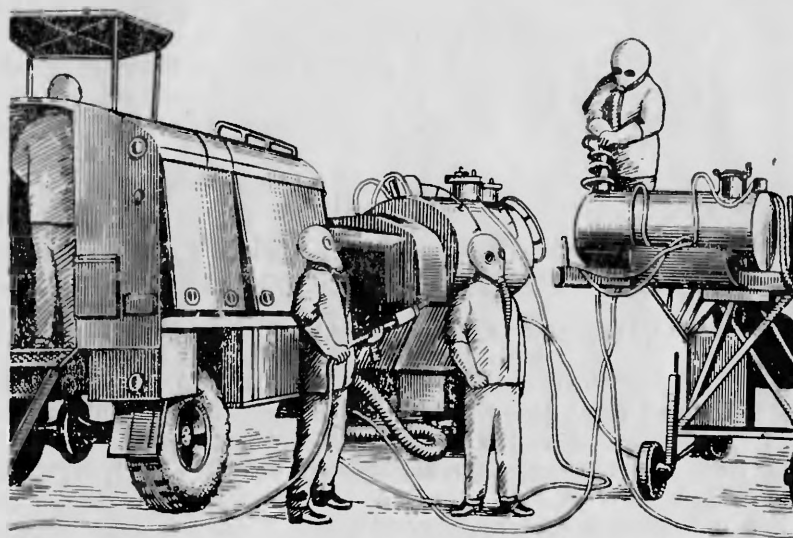


Рис. 128. Заправка полуприцепа окислителем

С площадки № 46 автотягач перевозит полуприцеп с ракетой на площадку № 5, где производится заправка ракеты горючим.

С площадки № 5 автотягач перевозит полуприцеп с ракетой на площадку № 6, где производится дозаправка ракеты воздухом. При массовой подготовке ракет заправка их воздухом производится в один этап на площадке № 3.

С площадки № 6 автотягач перевозит полуприцеп с ракетой на дорогу (площадку) контроля, захлещения и формирования колонн.

## ГЛАВА II

### КОНТРОЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ ПЕРЕДВИЖНАЯ СТАНЦИЯ КИПС-В-75М

#### 1. НАЗНАЧЕНИЕ СТАНЦИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Контрольно-испытательная передвижная станция (КИПС) предназначена для проведения проверок бортовой аппаратуры ракет, установленных на технологической стыковочной тележке (ТСТ), на транспортно-заряжающей машине (ТЗМ), а также на пусковой установке.

КИПС обеспечивает проведение:

- совмещенных проверок ракет;
- автономных проверок радиовзрывателей, блоков радиопередачи и радиовизирования, автопилотов;
- проверок блоков бортовой аппаратуры из состава ЗИП;
- проверок сменных блоков гетеродинов и кодовых ключей аппаратуры радиоуправления.

Питание КИПС осуществляется от источника трехфазного переменного тока с линейным напряжением  $220 \text{ в} \pm 7,5\%$  и частотой  $50 \pm 1 \text{ гц}$ . Первичным источником питания КИПС служит передвижная дизельная электростанция. Кроме того, в КИПС предусмотрена возможность подключения ее по цепи  $3 \times 220 \text{ в}$  к пусковой установке и к промышленной сети.

Потребляемая мощность КИПС при одновременной работе всех служб проверяемой ракеты не превышает  $15 \text{ ква}$ .

КИПС обеспечивает питание бортовой аппаратуры проверяемых ракет следующими напряжениями и мощностями:

- по цепи постоянного тока  $26 \text{ в} — 65 \text{ а}$ ;
- по цепи однофазного переменного тока  $26 \text{ в}, 50 \text{ гц} — 14 \text{ а}$ ;
- по цепи однофазного переменного тока  $115 \text{ в}, 400 \text{ гц} — 750 \text{ ва}$ ;
- по цепи трехфазного переменного тока  $3 \times 36 \text{ в}, 400 \text{ гц} — 50 \text{ ва}$ ;
- по цепи трехфазного переменного тока  $3 \times 115 \text{ в}, 400 \text{ гц} — 150 \text{ ва}$ ;
- по цепи трехфазного переменного тока с линейным напряжением  $3 \times 200 \text{ в}, 400 \text{ гц} — 200 \text{ ва}$ .

КИПС обеспечивает проверяемые ракеты сжатым воздухом:

- в системе ПВД давлением от 0 до  $4,5 \text{ ати}$  без расхода воздуха;

— в системе АП давлением  $10 \pm 1$  *ати* с расходом воздуха не более 2200 л/мин;

— в системе ПРМ-20 давлением  $20 \pm 2$  *ати* без расхода воздуха.

Источником питания КИПС сжатым воздухом служит воздухозаправщик или компрессор.

Длина кабелей, входящих в комплект КИПС и служащих для соединения с проверяемыми ракетами и источником питания, равна 7 м.

Длина пневмошлангов для подсоединения к ПРМ-20, ПВД и приемному штуцеру автопилота проверяемой ракеты равна 8 м.

Габариты КИПС:

длина — не более 7200 мм;

ширина — не более 2600 мм;

высота — не более 3280 мм.

Общий вес КИПС — 9500 кг.

## 2. СОСТАВ КИПС И РАЗМЕЩЕНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ

В состав КИПС входят контрольная аппаратура и вспомогательное оборудование.

Контрольная аппаратура предназначена для проверки работы бортового оборудования и измерения его параметров. В состав контрольной аппаратуры входят:

— аппаратура КФР-15В для проверки системы радиуправления и радиовизирования ракеты и проверок сменных блоков гетеродинов;

— стойка СВ-211В для проверки автопилота;

— аппаратура 5Р21 для проверки радиовзрывателя;

— пульт ПКП-3 для комплексной проверки бортового оборудования ракеты;

— аппаратура «Зонд-2» для проверки радиовзрывателя типа «Шмель-В».

Вспомогательное оборудование КИПС предназначено для обеспечения работы бортовой аппаратуры ракеты и контрольной аппаратуры КИПС. К нему относятся:

— система электропитания;

— аппаратура распределения и регулирования электро- и пневмопитания;

— пневмосистема;

— система вентиляции и обогрева;

— система освещения;

— приспособления для проверки отдельных элементов бортового оборудования;

— переговорное устройство.

Вся аппаратура и оборудование размещаются в закрытом кузове на шасси автомобиля (рис. 129). Аппаратура закреплена на приборных столах, установленных вдоль бортов кузова

(рис. 130). Кабели, пневмошланги, разъемы и часть оборудования размещаются в шести внешних люках правого борта и в двух люках левого борта.

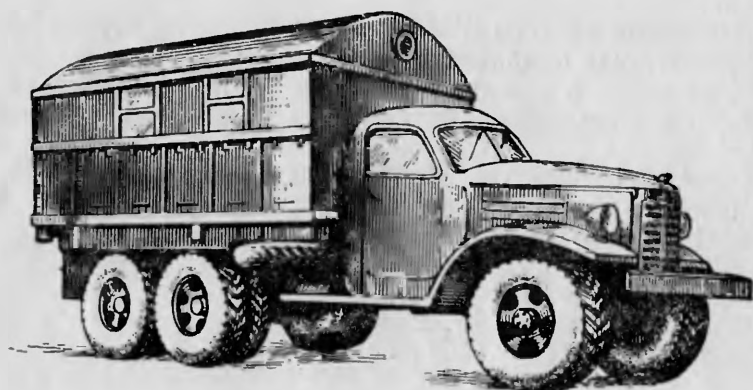


Рис. 129. Общий вид КИПС

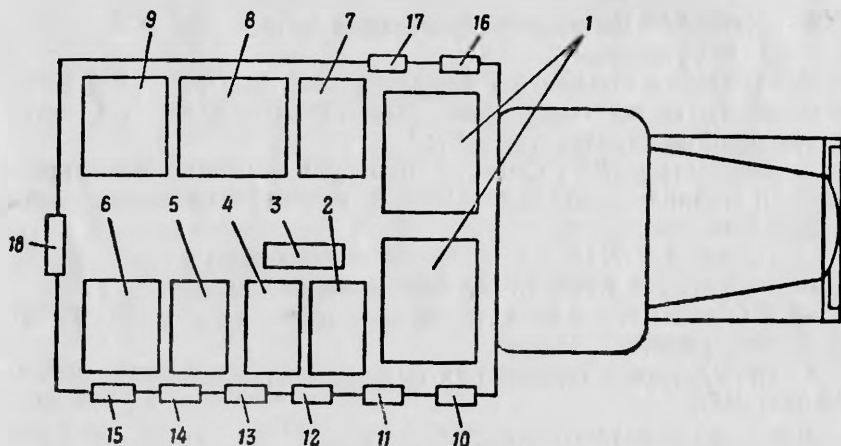


Рис. 130. Размещение аппаратуры в кузове КИПС:

1 — аппаратура КФР-15В; 2 — аппаратура 5Р21; 3 — защитные устройства 5Р21; 4 — пульт ПКП-3; 5 — пульт ПРП; 6 — стойка СВ-211В; 7 — аппаратура ЗОНД-2; 8 — стойка РКС; 9 — шкаф с ящиками ЗИП; 10 — люк № 6; 11 — люк № 5; 12 — люк № 4; 13 — люк № 3; 14 — люк № 2; 15 — люк № 1; 16 — люк № 8; 17 — люк № 7; 18 — дверь

### 3. КОНТРОЛЬНАЯ АППАРАТУРА КФР-15В

Для проверки системы радиуправления и радиовизирования ракеты аппаратура КФР-15В должна вырабатывать на одной несущей частоте команды управления и сигналы запроса ответчика, аналогичные по своему составу и расстановке во времени сигналам, выдаваемым РПК станции наведения ракет.

Принцип действия контрольной аппаратуры основан на раздельном измерении основных параметров канала радиовизирова-

ния и одного из каналов радиуправления ракеты. Вследствие этого схема аппаратуры КФР-15В упрощена по сравнению со схемой аппаратуры РПК станции наведения ракет: команды управления К1 и К2 могут быть выданы одновременно по трем кодовым каналам только одной величины, равной нулю. Команда, не равная нулю (переменная команда), может быть выдана только одна (К1 или К2) и только по одному (любому) кодовому каналу; остальные команды по другим каналам при этом выдаются равными нулю.

Переменная команда выдается фиксированно через 0,1 от  $-0,9$  до  $+0,9$ . Команды К3 и К4 также могут выдаваться только раздельно по каждому из кодовых каналов.

Аппаратура КФР-15В состоит из двух стоек ПШ-300В и ПЧ-200В, устройств связи и ЗИП.

**Стойка ПШ-300В** предназначена для формирования и выдачи высокочастотных сигналов запроса и команд К1, К2 и К3 (К4), аналогичных по структуре сигналам РПК станции наведения ракет.

В стойку ПШ-300В входят следующие блоки:

- блок ПШ-303Д (синхронизатор);
- блок ПШ-301Д (шифратор);
- блок ПШ-102В (высокочастотный сигнал-генератор).

**Синхронизатор** вырабатывает синхронизирующие импульсы, которые определяют основные временные соотношения формирования команд К1, К2, К3 (К4) и импульсов запроса. Синхронизатор позволяет также изменять значение переменной команды в пределах  $\pm 0,9$ . Синхронизирующие импульсы базовой частоты и стробы кодов такта, команд управления, разовых команд и импульсы с частотой запроса подаются в шифратор. Синхронизатор вырабатывает также сигналы, необходимые для проверки правильности обработки команды К3 бортовой аппаратурой.

**Шифратор** управляется синхронизирующими импульсами; он предназначен для выработки трючных импульсных посылок команд К1, К2 и К3 (К4) определенных кодовых групп, а также для формирования и расстановки во времени импульсов запроса. В шифраторе производится также формирование по длительности и амплитуде импульсов трючных посылок команд К1, К2 и К3 (К4). Сформированные импульсы подаются на высокочастотный сигнал-генератор.

**Высокочастотный сигнал-генератор** предназначен для выработки высокочастотных сигналов, калиброванных по мощности во всем рабочем диапазоне частот канала радиуправления. Точность установки несущей частоты контролируется волномером средней точности, входящим в блок ПШ-102В, а уровень высокочастотного сигнала может плавно изменяться и отсчитываться при помощи калиброванного выходного аттенюатора, включенного на выходе высокочастотного генератора. Высокочастотный сигнал с выхода генератора подается на вход проверяемой радиоап-

паратуры. Одновременно со второго выхода генератора сигнал подается на осциллографический индикатор для проверки параметров импульса запроса и контроля заполнения тактового периода.

Кроме того, в высокочастотном сигнал-генераторе имеется генератор промежуточной частоты, используемый для калибровки тракта усилителя осциллографического индикатора в случае проверок сменных гетеродинов. При автономной проверке сменных гетеродинов импульсы высокочастотного сигнал-генератора подаются на проверяемый гетеродин, подключаемый к усилителю осциллографического индикатора. Выходной импульс контролируется по осциллографическому индикатору.

**Стойка ПЧ-200В** предназначена для контроля отработки команд и измерения параметров ответных сигналов бортовой радиоаппаратуры.

В стойку ПЧ-200В входят следующие блоки:

- блок ПЧ-202В (осциллографический индикатор);
- блок ПЧ-202-3М (выпрямитель для блока ПЧ-202В);
- блок ПЧ-203Д (контрольно-измерительный блок);
- блок БВМ-12М (измеритель мощности и частоты).

**Осциллографический индикатор** предназначен для измерения временных параметров импульсов запроса и ответа, задержки между импульсами запроса и ответа и для самоконтроля стойки ПШ-300В.

Кроме того, в состав осциллографического индикатора входит усилитель промежуточной частоты (УПЧ), используемый при проверках сменных гетеродинов.

**Контрольно-измерительный блок** предназначен для контроля правильности прохождения и отработки команд К1 и К2 по величине управляющих напряжений, выдаваемых бортовой радиоаппаратурой, и для индикации тока магнетрона ответчика. В блок входит также схема электросекундомера для проверки времени задержки выдачи команд бортовой аппаратурой.

**Измеритель мощности и частоты** предназначен для измерения импульсной мощности и несущей частоты сигналов ответа. Он состоит из отдельных самостоятельных субблоков: измерителя мощности и волномера.

**Устройство связи** предназначено для связи антенны ответчика с аппаратурой КФР-15В. Устройство связи позволяет контролировать высокочастотный сигнал на выходе антенно-фидерного тракта бортовой аппаратуры; при этом исключается излучение высокочастотной мощности в пространство. Ответные сигналы, генерируемые ответчиком бортовой радиоаппаратуры, через устройство связи и высокочастотные кабели поступают в высокочастотный тракт, размещенный в блоке осциллографического индикатора. В этом тракте сигнал разветвляется в трех направлениях:

- к детекторной головке осциллографического индикатора;
- к камере волномера;
- к термисторной камере измерителя мощности.

#### 4. КОНТРОЛЬНАЯ СТОЙКА СВ-211В

Контрольная стойка СВ-211В предназначена для измерения параметров автопилота. Измерение может производиться в режимах «Автомат.» и «Полуавтомат.».

В режиме «Автомат.» параметры автопилота измеряются сравнением сигналов с потенциометров обратной связи рулевых машин автопилота с опорными напряжениями, пропорциональными предельно допустимым значениям параметров. Для осуществления автоматического измерения параметров автопилота контрольная аппаратура состоит из следующих основных устройств: программного устройства, сравнивающего устройства, схемы задержки, делителя опорных напряжений, усилителя имитации угла крена, измерительного устройства, делителя контрольных сигналов, источника питания, пневматического устройства.

Программное устройство управляет последовательностью операций измерения параметров автопилота.

В начале каждой операции, за исключением измерения передаточных коэффициентов чувствительных элементов, с делителя контрольных сигналов на входные цепи автопилота подается контрольный сигнал соответствующего канала автопилота. На выходе потенциометра обратной связи рулевой машины образуется напряжение  $U_6$ , пропорциональное измеряемому параметру, которое через программное устройство подается на сравнивающее устройство. Одновременно к сравнивающему устройству подключаются два опорных напряжения делителя:  $U_{6 \text{ мин}}$  и  $U_{6 \text{ макс}}$ .

Схема задержки включается от программного устройства одновременно с подачей на автопилот сигнала. Схема отсчитывает предусмотренную временную задержку, после которой результат измерения в форме напряжения  $+26 \text{ в}$  с выхода сравнивающего устройства подается на программное устройство или на измерительное устройство. Если параметр соответствует допуску, то под действием разрешающего напряжения  $+26 \text{ в}$  программное устройство автоматически переключается на измерение очередного параметра. Если же параметр не соответствует допуску, то автоматическое измерение прекращается. Сравнивающее устройство и схема задержки отключаются и одновременно включается измерительное устройство, ко входу которого переключается выход рулевой машины проверяемого канала автопилота. Измерительное устройство автоматически вырабатывает количественное значение угла отклонения руля в виде углового перемещения шкалы, проградуированной в процентах.

В режиме «Полуавтомат.» сигналы с потенциометров обратной связи рулевых машин автопилота поступают непосредственно на вход измерительного устройства, которое автоматически вырабатывает значение параметров в процентах.

При проверке свободного гироскопа в обоих режимах измерения датчик контрольных сигналов отключается и вместо него включается усилитель имитации угла крена. При проверке датчиков линейных ускорений и демпфирующих гироскопов автопилота датчик контрольных сигналов и усилитель имитации угла крена выключаются.

При вскрытии люков ракеты угловые скорости имитируются на поворотном столе. Действие линейных перегрузок имитируется разарретированием автопилота и соответствующей установкой блока управления автопилота на поворотном столе. Действие скоростного напора имитируется пневматическим устройством по командам, поступающим с программного устройства.

Конструктивно все функционально необходимые узлы и элементы аппаратуры контроля параметров автопилота объединены в четыре отдельных блока: СВ-211В-1, СВ-211В-2, СВ-211В-3 и СВ-211В-4М.

В блок СВ-211В-1 входят измерительное устройство, делитель контрольных сигналов, схема измерений максимальных углов, усиления и контроля функционирования датчиков скоростного напора (ДСН), схема контроля вращения гиromоторов (ГМ), функционирования демпфирующих гироскопов (ДГ), разарретирования и заарретирования автопилота.

В блок СВ-211В-2 входят программное устройство, сравнивающее устройство, схема задержки, делитель опорных напряжений, схема усилителя имитации угла крена.

Блок СВ-211В-3 состоит из источника питания, измерительных приборов с элементами включения и схемы сигнализации чередования фаз.

Блоки СВ-211В-1, СВ-211В-2 и СВ-211В-3 расположены в одном шкафу.

Блок СВ-211В-4М представляет собой пневматическое устройство, предназначенное для понижения давления сжатого воздуха до определенных номиналов при заданном времени их нарастания и спада. Принцип действия блока основан на дроселировании сжатого воздуха через калиброванные отверстия (дюзы) разных сечений. Блок конструктивно размещается в пульте распределения электро- и пневмопитания.

## 5. КОНТРОЛЬНАЯ АППАРАТУРА 5Р21

Принцип действия комплекта аппаратуры основан на раздельном измерении основных параметров радиовзрывателя и заключается в следующем:

— определение общей чувствительности основано на введении переменного активного ослабления до срабатывания радиовзрывателя между трактами передатчика и приемника через защитные устройства, коаксиальный кабель и измерительный аттенюатор, которые имитируют ослабление реального импульса; задержка электромагнитной энергии при прохождении ее по в. ч. тракту аппаратуры имитирует расстояние до цели;

— такие электрические параметры радиовзрывателя, как анодные напряжения, токи детекторов и т. д., контролируются по электронизмерительным приборам методом непосредственного отсчета.

Для проверки чувствительности радиовзрывателя предназначен прибор контроля чувствительности (ПКЧ), обеспечивающий проверку чувствительности радиовзрывателя без вскрытия технологических люков с одновременной защитой радиовзрывателя от излучения в пространство и от воздействия внешних полей.

ПКЧ состоит из блока измерительного аттенюатора, блока задержки, комплекта защитных устройств, высокочастотных кабелей и согласованных нагрузок.

Для проверки электрических параметров радиовзрывателя, подачи питания на радиовзрыватель, выдачи команд и индикации отработки команд предназначен пульт 20.

Принципиальная электрическая схема пульта состоит из следующих самостоятельных электрических схем:

- схемы питания пульта и радиовзрывателя;
- схемы измерения основных электрических параметров радиовзрывателя;
- схемы управления и контроля;
- схемы электронного реле времени;
- схемы импульсного вольтметра.

Конструктивно пульт 20, блок измерительного аттенюатора и блок задержки объединены в измерительную стойку ИС-20.

## 6. ПУЛЬТ ПКП-3

Пульт ПКП-3 предназначен для проверки электрооборудования ракеты а также для контроля взаимодействия бортовой аппаратуры и включения питания при совмещенных и автономных проверках ракеты.

Электрическая схема пульта обеспечивает:

- контроль напряжений и потребления тока бортовой аппаратурой;
- проверку исправности цепей пиротехники и цепи предохранения радиовзрывателя;
- контроль перемычек заглушки разъема пиротехники ракеты;
- контроль сигнализаторов давления для запуска ЖРД;
- запуск программного механизма ПМК-60А и контроль выдачи с него сигналов +26 в;

- подачу команды загрузления РВ;
- включение электропневмоклапана и дистанционный контроль давления воздуха в магистрали;
- включение обогрева батареи 20А-4;
- подачу переменного напряжения на обогрев блока радиоуправления;
- проверку исправности цепей и правильности функционирования элементов управления, арретирования и разарретирования автопилота, работу ракеты в режиме старта и сброса.

Конструктивно пульт ПКП-3 представляет собой вертикальную стойку, на передней панели которой располагаются контрольные приборы, переключатели и сигнальные лампы.

## 7. ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

**Система электропитания** предназначена для обеспечения питанием контрольной аппаратуры КИПС и аппаратуры ракеты во время автономных и совмещенных проверок.

В состав системы электропитания входят преобразователь АТП-А и агрегат питания КИПС-АПК.

Преобразователь АТП-А преобразует напряжение 220 в, 50 гц в постоянное напряжение 26 в.

В состав агрегата питания входят:

- преобразователь АТП-Б, преобразующий напряжение 220 в, 50 гц в постоянное напряжение 26 в;
- преобразователь ПТ-200ц-II (2 шт.), преобразующий постоянное напряжение 26 в в переменное трехфазное 36 в, 400 гц;
- преобразователь ПО-750, преобразующий постоянное напряжение 26 в в переменное однофазное 115 в, 400 гц.
- трансформатор, преобразующий напряжение 220 в, 50 гц в напряжение 26 в, 50 гц для освещения кабины и люков КИПС;
- трансформатор, преобразующий напряжение 220 в, 50 гц в напряжение 26 в, 50 гц для обогрева блока радиоуправления и радиовизирования и бортовой батареи.

**Аппаратура распределения и регулирования электро- и пневмопитания** состоит из распределительно-контрольной стойки (РКС) и пульта регулирования питания (ПРП).

РКС предназначена для распределения и контроля токов, напряжений и частоты напряжений питания аппаратуры КИПС и проверяемой ракеты, а также для управления включением источников питания, системы вентиляции, обогрева и освещения. В состав РКС входят выпрямитель и блоки РКС-1, РКС-2, РКС-3, РКС-4, электрически связанные между собой и установленные в общем шкафу.

Пульт ПРП предназначен для ручного регулирования напряжений и подачи воздуха в пневмосистему ПРМ-20 и в пневмосистему ПВД с ручным регулированием и фиксированными давлениями 0,8; 2,5 и 4,5 ати автоматически по командам стойки СВ-211В.

В состав ПРП входят блок регулирования и блок распределения воздуха. В блоке регулирования размещены реостаты, потенциометр регулирования напряжений и пневмоблок СВ-211В-4. В блоке распределения воздуха размещены элементы пневмосистемы КИПС, необходимые для подачи и контроля давления воздуха в ПРМ-20 и ПВД.

**Система вентиляции и обогрева** предназначена для вентиляции и обогрева кабины КИПС и контрольных стоек КФР-15В и СВ-211В. В систему обогрева и вентиляции кузова КИПС входят вентилятор, электропечь и комплект бензиновых отопительных установок. В систему обогрева и вентиляции стоек входят три вентилятора и три калориферные электропечи.

**Пневмосистема** предназначена для редуцирования, контроля и подачи сжатого воздуха в автопилот, ПВД и ПРМ-20 при проведении проверок ракет. Пневмосистема КИПС может быть разделена на три независимые одна от другой пневмосистемы: пневмосистему ПРМ-20, пневмосистему ПВД и пневмосистему АП. Конструктивно в состав пневмосистемы КИПС входят:

- пневмоцист, расположенный в люке № 6;
- пульт регулирования питания;
- пневмошланги и переходники.

**Система освещения** рабочих мест операторов внутри и снаружи КИПС включает в себя нормальное, светомаскировочное и аварийное освещение.

**Переговорное устройство СПУ-7** предназначено для осуществления двухсторонней циркулярной телефонной связи между операторами при проверках ракеты.

В комплект переговорного устройства входят:

- усилитель типа СПУ-7 для усиления сигналов, поступающих на вход от ларингофонов;
- телефонная гарнитура.

В состав переговорного устройства входят шесть комплектов телефонных гарнитур.

Кроме того, в состав КИПС входят:

- пульт проверки ЗИП АП, предназначенный для проверки исправности датчиков скоростного напора рулевых блоков ЗИП;
- прибор ПИКК, предназначенный для проверок исправности кодовых ключей аппаратуры радиоуправления;
- поворотный стол СТ-89 и кронштейн СВ-196, предназначенные для установки и поворота блока управления автопилота с угловыми скоростями 0,3 град/сек, 1 град/сек и 15 град/сек, имитирующими поворот ракеты в пространстве при проведении автономной проверки автопилота;
- прибор ПЦ-1, предназначенный для проверки воспламенятельно-детонирующих механизмов;
- пульт БР86, предназначенный для проверки предохранительно-исполнительного механизма;
- ремонтный ЗИП.



## 8. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА КИПС ПРИ СОВМЕЩЕННЫХ ПРОВЕРКАХ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ РАКЕТЫ В-755

Связь контрольной аппаратуры КИПС с ракетой и схема питания контрольной аппаратуры КИПС показаны на рис. 131.

Питание бортовой аппаратуры осуществляется в двух режимах:

- в режиме «Питание с земли»;
- в режиме «Питание от батареи».

Коммутация питания бортовой аппаратуры при переходе с одного режима на другой осуществляется в пульте ПКП-3. При работе в режиме «Питание с земли» питание бортовой аппаратуры всеми напряжениями производится с пульта ПКП-3 через разъем ОШ-10 борта ракеты. При переходе на режим «Питание от батареи» питание бортовой аппаратуры осуществляется бортовым преобразователем ПТО-800А. Напряжение постоянного тока 26 в на бортовой преобразователь подается с ПКП-3 через разъем ОШ-10; при этом напряжения 115 в, 400 гц и  $3 \times 36$  в, 400 гц для питания бортовой аппаратуры отключаются от АПК при помощи реле, установленного в ПКП-3.

В течение всей проверки ракеты осуществляется контроль цепи предохранения РВ. Цепь предохранения РВ проходит с борта ракеты через разъем ОШ-10 на ПКП-3. В случае нарушения предохранения РВ в ПКП-3 автоматически отключаются все питающие напряжения, идущие на борт, или цепи запуска и питания бортового преобразователя.

Подача воздуха в пневмосистему осуществляется так. От штуцера высокого давления воздухозаправщика воздух подается в воздушный фильтр, в редуктор В-10РД и далее в электропереключатель воздуха В-11А. В пневмосистему ПВД воздух подается с ПРП, где производятся включение, регулировка и контроль давления воздуха.

В пневмосистемы АП и ПВД воздух может поступать только в случае снятия напряжения постоянного тока 26 в с В-11А. Включение воздуха в АП производится с ПКП-3. Воздух в ПРМ-20 подается от штуцера низкого давления воздухозаправщика. Давление регулируется краном дренажа ПРМ-20 на ПРП.

## 9. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА КИПС ПРИ АВТОНОМНЫХ ПРОВЕРКАХ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ РАКЕТЫ В-755

Связь контрольной аппаратуры КИПС с ракетой при автономных проверках бортовой аппаратуры показана на рис. 132.

Питание контрольной аппаратуры КИПС осуществляется по тем же цепям, что и при совмещенных проверках.



Блок ФР-15М питается со стойки РКС КИПС. Параметры блока радиуправления контролируются аппаратурой КФР-15В через разъем Ш1 блока ФР-15М и разъем Ш16 КИПС.

РВ питается со стойки РКС КИПС. Параметры РВ контролируются аппаратурой 5Р21 через разъемы В-1 радиовзрывателя, ОШ-4 борта ракеты и Ш1, Ш2 КИПС.

Питание АП всеми питающими напряжениями производится через разъемы Ш15 КИПС и Ш1 блока управления автопилота со стойки РКС КИПС. Проверка автопилота АП-755 производится контрольной стойкой СВ-211В. Параметры АП контролируются через разъем КР ракеты, разъемы Ш1, Ш2, Ш3, Ш4 блока управления автопилота и Ш14, Ш15 КИПС. При проведении автономных проверок блок управления автопилота устанавливается на поворотном столе СТ-89 с кронштейном СВ-196, имитирующим эволюции ракеты в полете. Воздух в ПВД и АП при автономной проверке АП подается так же, как и при совмещенных проверках.

#### 10. ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ ЭСД-40

Дизельная электростанция ЭСД-40 предназначена для питания потребителей трехфазным переменным напряжением 220 в частотой 50 гц (рис. 133).

Электростанция состоит из двух отдельных дизельных электрических агрегатов на 30 кВт и 10 кВт.

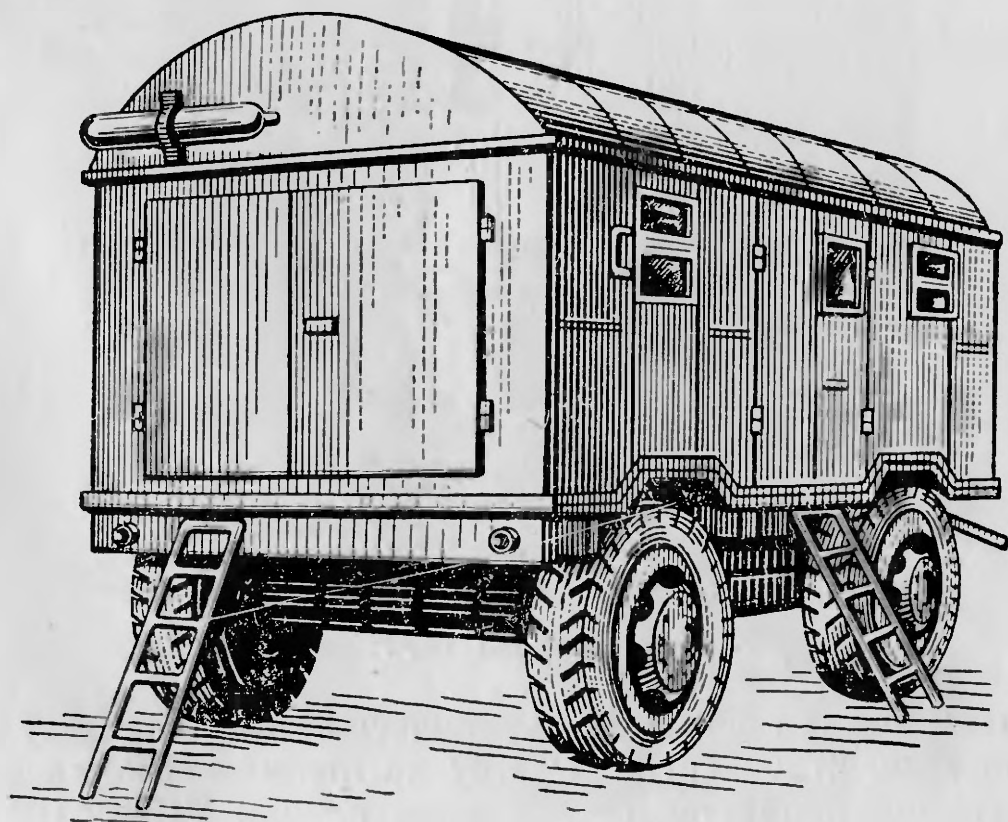


Рис. 133. Передвижная электростанция ЭСД-40

Агрегат электрический дизельный (унифицированный) на 30 кВт имеет следующие технические данные:

Род тока . . . . .	Переменный, трехфазный
Линейное напряжение . . . . .	230 в
Ток . . . . .	94 а
Частота . . . . .	50 гц
Режим работы . . . . .	Длительный

В агрегате использованы двухтактный четырехцилиндровый дизельный двигатель и синхронный генератор. Электрическая схема агрегата позволяет вести устойчивую параллельную работу с другими источниками тока.

Агрегат электрический дизельный на 10 кВт имеет следующие технические данные:

Род тока . . . . .	Переменный, трехфазный
Линейное напряжение . . . . .	230 в
Ток . . . . .	31,5 а
Частота . . . . .	50 гц
Режим работы . . . . .	Длительный

В зависимости от нагрузки потребителя включается один из агрегатов питания ЭСД-40.

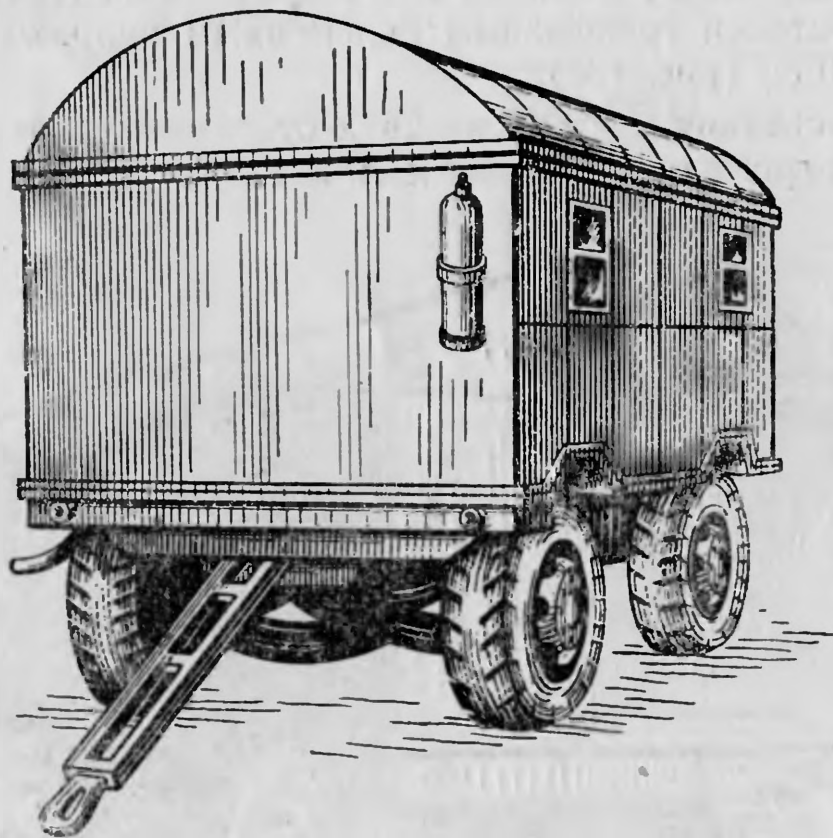


Рис. 134. Прицеп ТД-Н2-В1

Для обеспечения освещения технической позиции ТДН и распределения электроэнергии между потребителями дизельной электростанции придается специальная кабина ТД-Н2-В1 с кабельной сетью, распределительными устройствами и блоками обогрева, установленная на прицепе (рис. 134).

---

## ГЛАВА III

### ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ СТЫКОВКИ И СНАРЯЖЕНИЯ РАКЕТ

В состав оборудования для стыковки и снаряжения ракет входят:

- автопогрузчики;
- автокраны;
- технологические стыковочные тележки ТСТ-115Е55;
- технологические тележки 117Е55;
- такелажно-грузоподъемные приспособления;
- приборы ПП-1, ПЦ-1 и приспособление ППЗ.

#### 1. АВТОПОГРУЗЧИК

Автопогрузчик со специальным такелажным приспособлением 100Е предназначен:

- для перегрузки маршевых частей ракет с рам накатников тары № 1 на ТСТ и обратно (рис. 135);

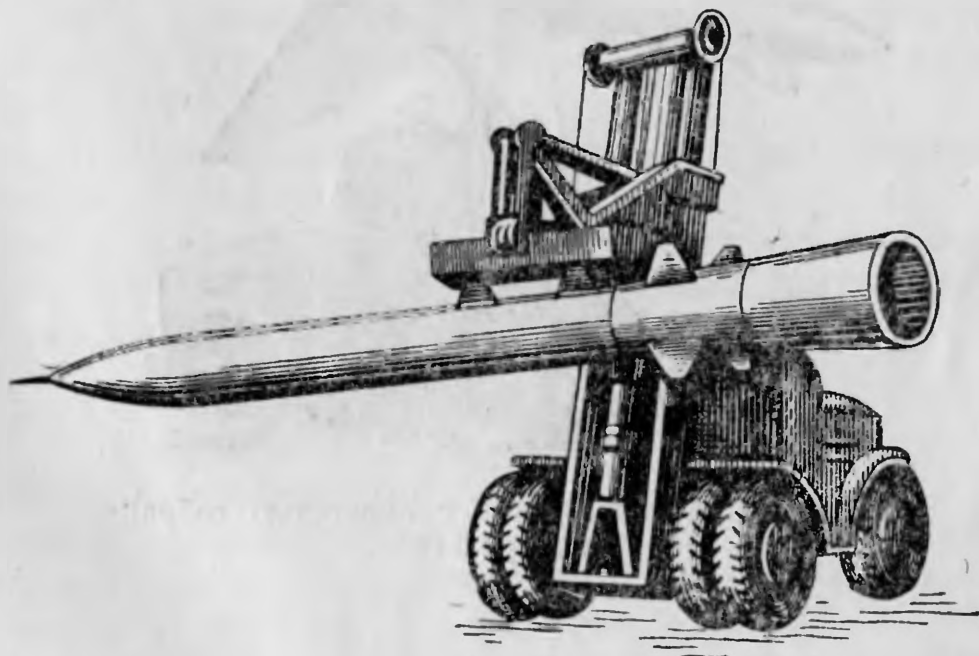


Рис. 135. Автопогрузчик с II ступенью ракеты

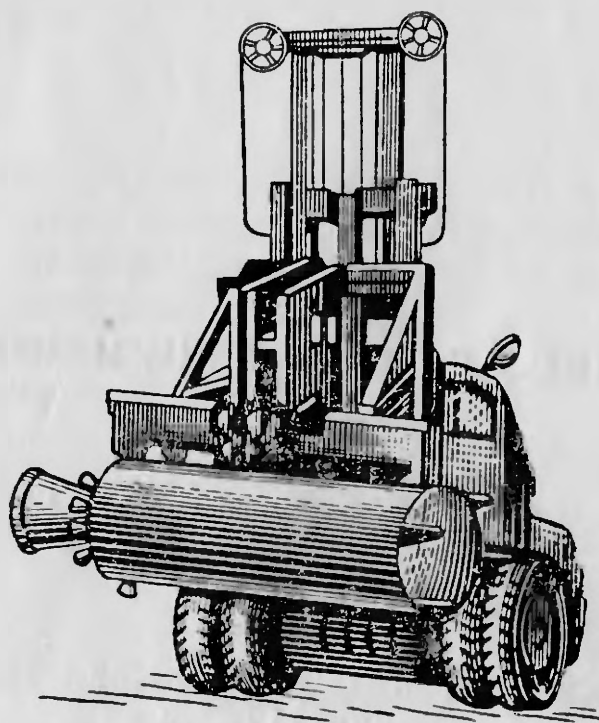


Рис. 136. Автопогрузчик с I ступенью ракеты

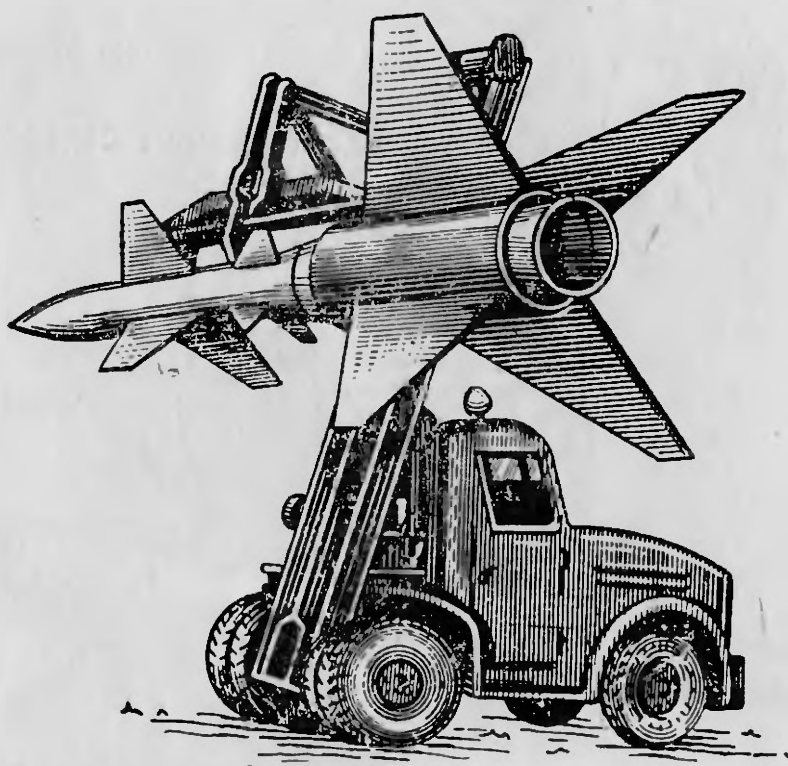


Рис. 137. Автопогрузчик с полностью собранной ракетой

— для извлечения стартовых ускорителей (ПРД) из тары, перевозки их на площадку № 4а технической позиции и укладки на ТСТ (рис. 136);

— для перегрузки полностью собранных и снаряженных ракет с ТСТ на полуприцеп и обратно (рис. 137).

Автопогрузчик состоит из следующих основных узлов:

- двигателя;
- трансмиссии;
- ходовой части;
- рулевого управления;
- кабины и рамы;
- грузоподъемного механизма;
- электрооборудования.

В качестве двигателя используется двигатель автомобиля.

В систему привода рулевого управления для облегчения управления и улучшения маневренности включен гидроусилитель.

Грузоподъемный механизм служит для подъема и опускания груза. Он состоит из следующих частей:

— телескопической рамы, предназначенной для установки и и подъема каретки;

— каретки, предназначенной для установки такелажного приспособления 100Е;

— гидравлического привода, предназначенного для управления телескопической рамой, кареткой и такелажными приспособлениями.

## 2. ТАКЕЛАЖНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ АВТОПОГРУЗЧИКА

Для производства погрузочно-разгрузочных работ с ракетами и ее частями автопогрузчик оборудуется специальным такелажным приспособлением 100Е, которое используется либо с балкой 100Е-09, либо с балкой 100Е-08. Балка 100Е-09 предназначена для перегрузки стартовых ускорителей ПРД и вторых ступеней ракет (рис. 138 и 139).

Балка 100Е-08 предназначена для перегрузки полностью снаряженных и собранных ракет (рис. 140).

Автопогрузчик с крановой балкой предназначен для транспортировки ПРД в таре № 3 по технологическому потоку ТДН и для других погрузочно-разгрузочных работ.

## 3. АВТОМОБИЛЬНЫЙ КРАН

Автомобильный кран (рис. 141) предназначен:

— для погрузочно-разгрузочных работ с комплектующими элементами ракет и комплектами снаряжения ракет в специальной упаковке (тары № 1, 2, 3 и 4, рис. 142 и 143);

— для перегрузки маршевых частей ракет с рам накатников тары № 1 на ТСТ-115Е55 и обратно (рис. 144);

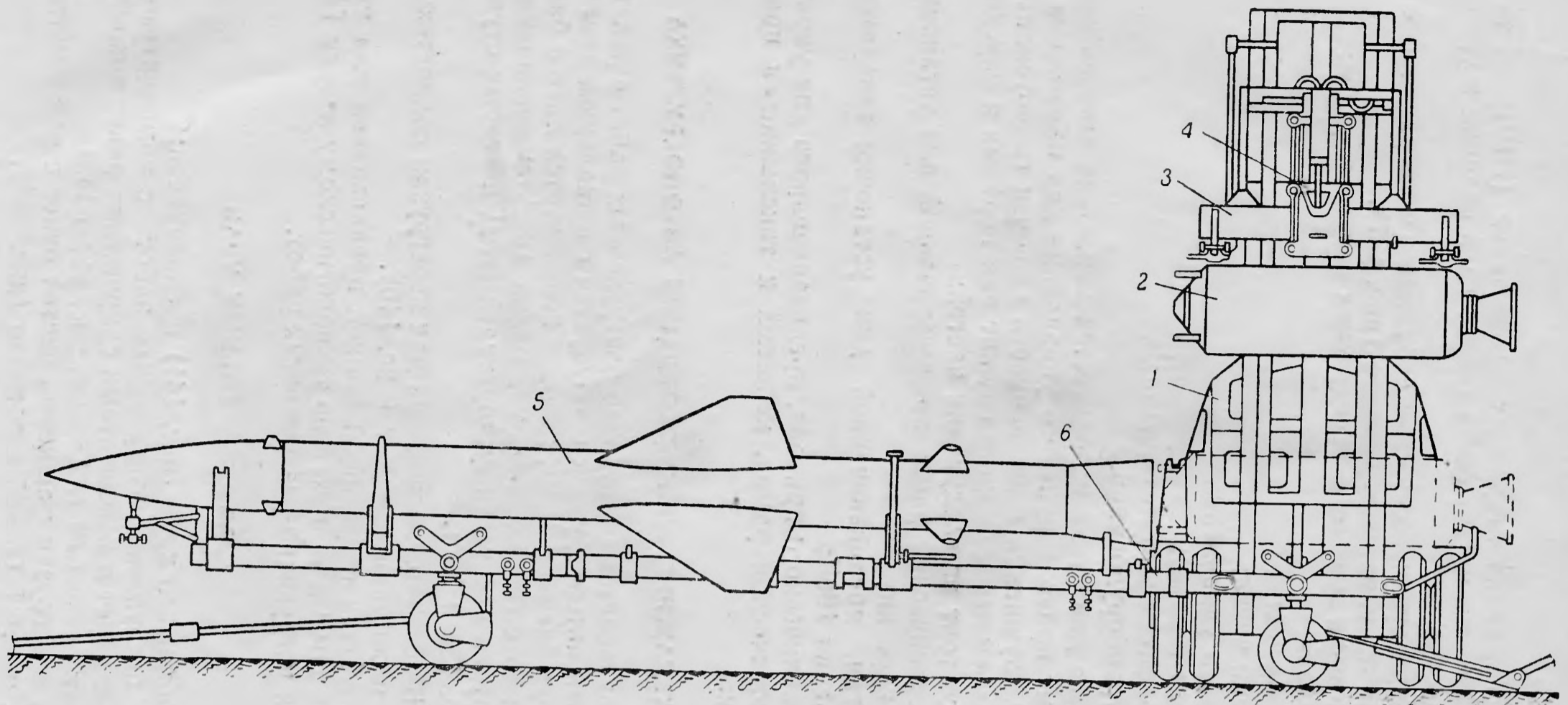


Рис. 138. Автопогрузчик с I ступенью ракеты у ТСТ-115Е55:  
 1 — автопогрузчик; 2 — I ступень ракеты; 3 — балка 100Е-09; 4 — такелажное приспособление 100Е; 5 — II ступень ракеты; 6 — технологическая стыковочная тележка ТСТ-115Е55

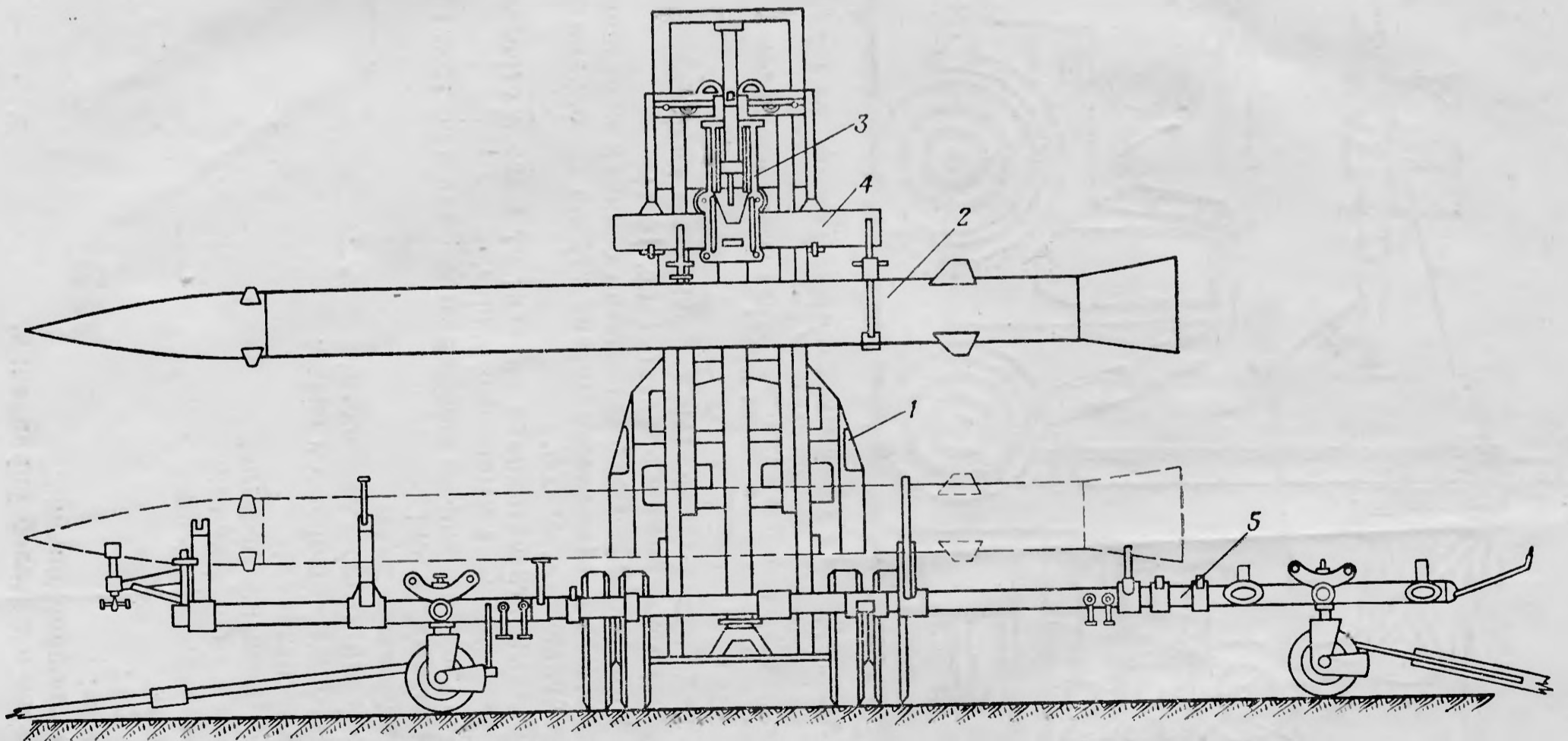


Рис. 139. Автопогрузчик со II ступенью ракеты у ТСТ-115Е55:  
 1 — автопогрузчик; 2 — II ступень ракеты; 3 — такелажное приспособление 100Е; 4 — балка 100Е-09; 5 — технологическая стыковочная тележка ТСТ-115Е55

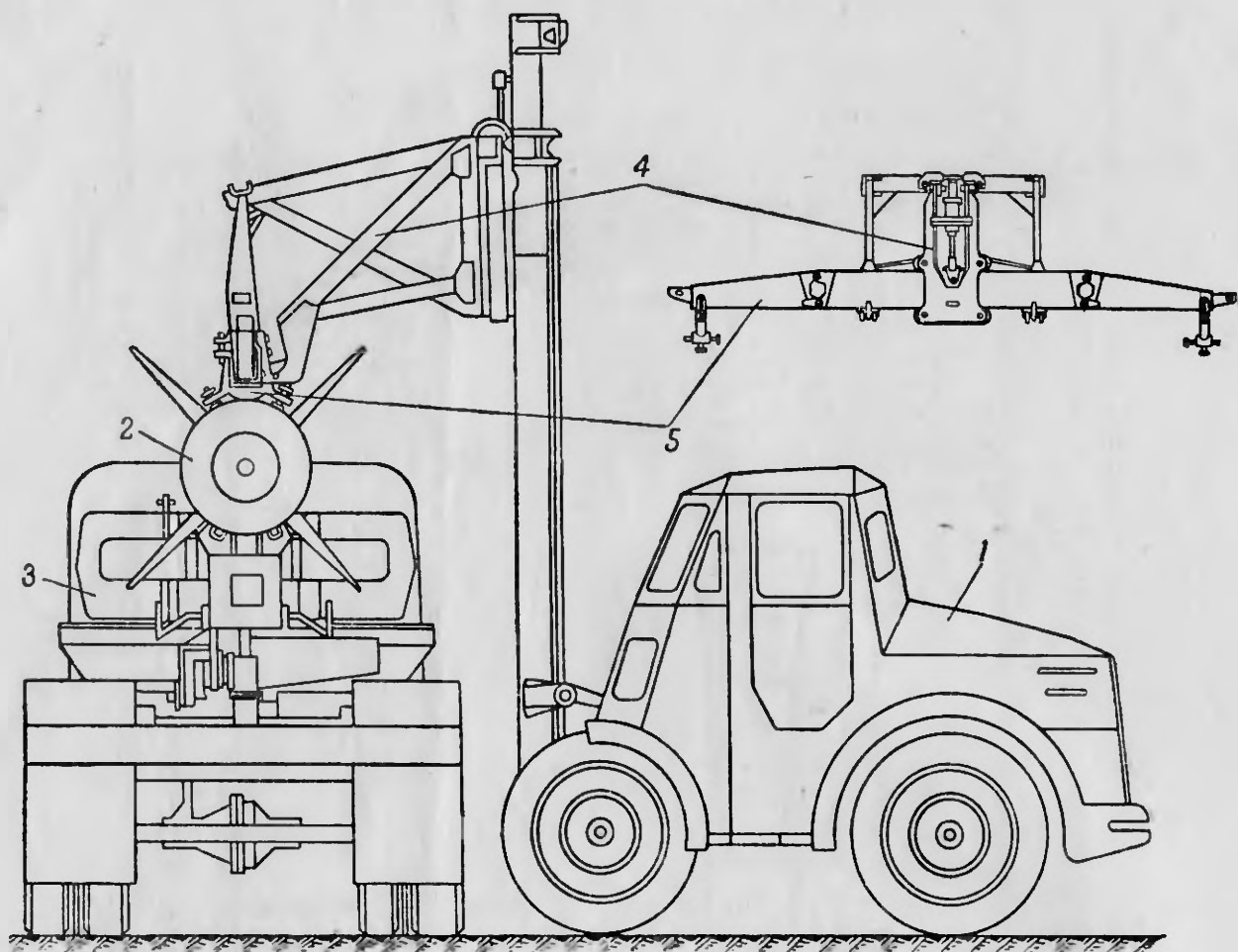


Рис. 140. Автопогрузчик с полностью собранной ракетой при перегрузке ее на ТЗМ:

1 — автопогрузчик; 2 — ракета; 3 — ТЗМ; 4 — грузозахватное приспособление 100Е; 5 — балка 100Е-08

— для перегрузки полностью собранных и снаряженных ракет с ТСТ на полуприцеп и обратно (рис. 145);

— для монтажа и демонтажа антенны станции наведения ракет; при монтаже и демонтаже антенны стрела автокрана удлиняется специальной вставкой.

Грузоподъемность автокрана зависит от вылета стрелы и от установки автокрана на выносные опоры.

Автокран смонтирован на шасси автомобиля и состоит из следующих основных узлов:

- неповоротной рамы;
- редуктора отбора мощности;
- редуктора неповоротной части;
- кольца катания;
- поворотной платформы;
- лебедки с барабанами;
- механизма вращения;
- стрелы;
- портала;
- кабины;
- электрооборудования;
- рычагов и педалей управления.

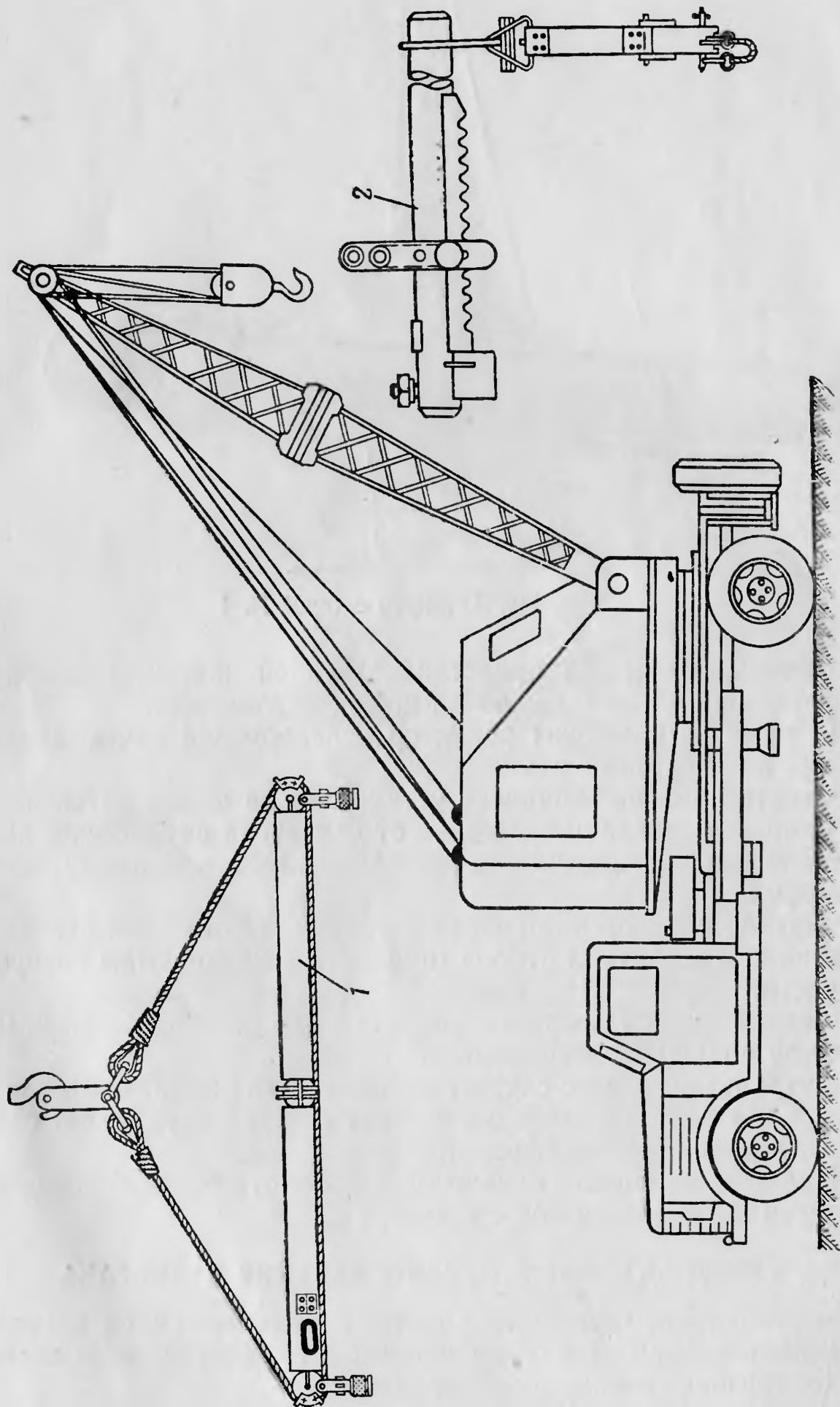


Рис. 141. Автокран с грузоподъемными приспособлениями:  
1 — траверс-балка 317Е; 2 — траверс-балка 316Е.

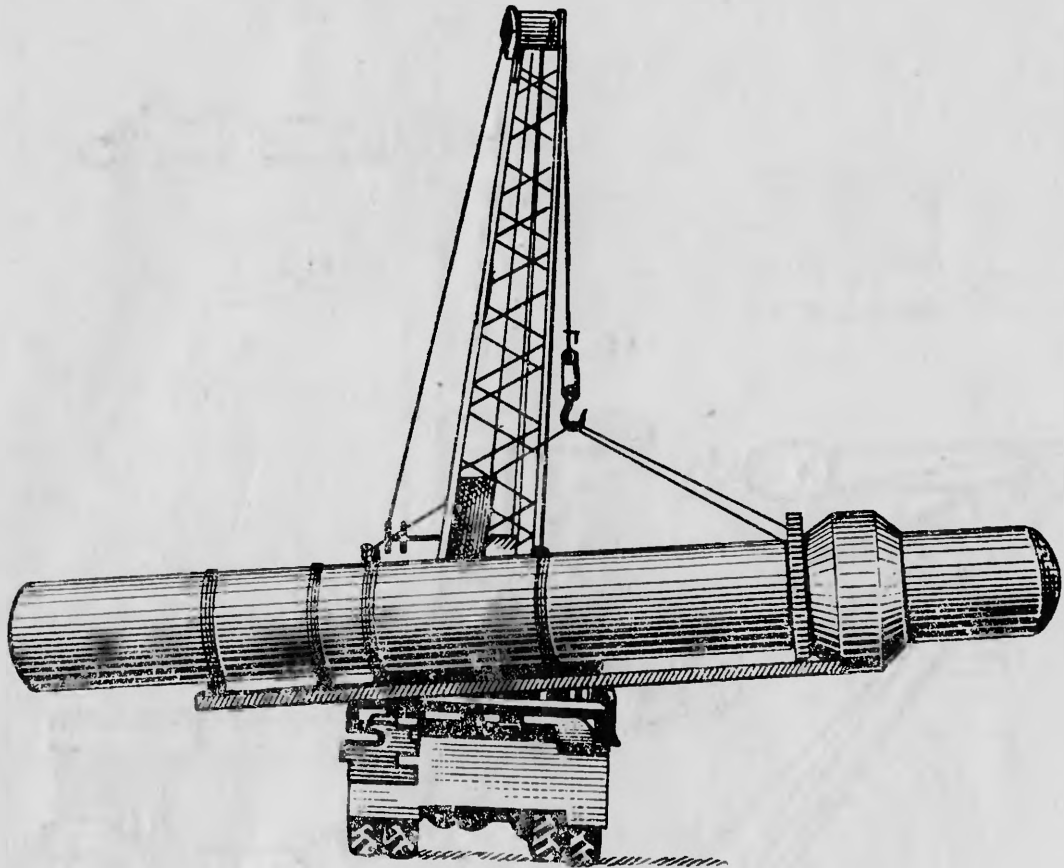


Рис. 142. Автокран с тарой № 1

Неповоротная рама представляет собой жесткую сварную конструкцию, установленную на шасси автомобиля.

На раме установлены редуктор неповоротной части, кольца катания и поворотная рама.

Редуктор отбора мощности установлен на шасси автомобиля и служит для передачи вращения от двигателя автомобиля либо к механизмам поворотной части крана, либо к заднему мосту автомобиля.

Редуктор неповоротной части автокрана служит для передачи вращения от редуктора отбора мощности к механизмам поворотной части.

Поворотная рама служит для установки на ней основных механизмов вращения автокрана.

Центральный реверс служит для изменения направления вращения вала лебедки. Лебедка состоит из трех барабанов: стрелового, грузового и грейферного.

Механизм вращения служит для поворота верхней поворотной части автокрана в обе стороны.

#### 4. ГРУЗОПОДЪЕМНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ АВТОКРАНА

Погрузочно-разгрузочные работы с ракетами и ее частями при использовании автокрана производятся при помощи специальных грузоподъемных приспособлений:

- траверс-балки 316Е;
- траверс-балки 317Е;

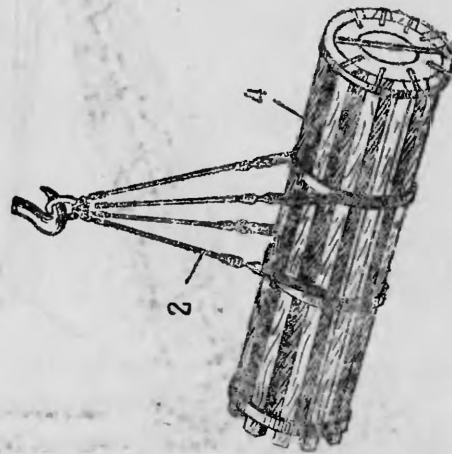
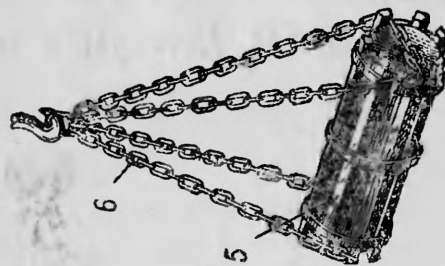
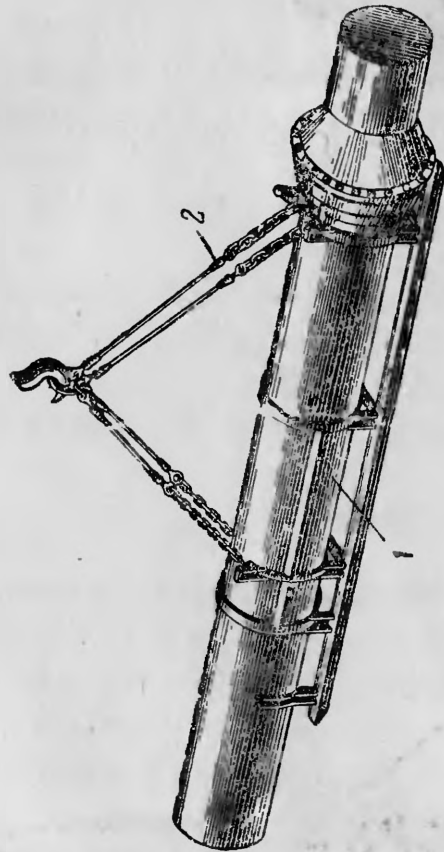
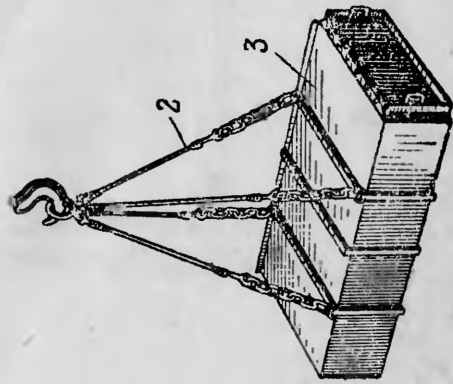


Рис. 143. Захват тары № 1, 2, 3, 4 тросом-чалкой 318Е и подъемником А-42-0:

1 — тара № 1; 2 — трос-чалка 318Е; 3 — тара № 2; 4 — тара № 3; 5 — тара № 4; 6 — подъемник А-42-0

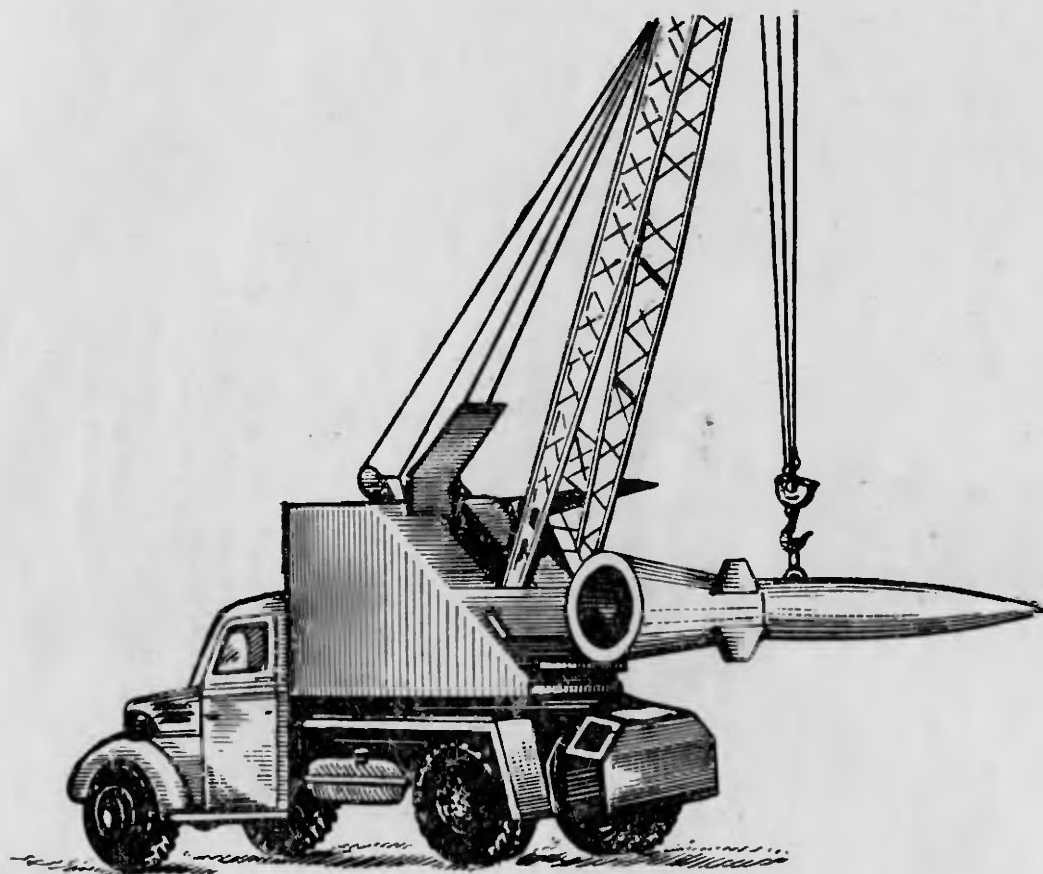


Рис. 144. Автокран с маршевой частью ракеты

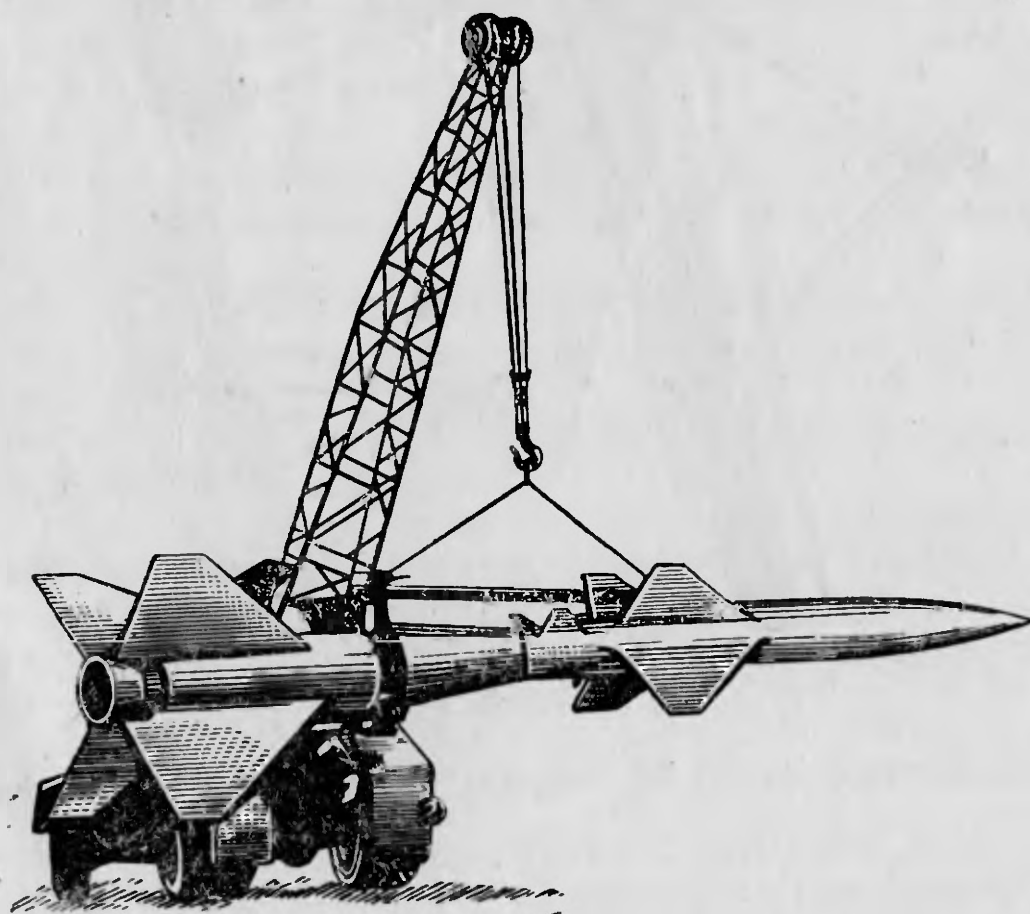


Рис. 145. Автокран с полностью собранной ракетой

- троса-чалки 318Е;
- троса 161К;
- подъемника А-42-0.

**Траверс-балка 316Е** (рис. 141) предназначена для подъема, перемещения и установки II ступени ракеты на ТСТ.

**Траверс-балка 317Е** ((рис. 141) предназначена для подъема полностью собранной (состыкованной) ракеты, а также для подъема ракеты при различных весовых вариантах:

- ракеты без окислителя;
- ракеты без окислителя и горючего;
- ракеты без окислителя, горючего и боевой части на технологическом потоке в ТДН при аварийных работах; поднимаемое изделие подвешивается верхними бугелями к захватам траверс-балки.

**Трос-чалка 318Е** (рис. 143) предназначена для подъема:

- II ступени ракеты в таре № 1 и тары № 1;
- ПРД в таре (снаряженного или неснаряженного) и тары № 3;
- оперения ракеты (крыльев и стабилизаторов) в таре № 2 и тары № 2;
- тележек 117Е55, ТСТ-115Е55 и другого оборудования.

Поднимаемый груз своими захватами подвешивается к цепям стропов троса-чалки.

**Трос 161К** предназначен для такелажных работ с ПРД без укупорки.

**Подъемник А-42-0** (рис. 143) предназначен для подъема БЧ в укупорке (таре № 4) и пустой тары № 4.

Для подъема II ступени ракеты в различных степенях снаряжения и заправки используется траверс-балка 3066.

## 5. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ТЕЛЕЖКИ

**Технологическая стыковочная тележка 115Е55** (рис. 146) предназначена для сборки, обслуживания и транспортировки ракеты по технологическому потоку. Тележка транспортируется автомобилем или вручную.

На тележке выполняются следующие технологические операции:

- расконсервация II ступени ракеты;
- стыковка II ступени с ПРД;
- установка плоскостей крыльев и стабилизаторов;
- проверка бортовой аппаратуры ракеты при помощи КИПС;
- заправка шар-баллона ракеты воздухом;
- установка в ракету БЧ;
- снаряжение иницирующими и пиротехническими средствами;
- снаряжение и расснаряжение ПРД;

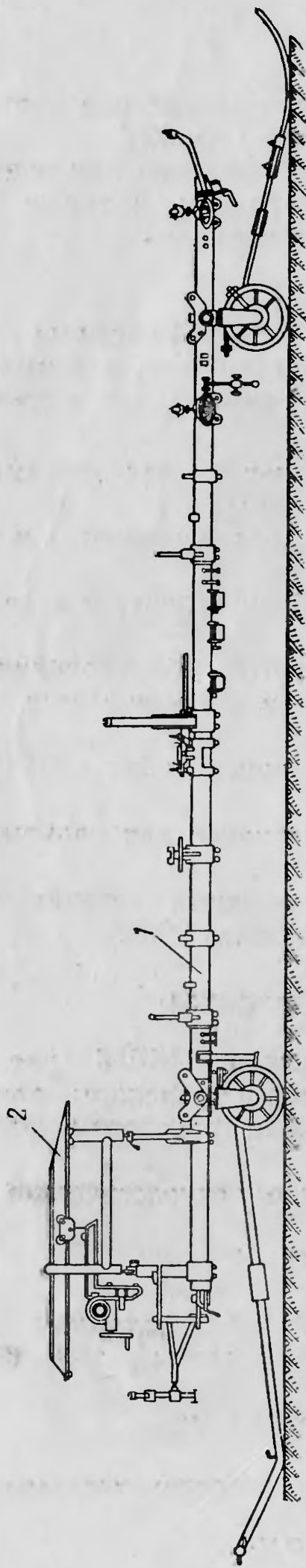


Рис. 146. Технологическая стыковочная тележка ТСТ-115Е55 с приспособлениями 115Е55-04:

1 — технологическая стыковочная тележка ТСТ-115Е55; 2 — приспособление для снаряжения ракеты боевой частью — 115Е55-04

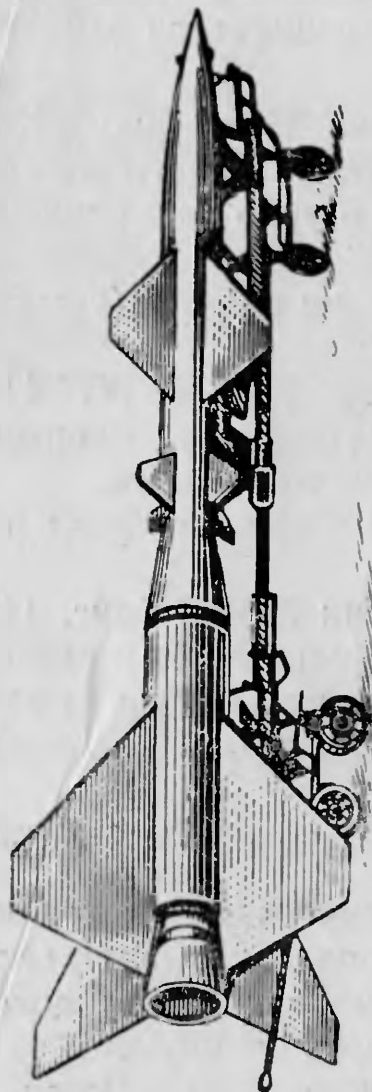


Рис. 147. Транспортировка полностью собранной ракеты на технологической стыковочной тележке ТСТ-115Е55

— транспортировка ракеты, не заправленной окислителем и горючим, на технологическом потоке (рис. 147).

Технологическая тележка 117Е55 (рис. 148) предназначена для транспортировки БЧ и оперения ракеты на технологическом потоке ТДН при стыковке и снаряжении ракеты. На тележке можно одновременно перевозить две БЧ (рис. 149) или четыре плоскости крыльев и четыре плоскости стабилизаторов (рис. 150). Тележка транспортируется автомобилем или вручную.

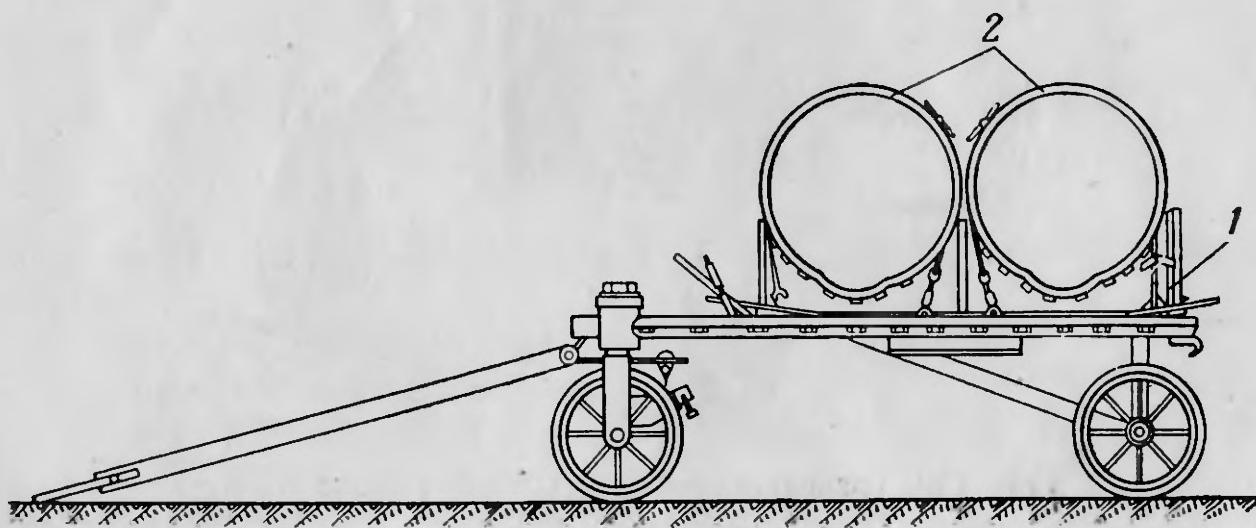


Рис. 148. Технологическая тележка 117Е55 с двумя боевыми частями:

1 — технологическая тележка 117Е55; 2 — боевые части

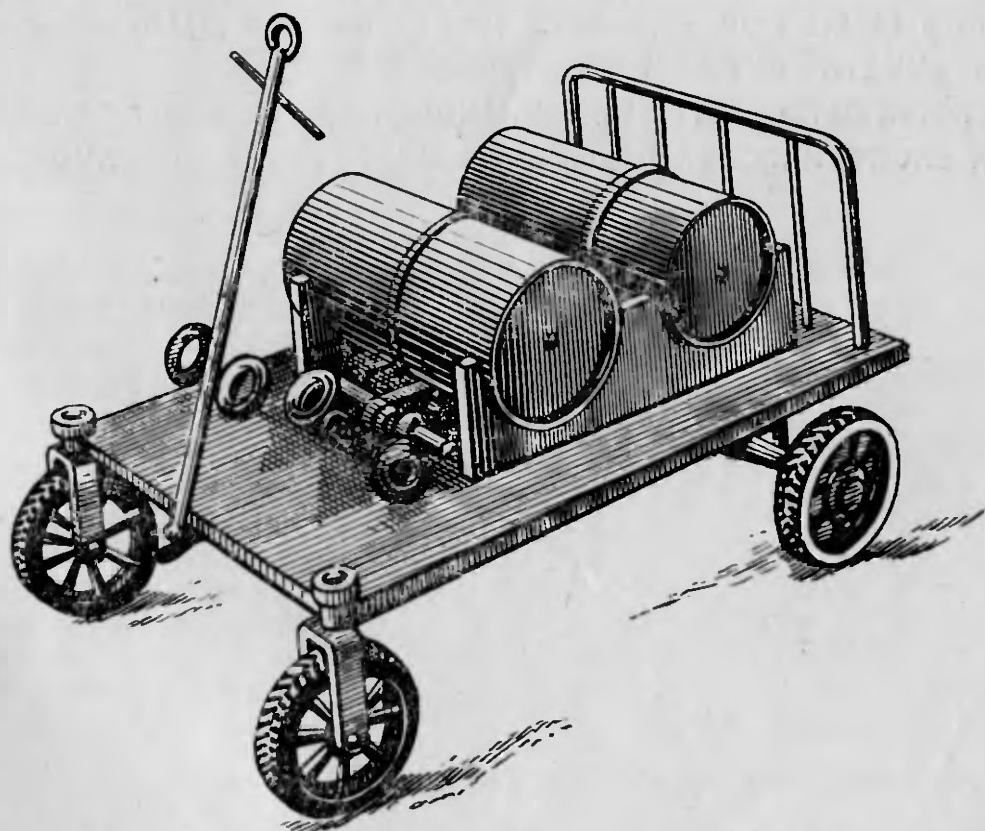


Рис. 149. Транспортировка боевых частей на технологической тележке 117Е55

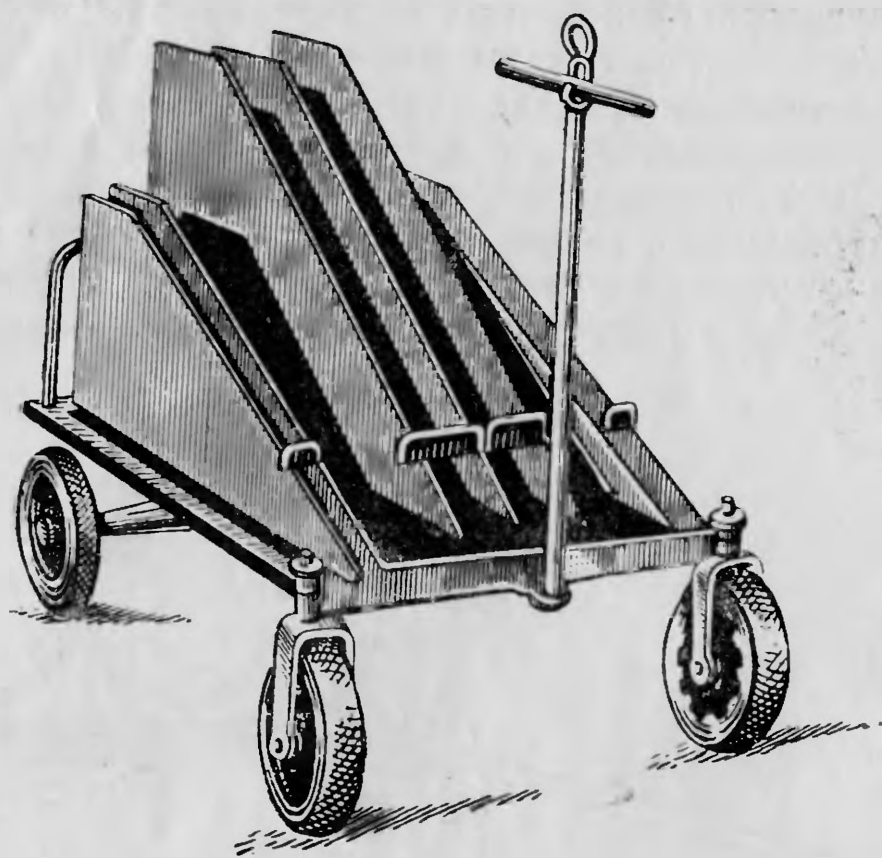


Рис. 150. Транспортировка оперения ракеты на тележке 117E55

#### 6. ПРИБОРЫ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ

**Прибор ПП-1** предназначен для проверки электрических цепей пиросвечей и пиропатронов перед установкой их в ПРД.

**Прибор ПЦ-1** предназначен для проверки ВДМ, а также служит для уничтожения пиропатронов.

Приспособление ППЗ предназначено для защиты номера расчета при электрических проверках пиропатронов и пиросвечей.

## ГЛАВА IV

### ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ЗАПРАВКИ РАКЕТ И ПОЛУПРИЦЕПОВ

В состав оборудования для заправки ракет и полуприцепов входят:

- компрессорная станция;
- воздухозаправщики;
- автоматический фотоэлектронный индикатор влажности;
- автозаправщик горючего;
- цистерна для горючего на полуприцепе;
- автозаправщик окислителя;
- цистерна для окислителя на полуприцепе;
- передвижные насосные установки;
- обмывочно-нейтрализационная машина;
- воздухоподогреватель.

#### 1. КОМПРЕССОРНАЯ СТАНЦИЯ

Передвижная воздушная компрессорная станция (рис. 151) предназначена для получения сжатого воздуха и имеет следующие технические данные:

Конечное давление выдаваемого воздуха . . . . .	150 и 350 атм
Производительность станции по свободному воздуху . . . . .	$90 \pm 5$ м <sup>3</sup> /ч
Влажность выдаваемого воздуха . . . . .	Не выше 0,01 г воды на 1 м <sup>3</sup> воздуха, что соответствует точке росы $-(55 \div 60)^\circ \text{C}$
Полный вес установки . . . . .	9 250 кг
Емкость системы охлаждения . . . . .	68 л
Емкость топливного бака . . . . .	250 л
Часовой расход топлива . . . . .	155 кг/ч
Мощность двигателя . . . . .	110 л. с. (при 2 000 об/мин)

Сжатый воздух, вырабатываемый компрессорной станцией, используется:

- для заправки баллонов воздухозаправщиков;
- для дозаправки ракет сжатым воздухом;

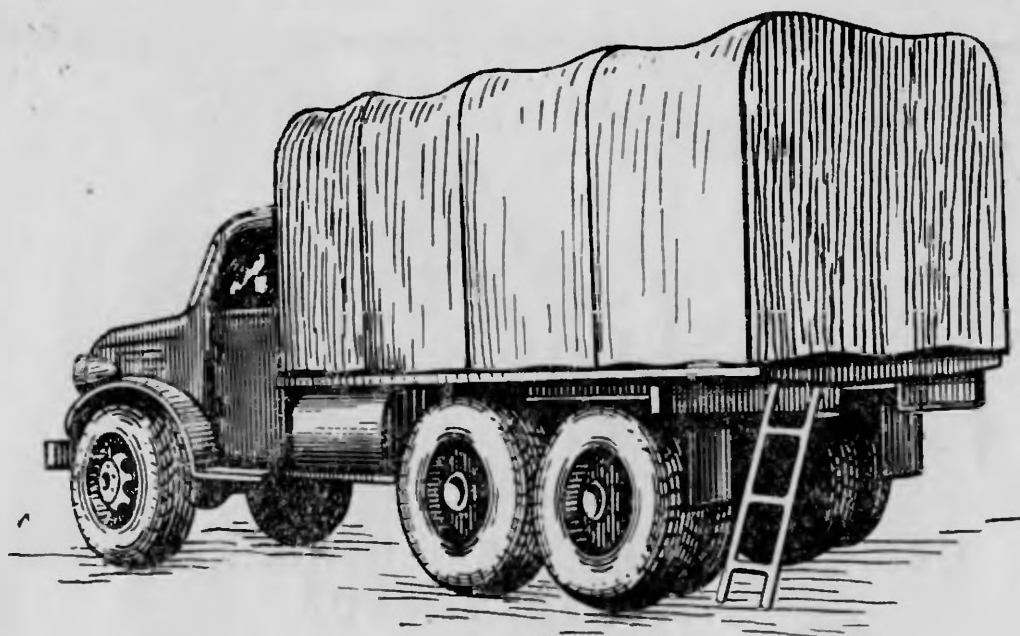


Рис. 151. Передвижная компрессорная станция

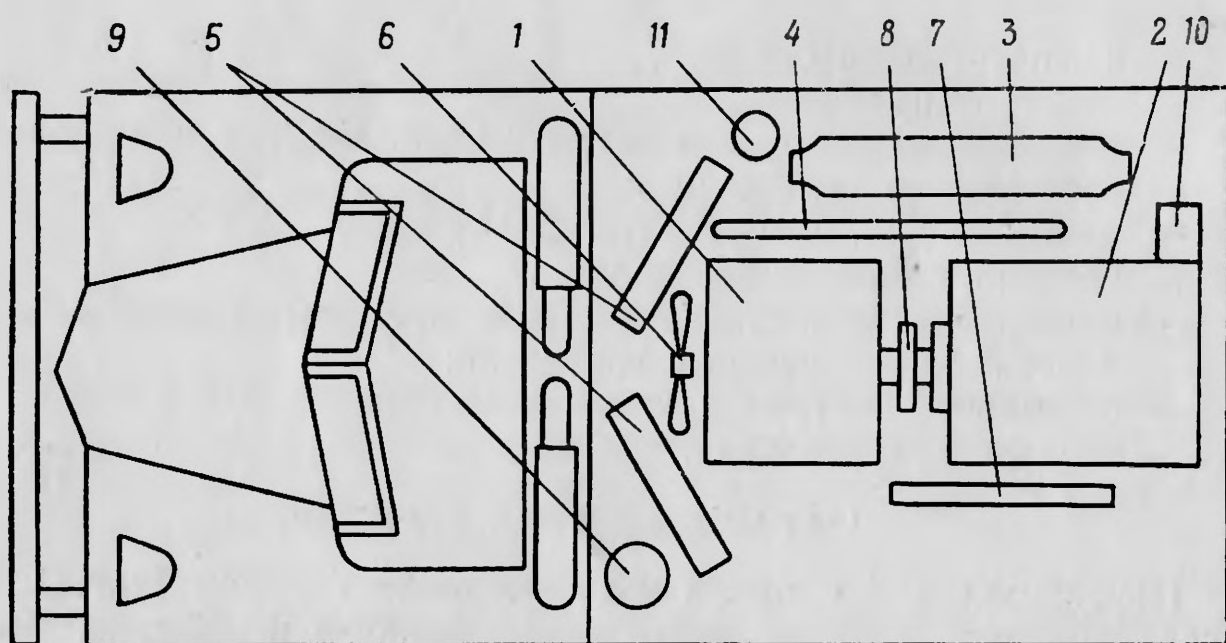


Рис. 152. Схема расположения основных агрегатов компрессорной станции:

1 — четырехступенчатый компрессор; 2 — двигатель; 3 — ресивер (2 шт.); 4 — холодильник (4 шт.); 5 — радиаторы системы охлаждения; 6 — вентилятор; 7 — щит управления; 8 — редуктор; 9 — кислородно-водяной холодильник; 10 — регенератор; 11 — водомаслоотделитель

— для заправки воздушных баллонов полуприцепов, автозаправщиков окислителя и кабины ПВ станции наведения ракет. Компрессорная станция смонтирована на шасси автомобиля повышенной проходимости.

В состав компрессорной станции входят следующие основные узлы и системы: дизель с редуктором, компрессор, система охлаждения, система очистки воздуха, система осушки воздуха, воздушная магистраль и шланги, электрическая система, пульт управления, дополнительный кислородно-водяной холодильник.

Схема расположения основных агрегатов компрессорной станции в кузове машины показана на рис. 152.

Схема воздушной магистрали компрессорной станции СМ-14 показана на рис. 153.

Дизель с редуктором предназначен для приведения в движение поршневой группы компрессора. Дизель двухтактный, с непосредственным впрыском и прямоточной продувкой.

Компрессор предназначен для сжатия воздуха до давления 350 атм. Компрессор поршневой 4-ступенчатый с V-образным расположением цилиндров.

Система охлаждения станции состоит из радиаторов, холодильников компрессора, водяного насоса, трубопроводов и служит для охлаждения дизеля и сжатого воздуха.

Система очистки воздуха состоит из двух керамических фильтров и водомаслоотделителя и служит для очистки сжатого воздуха от механических примесей и масла.

Система осушки воздуха предназначена для осушки сжимаемого воздуха и состоит из адсорбера и устройства восстановления свойств адсорбера — шкафа регенерации, соединенного с глушителем дизеля.

Воздушная магистраль состоит из воздухопроводов, вентиляей, предохранительных клапанов, раздаточных колонок и двух баллонов ресивера. Шланги подсоединяются к раздаточным колонкам и соединяют станцию с потребителями.

Электрическая система станции состоит из двух аккумуляторов, различных электроприборов и узлов и служит для запуска дизеля и освещения станции.

Пульт управления служит для размещения контрольных приборов и органов управления.

Кислородно-водяной холодильник служит для дополнительно охлаждения сжатого воздуха с целью его окончательной осушки. Он устанавливается в сеть при температуре воздуха перед адсорбером выше  $+35^{\circ}\text{C}$ .

## 2. ВОЗДУХОЗАПРАВЩИК

Воздухозаправщик предназначен для хранения, транспортировки и выдачи сжатого воздуха.

Сжатый воздух, хранящийся в воздухозаправщике, используется:

- для заправки шар-баллонов ракет;
- заправки баллонов полуприцепов;
- заправки баллонов автозаправщиков ЗАК-32М и кабин ПВ станций наведения ракет;
- питания КИПС;
- проверки двигательной установки на герметичность.

Воздухозаправщик представляет собой специальную установку, смонтированную либо на шасси автомобиля повышенной проходимости (МС-4М), либо на специальном шасси (МС-10).

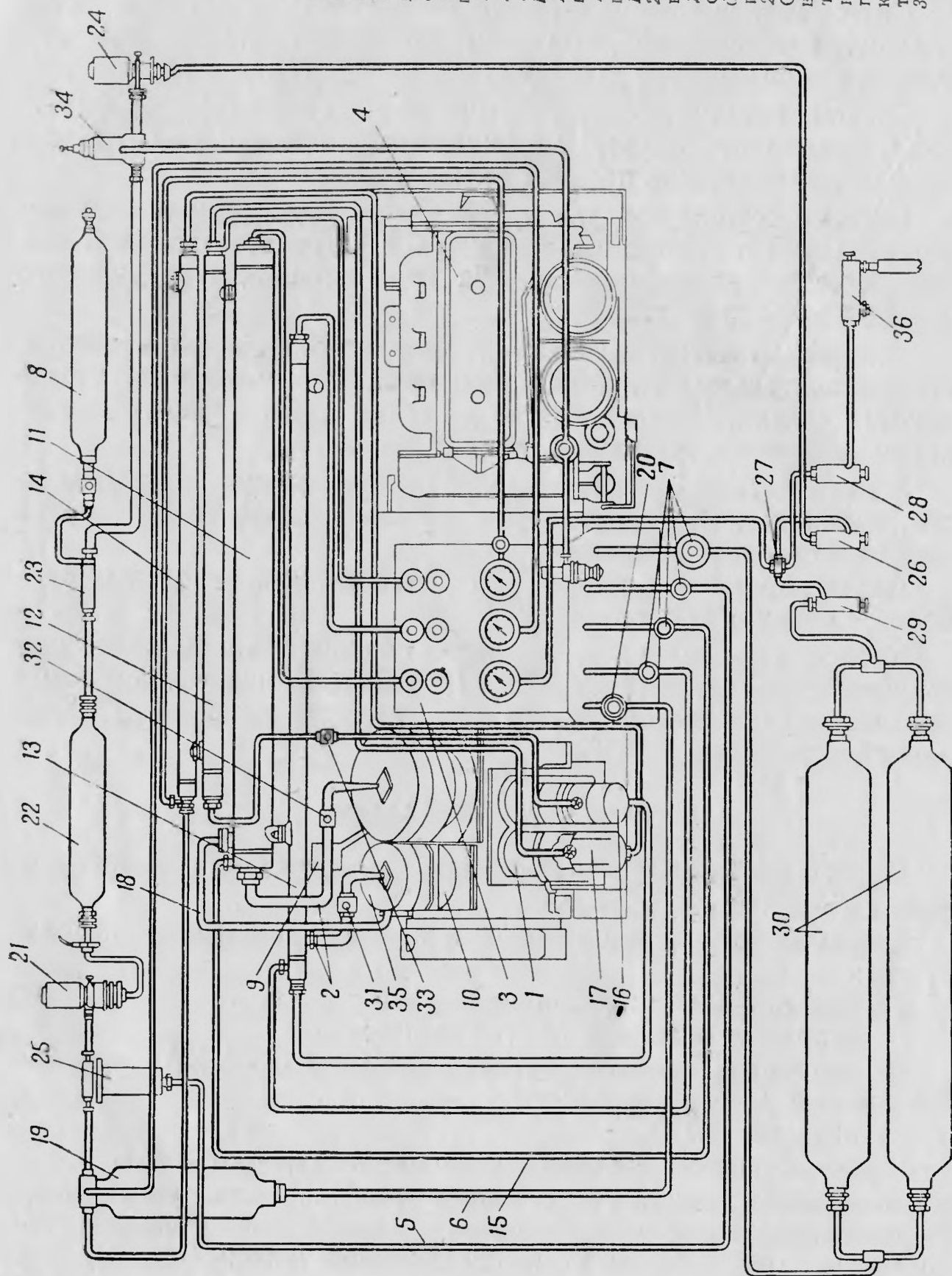


Рис. 153. Схема воздушной магистрали компрессорной станции СМ-14:

1 — компрессор; 2 — межступенчатые трубопроводы; 3 — щит управления; 4 — дизель; 5 и 6 — воздухопроводы; 7 — вентили продувки; 8 — запальный адсорбер; 9 — фильтр; 10 — I ступень; 11 — холодильник I ступени; 12 — холодильник II ступени; 13 — холодильник III ступени; 14 — холодильник IV ступени; 15 — воздухопровод; 16 и 17 — цилиндры III и IV ступеней; 18 — воздухопровод; 19 — водомаслоотделитель; 20 — вентиль; 21 — первый вентиль, поддерживающий давление; 22 — рабочий адсорбер; 23 — керамиковый фильтр; 24 — второй вентиль, поддерживающий давление; 25 — фильтр; 26 — вентиль СЕТЬ; 27 — коллектор; 28 — вентиль РАЗДАЧА; 29 — вентиль БАЛЛОНЫ; 30 — резервуары; 31, 32 и 33 — межступенчатые предохранительные клапаны; 34 — предохранительный клапан IV ступени; 35 — цилиндр II ступени; 36 — штуцер раздаточной колонки

Специальная установка состоит:

- из батареи баллонов с манометрами и вентилями;
- керамических фильтров;
- блока редукторов;
- вентилей групповой зарядки и раздачи;
- предохранительного клапана;
- пульта управления;
- электрооборудования;
- раздаточной колонки;
- комплекта шлангов высокого и низкого давлений.

Общий вид воздухозаправщика показан на рис. 154.

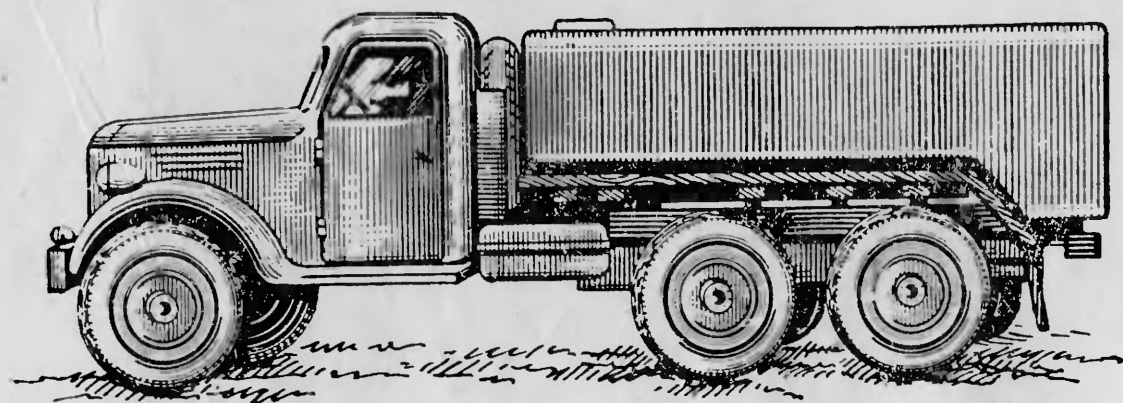


Рис. 154. Воздухозаправщик МС-4М

### 3. АВТОМАТИЧЕСКИЙ ФОТОЭЛЕКТРОННЫЙ ИНДИКАТОР ВЛАЖНОСТИ ВОЗДУХА ДДН-1М

Автоматический фотоэлектронный индикатор влажности воздуха (рис. 155) служит для непрерывного и периодического контроля влажности воздуха (точки росы), выдаваемого компрессорной станцией, и имеет следующие технические данные:

Пределы измерения влажности воздуха (точки росы) . . . . .	От $-10$ до $-70^{\circ}\text{C}$
Минимальное давление воздуха, поступающего на охлаждение . . . . .	$120-140 \text{ кг/см}^2$
Расход воздуха:	
а) на охлаждение измерительного зеркала от $+35$ до $-55^{\circ}\text{C}$ . . . . .	$1,5 \text{ дм}^3$
б) расход контролируемого воздуха:	
на замер . . . . .	$1 \text{ л/мин}$
на продувку . . . . .	$3 \text{ л/мин}$
в) на поддержание температуры измерительного зеркала при $-55^{\circ}\text{C}$ и давлении $120-140 \text{ кг/см}^2$ . . . . .	$8 \text{ дм}^3/\text{час}$
Время охлаждения измерительного зеркала от температуры $+35$ до $-55^{\circ}\text{C}$ . . . . .	$10-12 \text{ мин}$
Время обогрева измерительного зеркала от температуры $-55$ до $+35^{\circ}\text{C}$ . . . . .	$10 \text{ мин}$
Потребляемая мощность . . . . .	Не более $200 \text{ вт}$
Вес прибора (без упаковки и ЗИП) . . . . .	$30 \text{ кг}$
Питание прибора . . . . .	От сети переменного тока напряжением $220 \pm 5\% \text{ в}$ , $50 \text{ гц}$

Конструкция прибора обеспечивает его эксплуатацию в любое время суток и в любых метеорологических условиях при температурах окружающего воздуха от  $-40$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  при относительной влажности окружающего воздуха 98%.

Принцип работы индикатора влажности воздуха заключается в следующем.

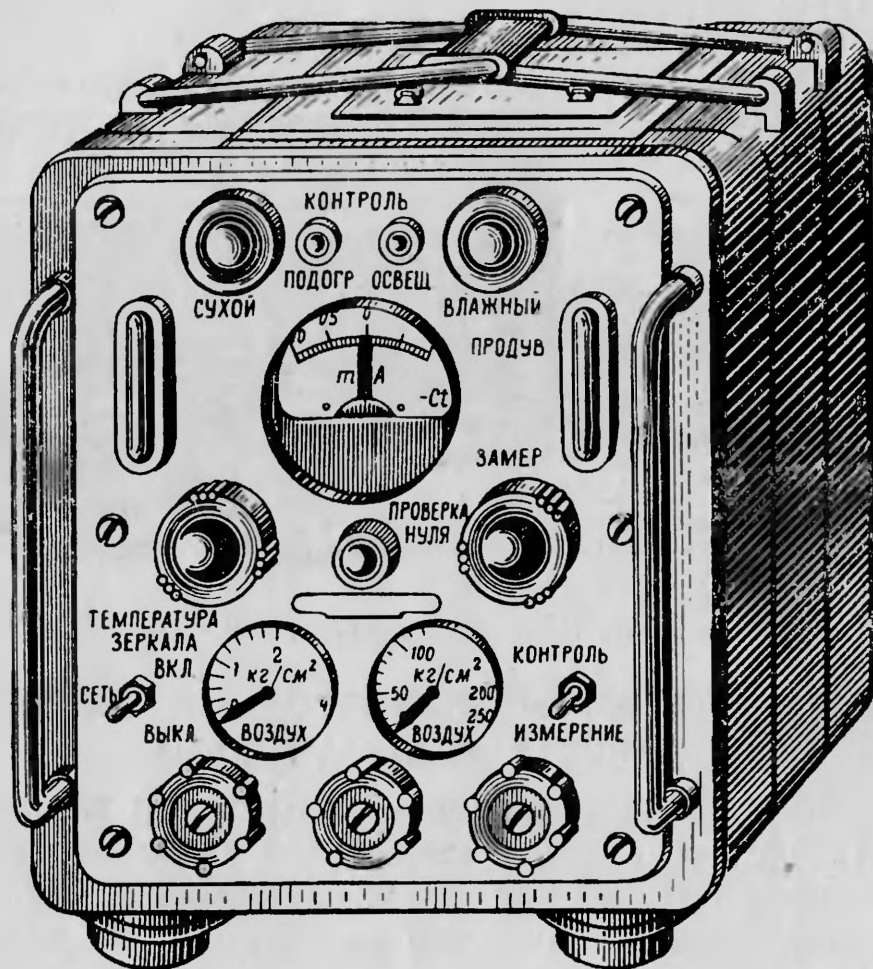


Рис. 155. Индикатор влажности ДДН-1М

В измерительную головку на стальное зеркало подается контролируемый воздух. Зеркало специальным устройством (охладителем) охлаждается до заданной температуры. Охлаждение осуществляется за счет дросселирования сжатого воздуха, подаваемого в охладитель. Температура зеркала поддерживается в заданных пределах специальным электронным устройством. Момент выпадения росы на зеркале фиксируется автоматикой прибора — срабатывает фотоэлектронная схема, в результате чего загораются сигнальные лампочки, определяющие состояние контролируемого воздуха: «сухой» или «влажный».

#### 4. АВТОЗАПРАВЩИК ГОРЮЧЕГО ЗАК-41А

Автозаправщик горючего (рис. 156), смонтированный на шасси 3-осного автомобиля повышенной проходимости, является

передвижной заправочной установкой и имеет следующие технические данные:

Рабочая емкость цистерны (для ТГ-02) . . . . .	3 200 л
Рабочая емкость переднего бака . . . . .	270±10 л
Величина дозы горючего, выдаваемого задним дозирующим устройством с одной настройки:	
минимальная . . . . .	10 л
максимальная . . . . .	1 036 л
вес груженого заправщика . . . . .	9 945 кг

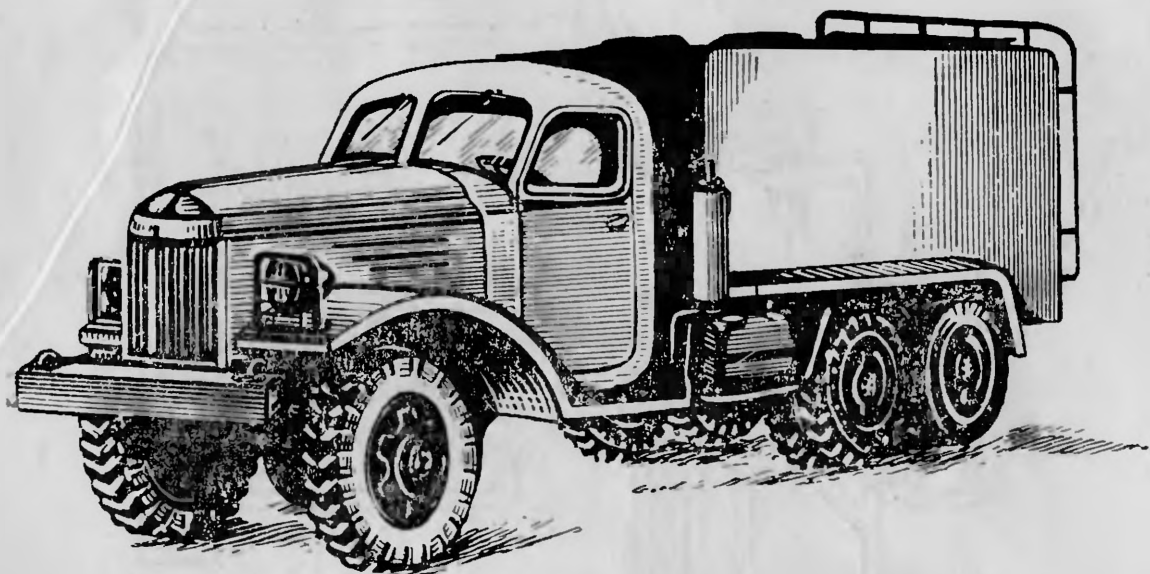


Рис. 156. Автозаправщик горючего ЗАК-41А

Автозаправщик предназначен:

- для заправки баков ракет точно отмеренными объемными дозами горючего;
- для аварийного слива горючего из бака ракеты;
- для кратковременного хранения и перевозки горючего.

Автозаправщик может использоваться в качестве передвижной насосной установки для перекачивания горючего из одной емкости в другую. Он имеет передний бак для однокомпонентного унитарного топлива ОТ-155.

Управление операцией заправки горючим осуществляется при помощи заднего дозирующего устройства (ЗДУ), которое состоит из цистерны, приводного насоса СВН-80В, мерного бака, арматуры, пульта управления и системы пневмоэлектроавтоматики.

Схема жидкостной системы автозаправщика приведена на рис. 157.

В дозирующем устройстве операции по наполнению и опорожнению цистерны, перекачиванию горючего из одной посторонней емкости в другую, наполнению мерного бака и откачке из шлангов выполняет насос СВН-80В.

Выдача горючего из мерного бака заправщика в бак ракеты производится выдавливанием сжатым воздухом.

Насос СВН-80В расположен в переднем шкафу и приводится в действие от коробки отбора мощности через карданный вал.

Насос самовсасывающий. Его производительность (на воде) 500 л/мин, максимальная высота всасывания 7 м водяного столба. Управление насосом дистанционное, пневматическое, из заднего шкафа.

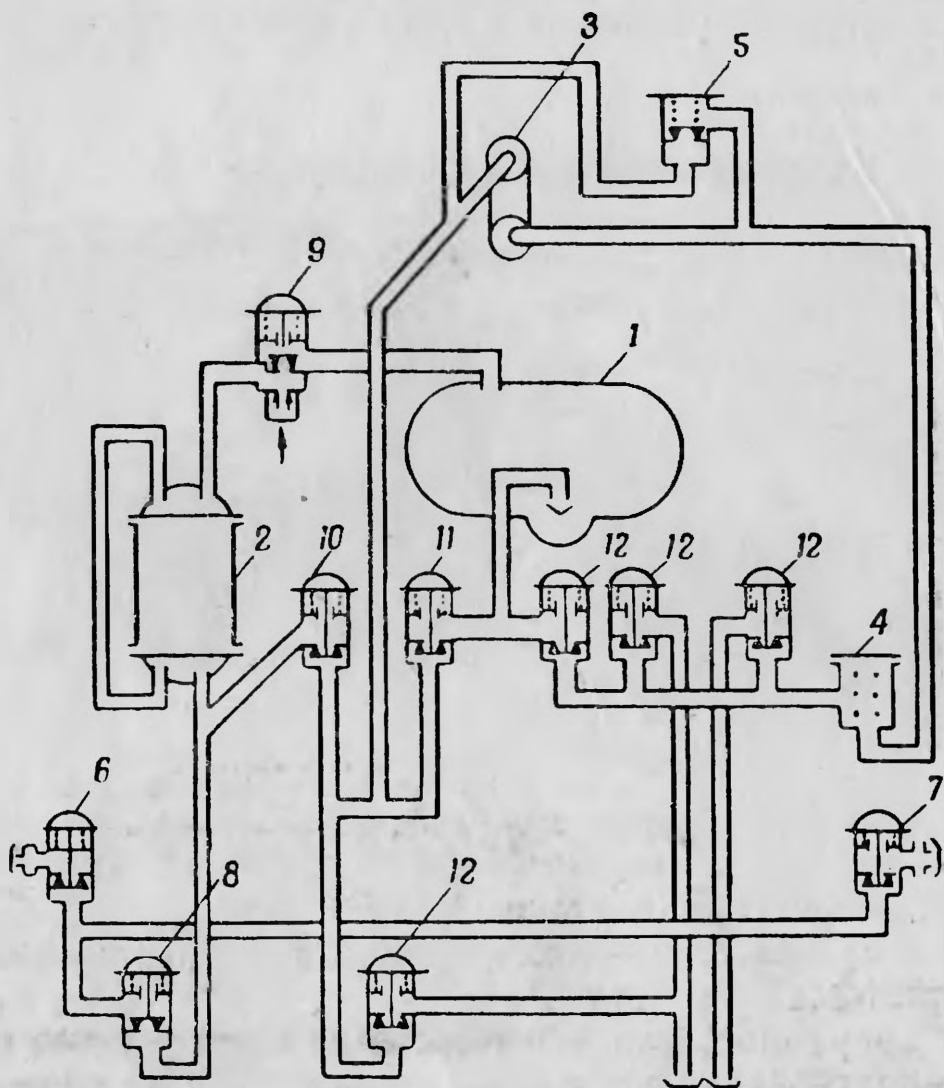


Рис. 157. Схема жидкостной системы ЗДУ ЗАК-41А:

1 — цистерна для горючего; 2 — мерный бак; 3 — центробежный насос; 4 — фильтр; 5 — предохранительный клапан; 6 и 7 — левый и правый раздаточные клапаны; 8 — клапан предварительной отсечки; 9 — перепускной клапан; 10 — клапан наполнения мерного бака; 11 — клапан наполнения цистерны; 12 — вспомогательные клапаны

Сжатый воздух для выдавливания горючего из мерного бака, управления приводом насоса и всеми механизмами заправщика берется от компрессора автомобиля. Для увеличения запаса воздуха имеются четыре дополнительных ресивера общей емкостью 180 л.

Мерный бак служит для отмеривания строго определенной объемной дозы горючего. Метод отмеривания дозы объемный, а отсечка горючего выполняется автоматически при помощи фотосопротивлений.

Пользуясь оборудованием автозаправщика, можно выполнять следующие основные операции:

— наполнять цистерну заправщика;

- выдавать дозы горючего в бак ракеты из цистерны заправщика;
- выдавать дозы горючего в бак ракеты из посторонней емкости (цистерны ЗАК-21ЦТМ);
- сливать горючее из бака ракеты в цистерну заправщика;
- перекачивать горючее из одной емкости в другую насосом СВН-80В.

### 5. АВТОЗАПРАВЩИК ОКИСЛИТЕЛЯ ЗАК-32М

Автозаправщик окислителя (рис. 158), смонтированный на шасси двухосного автомобиля повышенной проходимости, является передвижной заправочной установкой и имеет следующие технические данные:

Вес автозаправщика . . . . .	5 300 кг
Максимальная производительность автозаправщика:	
при заправке . . . . .	250 л/мин
при перекачивании . . . . .	400—500 л/мин
емкость воздушного баллона . . . . .	40 л
давление воздуха в воздушном баллоне . . . . .	150 кг/см <sup>2</sup>

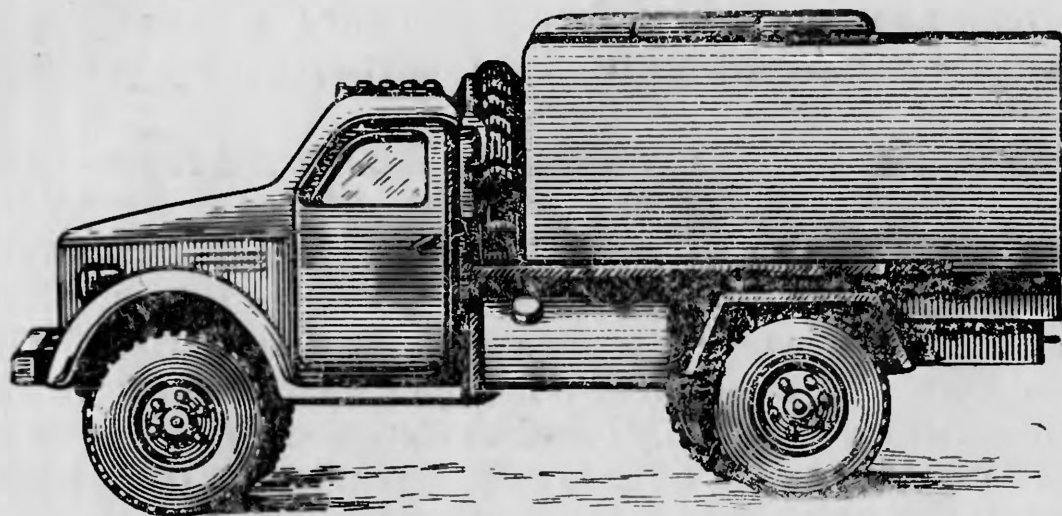


Рис. 158. Автозаправщик окислителя ЗАК-32М

Автозаправщик окислителя предназначен:

- для заправки баков полуприцепов (ракет) точно отмеренными объемными дозами окислителя;
- для слива окислителя из баков полуприцепов (ракет).

Автозаправщик может быть использован в качестве передвижной насосной установки для перекачивания окислителя из одной емкости в другую.

На автозаправщике не имеется своей емкости для хранения и перевозки окислителя. Заправка баков полуприцепов (ракет) производится из посторонней емкости — атоцистерны ЗАК-21ЦМ.

Заправщик состоит из следующих основных частей:

- насоса НПК-7;

- вспомогательного насоса ВН-1М;
- литромера;
- контрольного бака;
- пульта управления;
- счетчика дозы;
- расходомера;
- арматуры;
- пневмосистемы;
- системы электрооборудования.

Схема жидкостной системы автозаправщика приведена на рис. 159.

Насос НПК-7 служит для перекачивания окислителя при заправке баков полуприцепов (ракет) и для перекачивания его из одной емкости в другую. Насос НПК-7 центробежный, с приводом от коробки отбора мощности автомобиля или от асинхронного электродвигателя, установленного на заправщике. Электродвигатель питается от сети трехфазного переменного тока напряжением 220 в, частотой 50 гц.

Вспомогательный насос ВН-1М предназначен для предварительного заполнения окислителем рабочей полости основного насоса НПК-7 и его всасывающей магистрали, откачки остатков окислителя из шлангов и контрольного бака, а также для слива окислителя из бака полуприцепа (ракеты) в постороннюю емкость.

Насос ВН-1М поршневой, двухстороннего действия, с механическим приводом. Производительность насоса — 40–60 л/мин. Высота всасывания — 2,5 м столба окислителя. Максимальный напор — 15 м водяного столба.

Литромер установлен на напорной линии насоса НПК-7 и предназначен для измерения объемных количеств окислителя, прокачиваемых через него. Принцип измерения основан на выдаче строго определенного объема окислителя, отсчитываемого двумя овальными шестернями за один их оборот.

Для отсчета числа оборотов литромера, а значит, и объема выданного окислителя служит счетчик дозы. При помощи счетчика дозы и ряда других механизмов осуществляется автоматическая отсечка выдачи дозы.

Расходомер служит для измерения мгновенной производительности насоса НПК-7.

Контрольный бак предназначен для периодической проверки точности выдаваемых доз окислителя.

Пневмосистема предназначена для подачи сжатого воздуха на управление насосами и жидкостными клапанами.

Пользуясь оборудованием автозаправщика, можно выполнять следующие основные операции:

- заправку баков полуприцепов (ракет) окислителя;

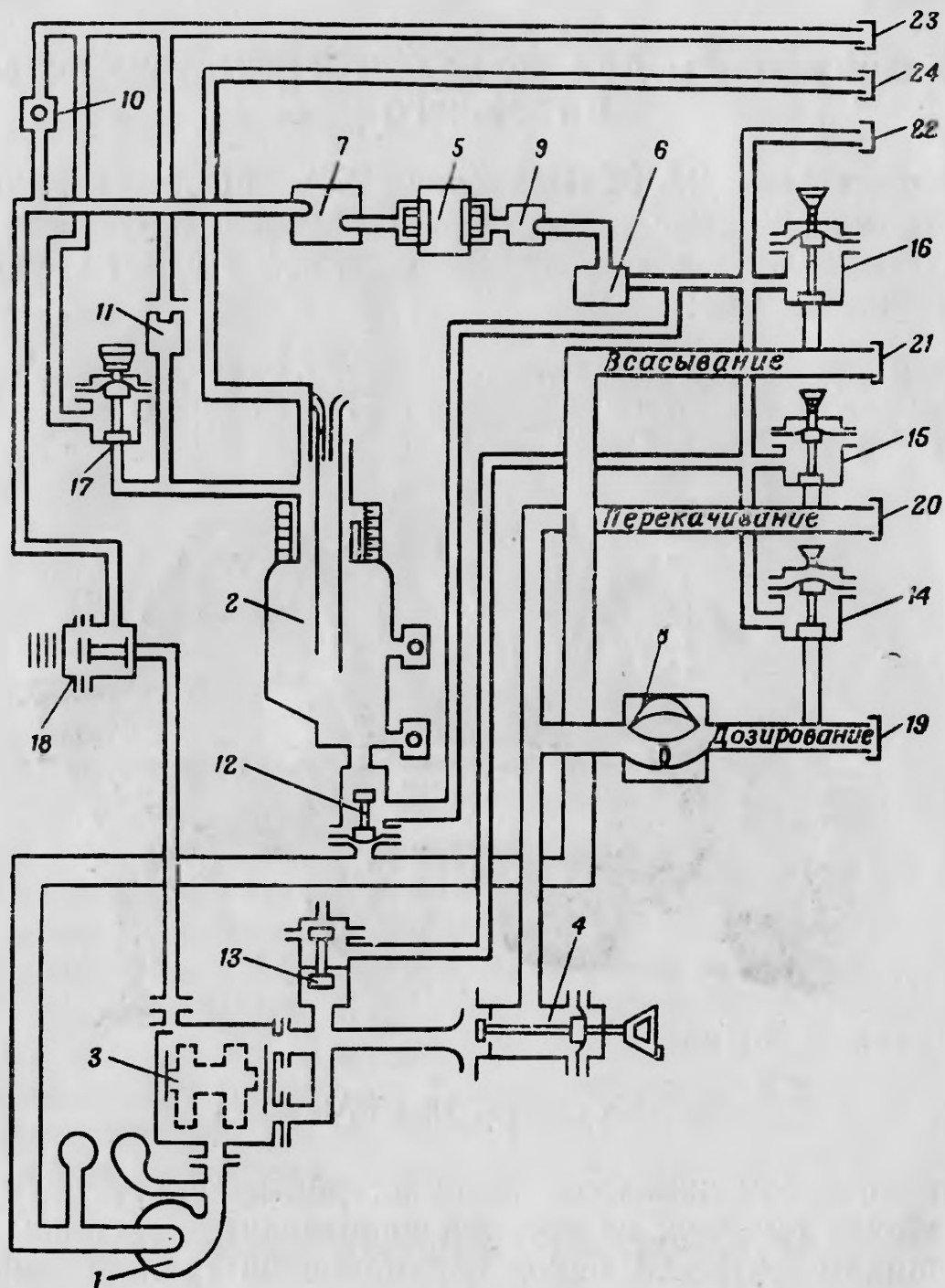


Рис. 159. Схема жидкостной системы ЗАК-32М:

1 — насос НПК-7; 2 — бак контрольный; 3 — фильтр; 4 — дроссель; 5 — насос ВН-1М; 6 — бак всасывающий; 7 — бак нагнетательный; 8 — литромер; 9 — фильтр; 10 — смотровое устройство; 11 — перепускной клапан; 12 — клапан № 1; 13 — клапан № 2; 14 — вентиль № 1; 15 — вентиль № 2; 16 — вентиль № 3; 17 — вентиль № 4; 18 — вентиль № 5; 19 — штуцер № 1; 20 — штуцер № 2; 21 — штуцер № 3; 22 — штуцер № 4; 23 — штуцер № 5; 24 — штуцер № 6

- откачку (слив) окислителя из баков полуприцепов (ракет) в постороннюю емкость;
- перекачивание окислителя из одной емкости в другую без дозирования.

## 6. АВТОЦИСТЕРНЫ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ ОКИСЛИТЕЛЯ И ГОРЮЧЕГО

Автоцистерна ЗАК-21ЦМ (рис. 160) предназначена для транспортировки окислителя по шоссейным и грунтовым дорогам, а также для временного хранения его и имеет следующие технические данные:

Максимальная грузоподъемность . . . . .	5 000 кг
Вес груженой цистерны . . . . .	7 820 кг
Рабочая емкость цистерны . . . . .	3 300 л

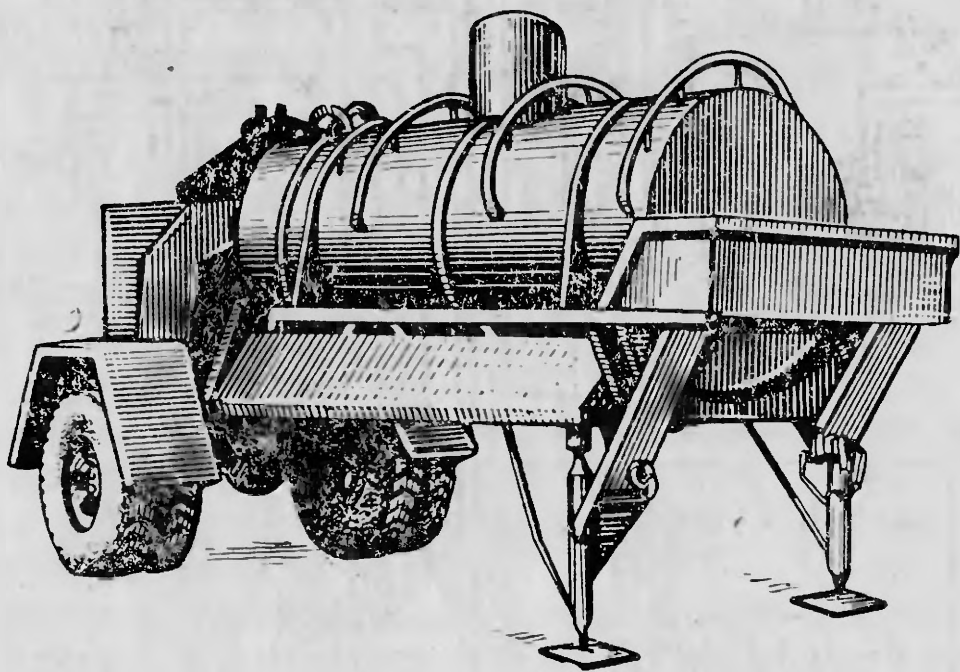


Рис. 160. Автоцистерна ЗАК-21ЦМ

В техническом дивизионе автоцистерна используется в качестве рабочей емкости, из которой производится заправка автозаправщиком ЗАК-32М баков полуприцепов (ракет) окислителем. Автоцистерна представляет собой полуприцеп специальной конструкции, буксируемый тягачом. Все узлы и механизмы цистерны смонтированы на раме. Передняя часть рамы опирается на откидные опоры, которые в транспортном положении убираются. Сзади цистерны смонтирован шкаф с арматурой, обеспечивающей проведение следующих операций:

- выдачу окислителя;
- прием окислителя;
- перемешивание окислителя в цистерне;
- выдачу отстоя из цистерны.

На цистерне имеется электрический указатель уровня окислителя.

Автоцистерна ЗАК-21ЦТМ (рис. 161) предназначена для транспортировки горючего по шоссейным и грунтовым дорогам, а также для временного хранения горючего и имеет следующие технические данные:

Максимальная грузоподъемность . . . . .	2 950 кг
Вес груженой цистерны . . . . .	5 755 кг
Рабочая емкость цистерны . . . . .	3 300 л

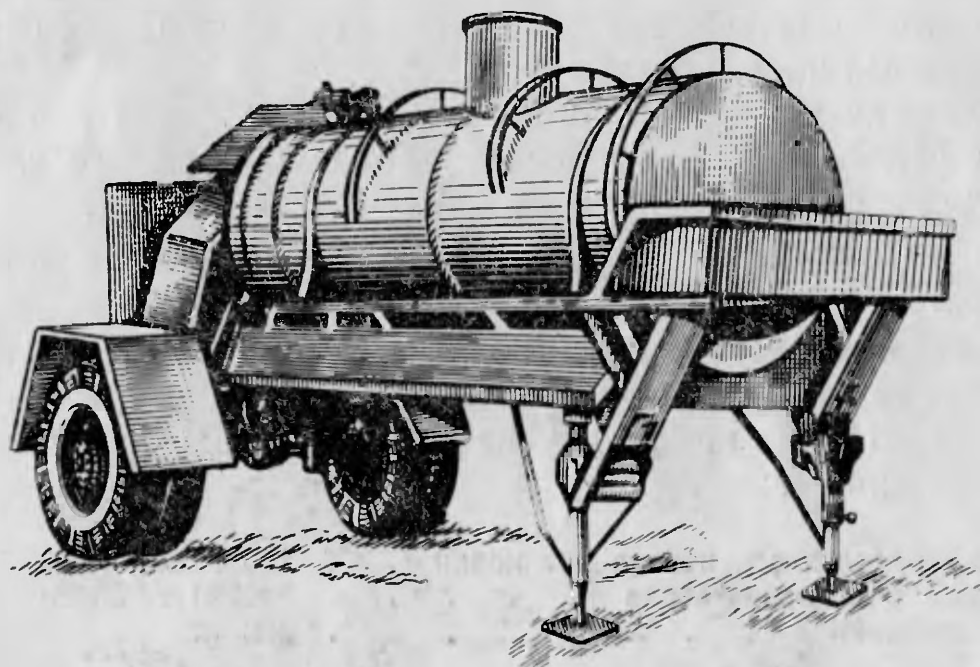


Рис. 161. Автоцистерна ЗАК-21ЦТМ

Автоцистерна может использоваться в качестве рабочей емкости автозаправщика ЗАК-41А при заправке ракет горючим.

Автоцистерна ЗАК-21ЦТМ аналогична по конструкции автоцистерне ЗАК-21ЦМ. В отличие от автоцистерны ЗАК-21ЦМ в задней части рамы ЗАК-21ЦТМ закреплен подъемник, предназначенный для подъема и транспортировки бочки под топливо изопропилнитрат. На цистерне вместо электрического указателя установлен указатель уровня типа «водомерное стекло».

#### 7. ПЕРЕДВИЖНЫЕ НАСОСНЫЕ УСТАНОВКИ ПНО-1 И ПНГ-1

Передвижная насосная установка ПНО-1 предназначена для перекачивания окислителя из железнодорожных цистерн в автоцистерны ЗАК-21ЦМ или в другие емкости и имеет следующие технические данные:

Производительность насоса установки . . . . .	300 л/мин
Питание электродвигателя . . . . .	3×220 в, 50 гц
Вес установки . . . . .	440 кг

Насосная установка ПНО-1 представляет собой агрегат, состоящий из одноосной тележки на автомобильных колесах, на которой смонтированы:

- центробежный насос ЦН-41;

- электродвигатель;
- ручной поршневой насос МКФ-4;
- магнитный пускатель;
- вакуумный бак.

Центробежный насос ЦН-41 служит для перекачивания окислителя. Насос приводится во вращение асинхронным электродвигателем. Для пуска и остановки электродвигателя используется взрывобезопасный магнитный пускатель, который также выполняет функции защиты электродвигателя от длительных перегрузок и внезапных чрезмерных токов.

Для заливки центробежного насоса используется ручной насос марки МКФ-4, который обеспечивает подачу одного литра за двойной ход и создает вакуум не менее 350 мм. рт. ст.

Схема подключения насоса ПНО-1 при перекачке показана на рис. 162.

**Передвижная насосная установка ПНГ-1** предназначена для перекачивания горючего из железнодорожных цистерн в автоцистерны ЗАК-21ЦТМ или в другие емкости и имеет следующие технические данные:

Производительность насоса установки . . . . .	150 л/мин
Питание электродвигателя . . . . .	3×220 в, 50 гц
Вес установки . . . . .	390 кг

Передвижная насосная установка представляет собой агрегат, состоящий из одноосной тележки на автомобильных колесах, на которой смонтированы:

- центробежный насос ЦН-42 с электродвигателем;
- ручной поршневой насос СКФ-4;
- магнитный пускатель;
- вакуумный бак.

Передвижная насосная установка ПНГ-1 по конструкции и принципу действия аналогична передвижной насосной установке ПНО-1. Схема подключения насоса ПНГ-1 при перекачке аналогична схеме подключения насоса ПНО-1.

## 8. ОБМЫВОЧНО-НЕЙТРАЛИЗАЦИОННАЯ МАШИНА 8Т311

Обмывочно-нейтрализационная машина (рис. 163) предназначена для промывки и нейтрализации баков и трубопроводов тракта окислителя ракет, баков полуприцепов и других емкостей, а также для тушения очагов огня и имеет следующие технические данные:

Рабочая емкость котла, заполняемая водой	1 900 л
Рабочая емкость бака, заполняемого раствором щелочи . . . . .	150 л
Рабочая емкость отсека, заполняемая пенообразующим веществом . . . . .	100 л

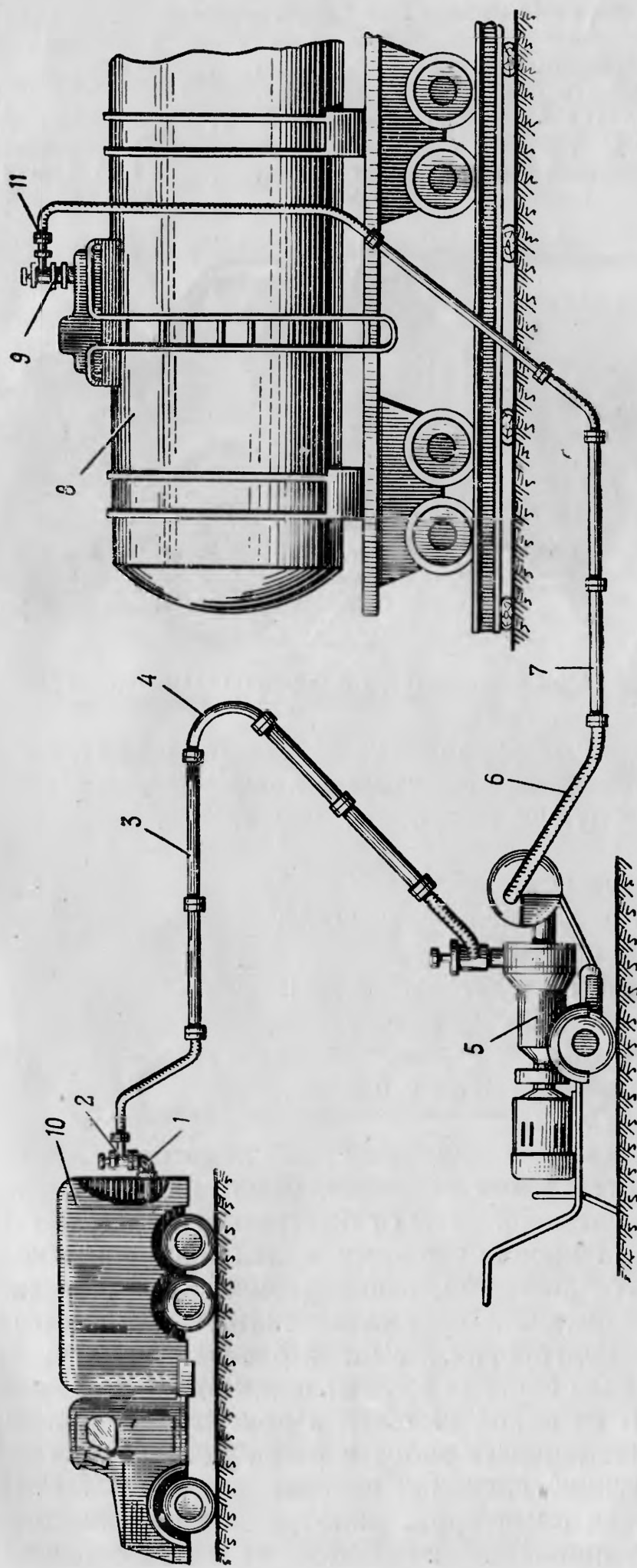


Рис. 162. Схема подключения насоса ПНО-1 при перекачке:

1 — переходник; 2 — запорный вентиль; 3 — труба; 4 — шланг; 5 — насосная установка; 6 — шланг; 7 — труба; 8 — железнодорожный переходник; 9 — запорный вентиль с обратным клапаном; 10 — автоцистерна; 11 — переходник

Производительность насоса ПН-1200ЛА при напоре до 80 м водяного столба и скорости вращения 4000 об/мин . . . . .	1200 л/мин
Высота всасывания насоса . . . . .	7—8 м
Рабочая емкость бензобака . . . . .	40 л
Расход топлива на нагрев 1900 л воды от 0 до 60° С . . . . .	17 л
Средняя скорость нагрева в котле . . . . .	1° С в 1 мин
Вес полностью заправленной машины . . . . .	9 000 кг

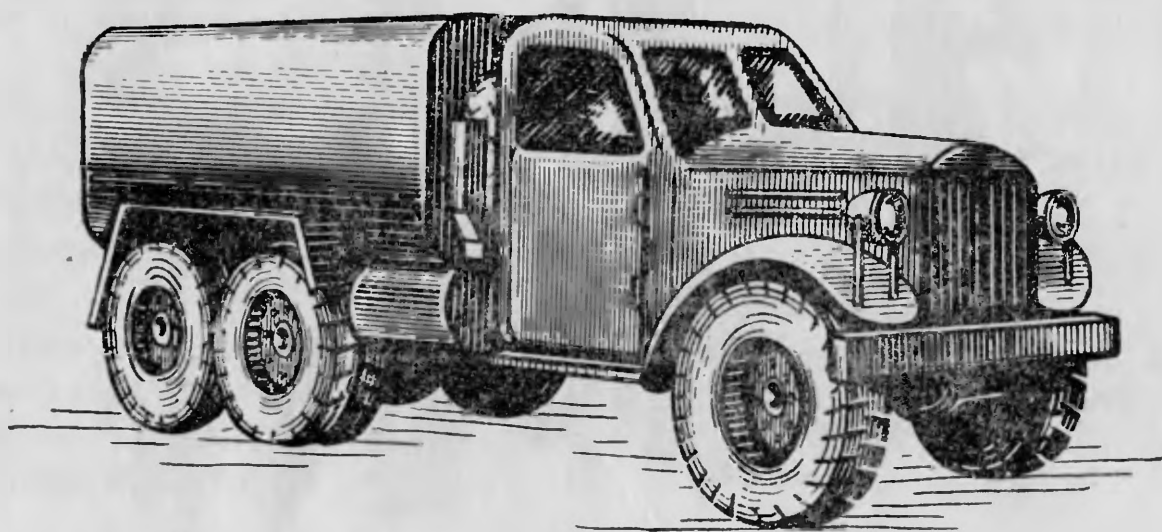


Рис. 163. Обмывочно-нейтрализационная машина 8Т311

Обмывочно-нейтрализационная машина представляет собой специальную установку, смонтированную на шасси автомобиля, и состоит из следующих основных узлов:

- котла;
- гидравлической системы;
- устройства для подогрева воды;
- каркаса с обшивкой;
- контрольно-измерительных приборов;
- вспомогательных устройств;
- арматуры;
- привода центробежного насоса;
- комплекта ЗИП.

Котел предназначен для хранения, подогрева и транспортировки воды. Котел имеет теплоизоляцию, предназначенную для предохранения нагретой воды от быстрого охлаждения. В задней части котла смонтирован теплоотсек, являющийся емкостью для пенообразующего вещества, используемого для тушения очагов огня, и бак для щелочи, предназначенный для приготовления, хранения, транспортировки и выдачи раствора щелочи.

Гидравлическая система служит для наполнения котла водой, перекачки воды из одной емкости в другую, выполнения обмывочно-нейтрализационных работ и работ по тушению очагов огня. Гидравлическая система состоит из насоса ПН-1200ЛА с трубопроводами и арматурой, фильтра, газоструйного аппарата и механизмов управления, размещенных и закрепленных в зад-

нем шкафу. Насос центробежный и приводится во вращение двигателем автомобиля через коробку отбора мощности и карданную передачу.

Устройство для подогрева воды предназначено для нагревания воды в котле в холодное время года и состоит из топки с дымогарными трубами, дымовой коробкой и дымовой трубой, двух форсунок, бензобака и щитка управления.

### 9. ВОЗДУХОПОДОГРЕВАТЕЛЬ 8Г27У

Воздухоподогреватель (рис. 164) предназначен для подогрева засасываемого им окружающего воздуха, а также для подачи его к обогреваемым объектам и имеет следующие технические данные:

Максимальная температура подогрева . . . . .	120 ± 10° С
Расход воздуха при работе с полным комплектом рукавов . . . . .	1,2 м <sup>3</sup> /сек
Емкость бензобака . . . . .	36 л
Средний часовой расход бензина . . . . .	16,5 л/ч
Вес подогревателя без горючего . . . . .	200 кг

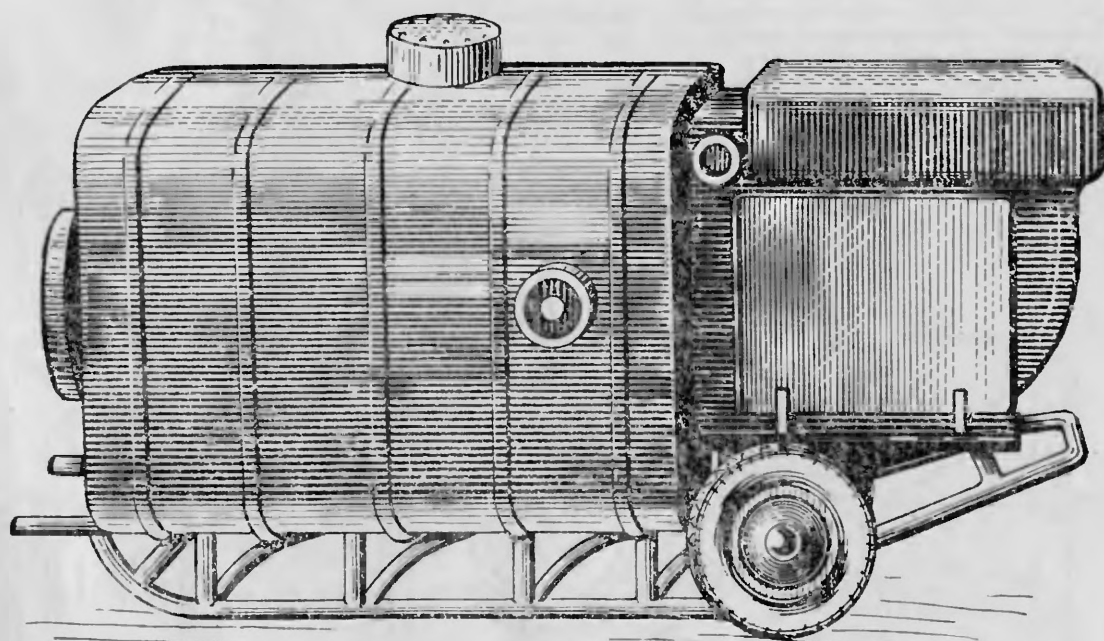


Рис. 164. Воздухоподогреватель 8Г27У

Воздухоподогреватель представляет собой тепловой агрегат, установленный в саях, и состоит из деталей и узлов, которые образуют систему подачи и подогрева воздуха, систему подачи горючего (бензосистему) и систему электрооборудования.

В систему подачи и подогрева воздуха входят:

- корпус подогревателя;
- вентилятор;
- горелка;
- камера горения с теплообменником.

Вентилятор служит для нагнетания воздуха в теплообменник и горелку и для подачи подогретого воздуха к местам потребления. Вентилятор приводится во вращение асинхронным двигателем трехфазного тока. Горелка служит для образования и сжигания рабочей смеси.

Камера горения с теплообменником служит для подогрева поступающего из вентилятора воздуха. Схема работы системы подачи и подогрева воздуха показана на рис. 165.

Система электрооборудования служит для обеспечения запуска, контроля и управления работой подогревателя воздуха.

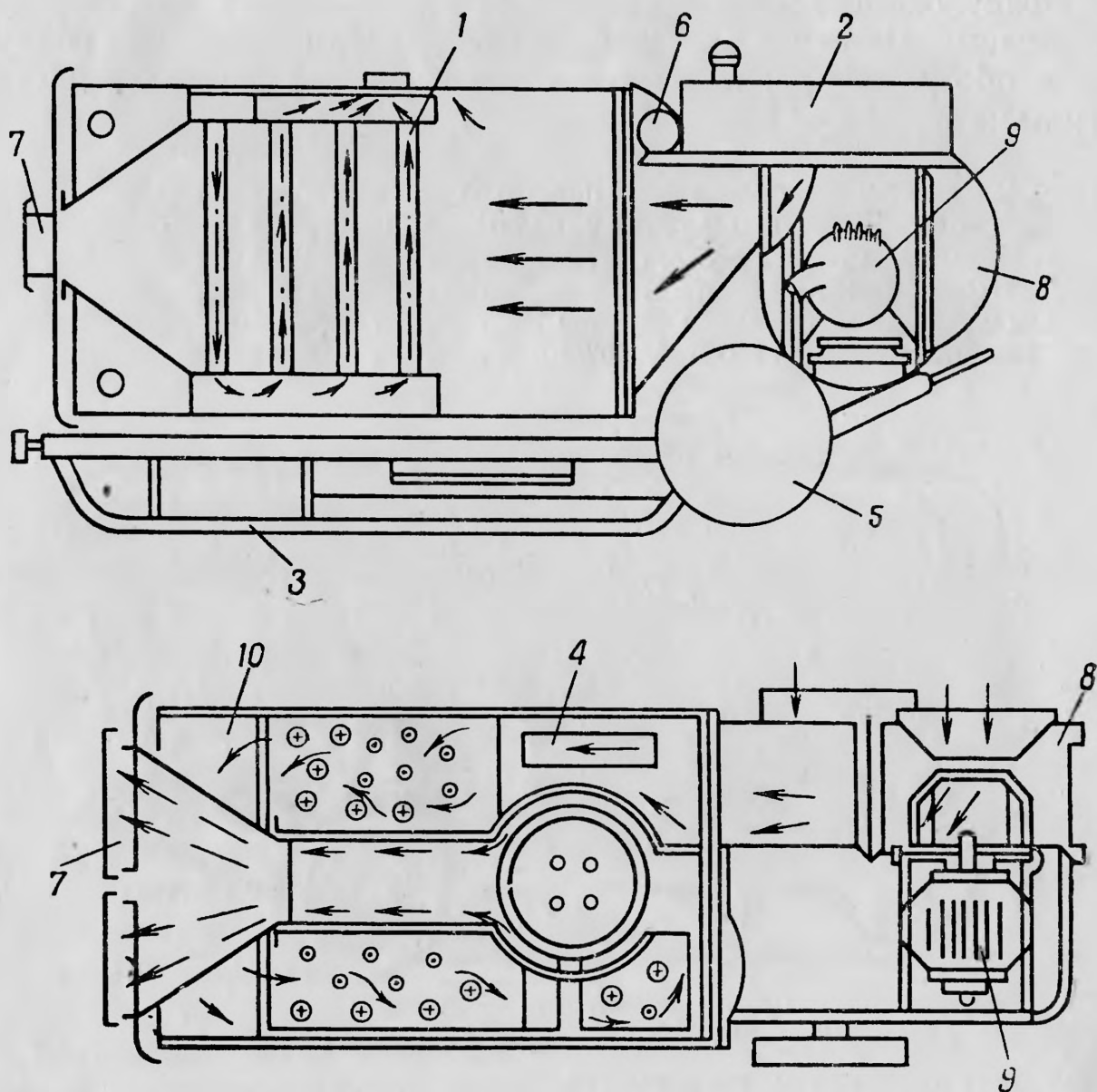


Рис. 165. Устройство подогревателя воздуха:

- 1 — теплообменник; 2 — бензобак; 3 — сани; 4 — заслонка; 5 — катки; 6 — термометр; 7 — отводящие патрубки; 8 — вентилятор; 9 — электродвигатель; 10 — корпус воздухоподогревателя

## ГЛАВА V

### МАШИНЫ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ РАКЕТ

Для транспортировки ракет используются следующие машины:

- транспортно-заряжающая машина;
- автопоезд.

Общая характеристика ТЗМ (рис. 166) рассмотрена в гл. V третьей части.

#### АВТОПОЕЗД 5Т52

Автопоезд представляет собой полуприцеп, транспортируемый тягачом (рис. 167), и имеет следующие технические данные:

Грузоподъемность максимальная . . . . .	5 000 кг
Собственный вес полуприцепа . . . . .	3 450 кг
Собственный вес тягача . . . . .	5 700 кг
Длина полуприцепа . . . . .	8900 мм
Длина автопоезда . . . . .	13 040 мм

Автопоезд предназначен для перевозки ракет в штатной упаковке:

- по дорогам с твердым покрытием и хорошим грунтовыми дорогам — двух комплектов ракет;
- по особо тяжелым грунтовыми дорогам и бездорожью — одного комплекта.

Полуприцеп может быть без переделок переоборудован для перевозки грузов общего назначения.

Полуприцеп состоит из следующих основных частей:

- рамы;
- подвески;
- колес;
- тормозной системы;
- опорного устройства;
- платформы с бортами;
- тента;
- опор для тары;
- прижимных брусьев и заднего крепления.

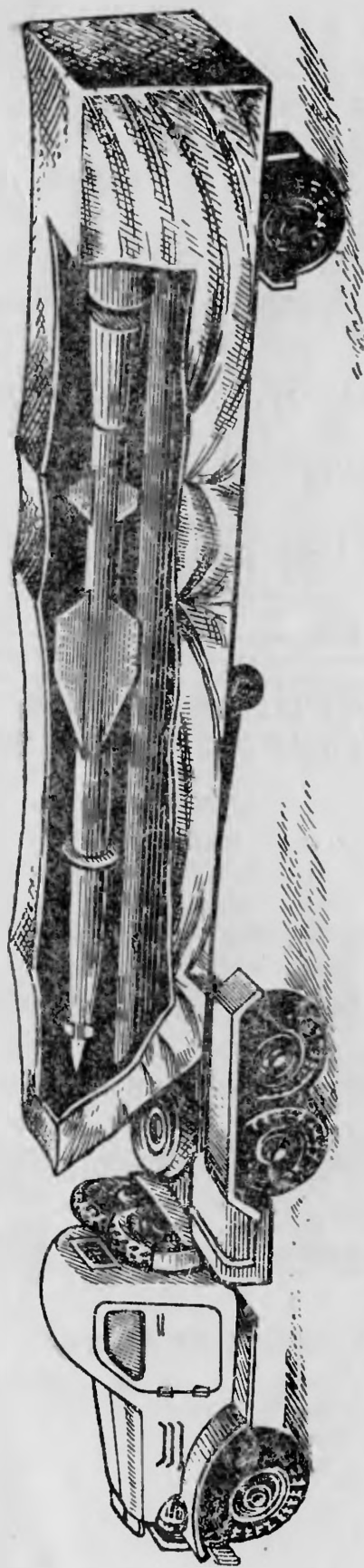


Рис. 166. Транспортно-заряжающая машина с полностью собранной ракетой

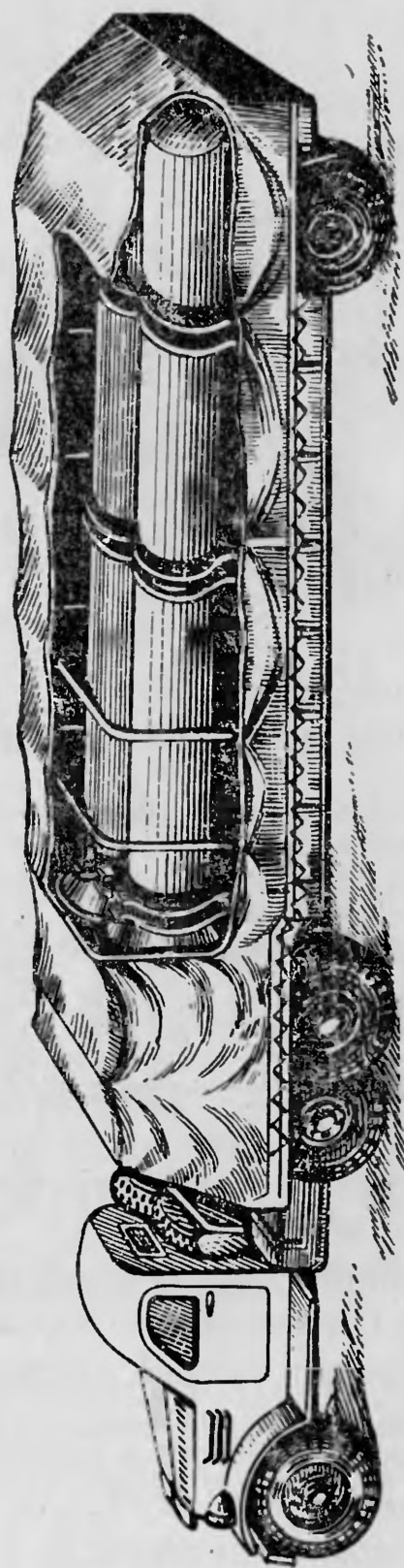


Рис. 167. Автопоезд 5Т52 с маршевой частью ракеты в таре № 1

Рама предназначена для крепления на ней основных узлов и механизмов полуприцепа и восприятия всех нагрузок.

Рама является одновременно основанием и полом платформы. В средней части рамы имеется углубление для укладки ящиков (тары). Углубление может закрываться дерево-металлическими щитами, устанавливаемыми заподлицо с основанием платформы. В этом случае полуприцеп превращается в полуприцеп общего назначения. В носовой части рамы имеется опорный лист со шкворнем для сцепки с тягачом. Подвеска состоит из двух полуэллиптических продольных рессор с амортизаторами и стабилизатором поперечной устойчивости.

Колеса односкатные, со съёмными дисками. Тормоза колодочного типа с пневматическим приводом от пневмосистемы тягача и ручным механическим приводом. Опорное устройство откидное, состоит из двух отдельных опор с винтовыми домкратами и отдельным ручным механическим приводом и служит для поддержки передней части полуприцепа, отцепленного от тягача. Платформа имеет боковые и задний откидные металлические борта.

Тент съёмный, с каркасом из стальных трубчатых дуг с поперечинами.

Опоры предназначены для укладки и закрепления контейнеров (тары № 1).

Брусья прижимные, дерево-металлической конструкции, служат для фиксации ящиков (тары № 2) от перемещений в углублении платформы.

Полуприцеп приспособлен для перевозки одного или двух комплектов ракет.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Общая характеристика зенитного ракетного комплекса С-75М . . . . .	3
<b>ЧАСТЬ ПЕРВАЯ</b>	
<b>МАТЕРИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ СТАНЦИИ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТ (СНР-75В)</b>	
Глава I. Общие сведения о станции наведения ракет . . . . .	9
1. Назначение, состав и размещение аппаратуры . . . . .	—
2. Основные тактико-технические данные станции наведения ракет	13
3. Принцип работы станции наведения ракет . . . . .	14
Глава II. Антенно-фидерная система . . . . .	27
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Принцип работы и устройство антенны визирования узкого луча	—
3. Принцип работы и устройство антенны визирования широкого луча . . . . .	30
4. Принцип работы и устройство антенны радиопередатчика команд	32
Глава III. Передающая система . . . . .	34
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Принцип работы и функциональная схема передатчика . . . . .	35
Глава IV. Приемная система . . . . .	38
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Принцип работы и функциональная схема высокочастотной час- ти приемной системы . . . . .	39
3. Главный усилитель сигналов цели . . . . .	44
4. Главные усилители сигналов ракет . . . . .	50
Глава V. Система синхронизации . . . . .	53
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Функциональная схема синхронизатора дальности . . . . .	55
3. Функциональная схема углового синхронизатора . . . . .	—
Глава VI. Индикаторная система . . . . .	58
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Функциональная схема индикаторов наведения . . . . .	59
3. Функциональная схема индикатора ручного сопровождения . . . . .	63
Глава VII. Система управления положением антенн, пусковых устано- вок и горизонтальной метки дальности . . . . .	66
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Функциональная схема системы управления . . . . .	—

Глава VIII. Координатная система . . . . .	75
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Принцип определения координат . . . . .	—
3. Функциональная схема координатной системы . . . . .	82
Глава IX. Система выработки команд управления . . . . .	87
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Принцип формирования команд управления . . . . .	88
3. Формирование разовых команд К4 и К3 . . . . .	93
4. Функциональная схема системы выработки команд . . . . .	94
Глава X. Система селекции движущихся целей . . . . .	101
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Основные принципы работы и построения системы селекции движущихся целей . . . . .	—
3. Функциональная схема системы СДЦ . . . . .	110
Глава XI. Радиопередатчик команд . . . . .	117
1. Назначение, состав и размещение аппаратуры . . . . .	—
2. Принцип преобразования, кодирования и передачи команд . . . . .	—
3. Функциональная схема радиопередатчика команд . . . . .	124
Глава XII. Аппаратура эксплуатационного контроля . . . . .	131
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Блок управления . . . . .	132
3. Блок контроля . . . . .	—
4. Режим работы и функциональная схема имитационной аппаратуры кабины УВ . . . . .	137
Глава XIII. Автоматизированный прибор пуска . . . . .	141
1. Назначение, состав и размещение . . . . .	—
2. Формирование наклонной дальности до точки встречи ракеты с целью, границ зоны поражения, курсового параметра, высоты и скорости цели . . . . .	142
3. Функциональная схема АПП . . . . .	143
Глава XIV. Система электроснабжения комплекса . . . . .	150
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Электростанция ЭСД-100 . . . . .	—
3. Распределительно-преобразовательная кабина РВ . . . . .	154
4. Кабельная сеть и кабелеукладчик . . . . .	159

## ЧАСТЬ ВТОРАЯ

### РАКЕТА В-755

Глава I. Общие сведения . . . . .	162
Глава II. Устройство и компоновка ракеты . . . . .	164
1. Общее устройство ракеты . . . . .	—
2. Компоновка и эксплуатационные подходы ракеты . . . . .	—
Глава III. Двигательная установка ракеты . . . . .	168
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Пороховой ракетный двигатель . . . . .	—
3. Двигательная установка II степени ракеты . . . . .	170
4. Работа двигательной установки ракеты . . . . .	173

Глава IV. Боевая часть . . . . .	175
1. Назначение, принцип действия и технические данные . . . . .	—
2. Устройство боевой части . . . . .	177
3. Назначение и принцип действия ВДМ . . . . .	178
Глава V. Система радиоуправления и радиовизирования . . . . .	180
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Функциональная схема системы РУ и РВ . . . . .	184
3. Спецмаркировка ракет . . . . .	187
Глава VI. Автопилот . . . . .	189
1. Назначение и принцип действия . . . . .	—
2. Состав и назначение элементов автопилота . . . . .	190
3. Функциональная схема автопилота . . . . .	191
Глава VII. Радиовзрыватель . . . . .	194
1. Назначение и принцип действия . . . . .	—
2. Состав и назначение элементов радиовзрывателя . . . . .	195
3. Функциональная схема радиовзрывателя . . . . .	197
Глава VIII. Электрооборудование . . . . .	201
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Функциональная схема электрооборудования ракеты . . . . .	—

### ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

#### МАТЕРИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Глава I. Общие сведения о стартовом оборудовании . . . . .	204
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Размещение стартового оборудования на позиции . . . . .	—
3. Электрическая связь между элементами стартового оборудования . . . . .	205
Глава II. Пусковая установка СМ-90 . . . . .	208
1. Назначение и общая характеристика . . . . .	—
2. Общее устройство пусковой установки . . . . .	210
Глава III. Электрические приводы . . . . .	214
1. Назначение и общая характеристика . . . . .	—
2. Состав электрических приводов . . . . .	215
3. Функциональная схема электрических приводов . . . . .	—
4. Элементы электрических приводов . . . . .	219
Глава IV. Система управления стартом . . . . .	225
1. Назначение и общая характеристика . . . . .	—
2. Состав системы управления стартом и размещение ее элементов . . . . .	—
3. Назначение и общее устройство элементов системы управления стартом . . . . .	226
4. Функциональная схема системы управления стартом . . . . .	233
Глава V. Транспортно-заряжающая машина . . . . .	239
1. Назначение и технические данные . . . . .	—
2. Общее устройство полуприцепа ПР-11Б . . . . .	240
3. Заправочное устройство полуприцепа ПР-11Б . . . . .	241

## ЧАСТЬ ЧЕТВЕРТАЯ

## МАТЕРИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ ТЕХНИЧЕСКОГО ДИВИЗИОНА

Глава I. Общие сведения о материальной части технического дивизиона	244
1. Назначение и состав . . . . .	—
2. Организация хранения и примерная схема технологического потока подготовки ракет . . . . .	245
Глава II. Контрольно-испытательная передвижная станция КИПС-В-75М	250
1. Назначение станции и технические данные . . . . .	—
2. Состав КИПС и размещение оборудования . . . . .	251
3. Контрольная аппаратура КФР-15В . . . . .	252
4. Контрольная стойка СВ-211В . . . . .	255
5. Контрольная аппаратура 5Р21 . . . . .	256
6. Пульт ПКП-3 . . . . .	257
7. Вспомогательное оборудование . . . . .	258
8. Функциональная схема КИПС при совмещенных проверках бортовой аппаратуры ракеты В-755 . . . . .	261
9. Функциональная схема КИПС при автономных проверках бортовой аппаратуры ракеты В-755 . . . . .	—
10. Электростанция ЭСД-40 . . . . .	263
Глава III. Оборудование для стыковки и снаряжения ракет . . . . .	265
1. Автопогрузчик . . . . .	—
2. Такелажные приспособления автопогрузчика . . . . .	267
3. Автомобильный кран . . . . .	—
4. Грузоподъемные приспособления автокрана . . . . .	272
5. Технологические тележки . . . . .	275
6. Приборы и вспомогательные приспособления . . . . .	278
Глава IV. Оборудование для заправки ракет и полуприцепов . . . . .	279
1. Компрессорная станция . . . . .	—
2. Воздухозаправщик . . . . .	281
3. Автоматический фотоэлектронный индикатор влажности воздуха ДДН-1М . . . . .	283
4. Автозаправщик горючего ЗАК-41А . . . . .	284
5. Автозаправщик окислителя ЗАК-32М . . . . .	287
6. Автоцистерны для транспортировки окислителя и горючего . . . . .	290
7. Передвижные насосные установки ПНО-1 и ПНГ-1 . . . . .	291
8. Обмывочно-нейтрализационная машина 8Т311 . . . . .	292
9. Воздухоподогреватель 8Г27У . . . . .	295
Глава V. Машины для транспортировки ракет . . . . .	297
Автопоезд 5Т52 . . . . .	—