



МИНИСТЕРСТВО РАДИОПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР
ОРДЕНА ЛЕНИНА
ЦЕНТРАЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО „АЛМАЗ“

РАДИОЛОКАЦИОННО-ЛАЗЕРНЫЙ ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ

ТЕХНИЧЕСКОЕ ПРЕДЛОЖЕНИЕ

КНИГА I

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР *Бункин* /Б.В. БУНКИН/

1980 г.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Часть I

	Лист
ВВЕДЕНИЕ	6
1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПЛЕКСА	7
1.1. Назначение комплекса	7
1.2. Состав и исходные данные комплекса	8
1.3. Алгоритм работы. Временной график	12
1.4. Зоны поражения	17
1.4.1. Радиолокационного канала	17
1.4.2. Лазерного канала	25
1.5. Эффективность стрельбы	29
1.5.1. Радиоканалом	30
1.5.2. Лазерным каналом	33
2. УПРАВЛЕНИЕ КОМПЛЕКСОМ. РАБОЧИЕ МЕСТА ОПЕРАТОРОВ. ЧИСЛЕННОСТЬ БОЕВОГО РАСЧЕТА	38
3. ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ СРЕДСТВ ЗРК	42
4. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ГРУППИРОВКИ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ ПРОЕКТИРУЕМЫЙ ЗРК	47
5. ВОЗМОЖНОСТЬ СТРЕЛЬБЫ КОМПЛЕКСА ПО НАЗЕМНЫМ ЦЕЛЯМ	61
6. ОЦЕНКА СТОИМОСТИ СРЕДСТВ ЗРК	64
6.1. Радиолокационных средств	64
6.2. Лазерных средств	66

7. КООПЕРАЦИЯ. СРОКИ РАЗРАБОТКИ, ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИСПЫТАНИЙ ЗРК	67
9. ЗАРУБЕЖНЫЕ ПРОТОТИПЫ КОМПЛЕКСА. СРАВНЕНИЕ С ЗАРУБЕЖНЫМИ ПРОТОТИПАМИ	80
ВЫВОДЫ	86
Приложение: ТТЗ на разработку радиолокационно- лазерного ЗРК малой дальности (проект)	89
Перечень литературы	104

Часть II

II. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСА	3
2.1. Радиолокационный канал	3
2.1.1. Выбор функционального построения	3
2.1.2. Потенциал радиолокационного канала	14
2.1.3. Ошибки измерения координат	35
2.1.4. Функциональное построение РОЛ	40
2.2. Оптический локационный канал	66
2.2.1. Назначение, состав и основные требования	66
2.2.2. Принцип построения лазерного канала ...	69
2.2.3. Функциональная схема оптического локационного канала	74

2.2.4. Расчет потенциала и ошибки АС	88
2.2.5. Помехозащищенность лазерного канала	102
2.3. Конструктивный облик средств	106
2.3.1. Конструктивное выполнение оптического локационного канала	112
2.4. Зенитная ракета и головка самонаведения (ГСН) с радиовзрывателем	116
2.4.1. Ракета 45Н6Т	116
2.4.2. Головка самонаведения и радиовзрыватель ..	120
2.4.3. Основные характеристики радиовзрывателя ..	123
2.4.4. Построение оптической ГСН	126
2.4.5. Принципы построения лазерного взрывателя .	133
2.5. Надежность средств	140
2.5.1. Оценка надежности РОЛ и его средств	140
2.5.2. Надежность оптического локационного канала	147

Часть III

III. ЛАЗЕРНЫЙ КАНАЛ ДЛЯ ПОРАЖЕНИЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ САМОНАВОДЯЩИХСЯ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ И БОМБ	4
3.1. Назначение и основные технические требования..	4
3.1.1. Назначение и основные задачи лазерного канала поражения (ЛКП)	4
3.1.2. Характеристики и способы боевого приме- нения УАР и УАБ с оптико-электронными средствами наведения	6

3.1.3. Поражающее (подавляющее) действие лазерного излучения на оптико-электронные средства систем наведения УАР (УАБ)	7
3.1.4. Боевая работа ЛКП в составе ЗРК	9
3.1.5. Основные технические требования к ЛКП	12
3.2. Состав, принципы построения и структурная схема ЛКП	14
3.2.1. Состав и назначение устройства ЛКП	14
3.2.2. Структурная схема и взаимодействие отдельных устройств ЛКП с регенеративным усилителем	16
3.3. Лазерное устройство поражения	22
3.3.1. Назначение, основные характеристики и обоснование принципа построения	22
3.3.2. Технический облик ЛУП-Т	24
3.3.3. Технический облик ЛУП-РУ	40
3.3.4. Сравнительная оценка ЛУП-Т и ЛУП-РУ	55
3.4. Принцип построения устройства обнаружения и наведения	58
3.4.1. Назначение, основные характеристики и принципы построения устройства обнаружения и наведения	58
3.4.2. Расчет энергетического потенциала УОН	63
3.4.3. Ошибки автосопровождения цели и наведения излучения ЛУП	65
3.5. Конструктивный облик, весогабаритные характеристики	69
3.5.1. ЛКП с регенеративным усилителем	69
3.5.2. Весогабаритные характеристики	74
3.5.3. Оценка стоимости	74
3.6. Оценка эффективности зон поражения	76
3.7. Основные научно-технические проблемы	79

В В Е Д Е Н И Е

Настоящее техническое предложение разработано на основании приказов министра радиопромышленности № 552 от 19 декабря 1978г. и № 180 от 19 апреля 1979г.

Техническое предложение посвящено изложению принципов построения системы малой дальности для обороны малоразмерных объектов от ударов перспективных средств воздушного нападения (СВН).

В техническом предложении показано, что за счет комплексирования радиолокационных средств с лазерными удалось создать мобильный комплекс, способный эффективно поражать СВН, в том числе низколетящие цели и вертолеты, а также и неподвижные наземные цели. ^{# км.} $V_{ср} > 5$ Показано, что введение комплекса малой дальности в состав смешанной группировки повышает ее живучесть, делает ее эффективность инвариантной к тактике противника, повышается огневая производительность и помехозащищенность.

Техническое предложение содержит комплексное обоснование основных технических характеристик комплекса и его средств.

В техническом предложении рассмотрена возможность введения в состав комплекса канала лазерного оружия для поражения оптико-электронных средств самонаводящихся авиационных ракет и бомб.

В приложении к техническому предложению приведен проект ТТЗ на опытно-конструкторскую разработку ЗРК малой дальности и перечень научно-исследовательских работ в обеспечение создания канала лазерного оружия, а также перечень работ для исследования эффективности действия ОБЧ ЗУР на ядерные заряды атакующих ракет.

Техническое предложение разработано предприятием ЦКБ "Алмаз" Минрадиопрома с использованием материалов, разработанных организациями ЦНИИРЭС Минрадиопрома и МКБ "Факел" Минавиапрома, военно-экономические оценки выполнены 2НИКИ Министерства обороны.

1. Основные характеристики комплекса

1.1. Назначение комплекса

При разработке новой системы чрезвычайно важно правильно представить характеристики вероятного противника с тем, чтобы разрабатываемые средства с одной стороны были бы реализуемыми, в то же время были бы перспективными, т.е. обладали способностью к развитию и усовершенствованию. Поэтому в данном техническом предложении предложено как бы поэтапное развитие комплекса, которое позволяет достаточно гибко реагировать на усложнение в случае тактической необходимости требований.

В настоящее время появилось новое поколение средств воздушного нападения, среди них крылатые авиационные ракеты, управляемые дистанционно-пилотируемые летательные аппараты (ДПЛА). Вместе с развитием средств нападения совершенствуются и развиваются способы их боевого применения. По материалам в/ч 03444 наиболее радикальным вероятный противник считает предварительное огневое подавление средств ПВО (огневых позиций ЗРК большой дальности, аэродромов, КП ЗРВ и РТВ и др.). Подавление средств может осуществляться как силовым способом, так и применением различных мер противодействия, в том числе перенасыщением радиолокационных средств ложными целями типа ДПЛА.

В материалах технического предложения показано, что создание смешанной зенитной группировки, в состав которой входит комплекс малой дальности, позволяет увеличить огневую производительность средств обороны, более рационально распределить боекомплект. Введение комплекса малой дальности в состав группировки позволяет располагать комплексы средней дальности на расстоянии 35 + 45 км, что соответствует величине оптимальной базы для средних и больших высот.

Далее, использование ЗРК малой дальности для прикрытия ЗРК большой дальности повышает самооборону последних. Помимо решения тактических задач наличие комплекса малой дальности, располагающего

средствами с высокой разрешающей способностью, повышает и технические характеристики, такие как разрешающая способность, помехозащищенность и др. Это далеко не полный перечень задач, которые могут быть возложены на ЗРК малой дальности. Все это говорит о целесообразности введения их в состав группировок ПВО.

1.2. Состав и исходные данные комплекса

В качестве основного или штатного варианта комплекса предлагается двухцелевой комбинированный зенитный ракетный комплекс. Комплекс способен одновременно поражать 2 цели, летящие с различных направлений. Комплекс комбинированный, т.е. обладает возможностью одновременной или смешанной работы в см. диапазоне радиоволн и лазерном. Для обеспечения этой возможности в состав комплекса входят радиолокатор и оптический квантовый локатор (ОКЛ), каждый из которых способен одновременно сопровождать две цели.

Конструктивно аппаратура этих средств размещается на двух антенных постах и в аппаратной кабине. Антенный пост содержит высокочастотную часть радиолокатора и оптическую часть ОКЛ. Состав комплекса приведен на рис. 1.1.

В состав комплекса входят следующие средства:

- Два комбинированных антенных поста, каждый из которых включает в себя антенную, передающую и приемную части радиолокационного канала и лазерный канал;
- Аппаратная кабина;
- Четыре пусковых установки с ракетами, оборудованными радиолокационной или лазерной ГСН, по 8 ракет каждая;
- Средства электроснабжения;
- Средства технического обеспечения комплекса.

Особенностью структурного построения ЗРК является взаимосвязь его измерительных средств, что обеспечивает возможность гибкого управления в зависимости от изменяющейся боевой обстановки и технического состояния средств. Достоинства такого построения

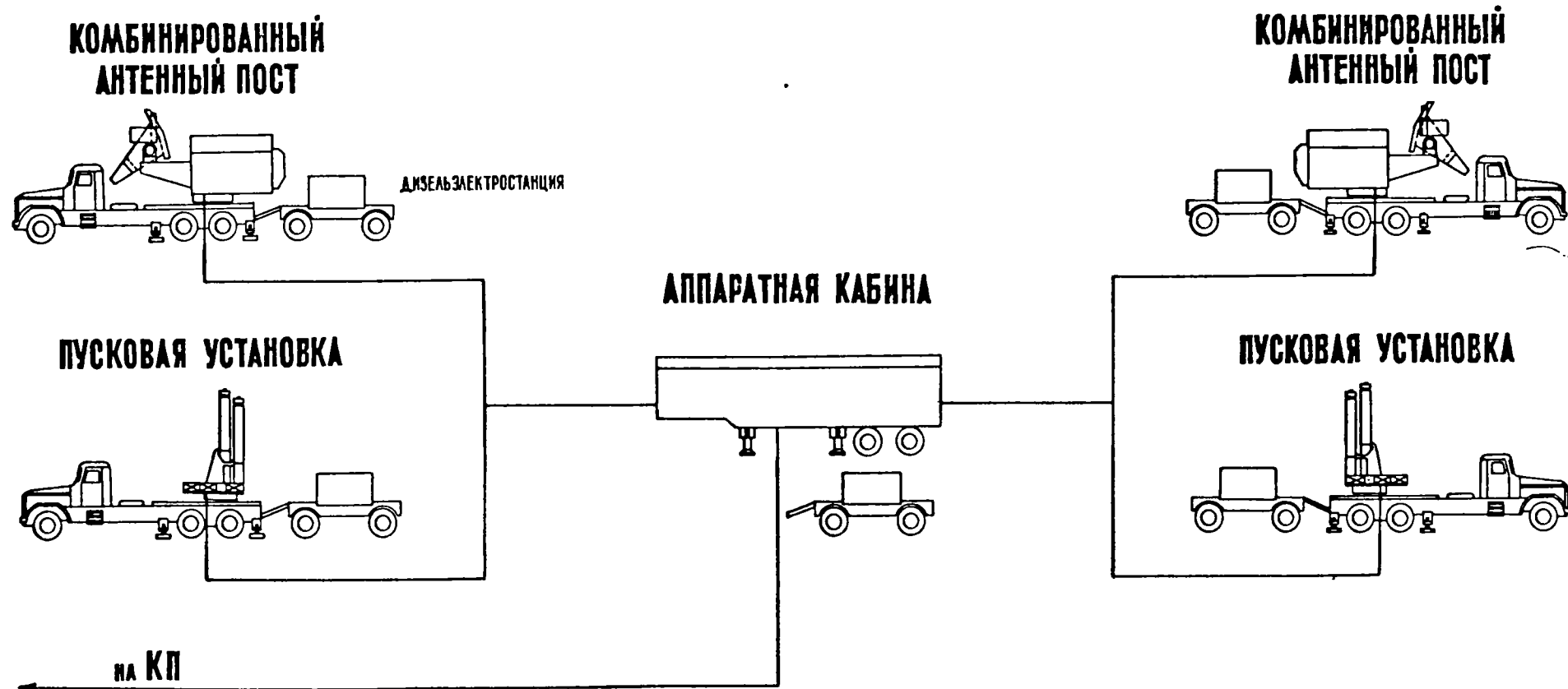


Рис. 1.1. Состав комплекса

ЗРК особенно ярко проявляются в сложной помеховой ситуации. Территориальный разнос антенных постов и возможность одновременной работы по одной цели с разных антенных постов на одной или сильно разнесенных частотах или с одного поста (при этом измерение координат цели производится двумя разными измерителями), значительно повышает эффективность поражения и помехозащищенность. Существенное значение имеет случай работы по постановщику помехи, энергетическое преодоление которой является невыполнимой задачей. В этом случае радиолокатор сохраняет возможность сопровождения постановщика по угловым координатам, а для определения момента пуска ракет предусматривается измерение дальности до цели лазерным каналом. Для эффективного поражения низколетящих целей и наземных целей управление ракетами осуществляется лазерным каналом.

В составе аппаратной кабины предусматривается помимо аппаратуры, необходимой для управления всем процессом боевой работы, установка выносного индикаторного поста низковысотного обнаружителя для случая, когда по тактическим соображениям к составу ЗРК будут дополнительно приданы средства радиоразведки. Особое внимание при проектировании ЗРК было направлено на сокращение рабочего времени и времени развертывания. В целях создания технически реализуемых средств, способных одновременно обнаруживать и сопровождать малоразмерные скоростные цели, процессы захвата цели и обработки её координат максимально автоматизированы.

В целях сокращения времени развертывания предполагается средства системы установить на массовый военный грузовик (например, ЗИЛ-133) и буксировать за ними дизельэлектростанции для электроснабжения соответствующих средств. В этом случае двухцелевой ЗРК с боекомплектom в 16 ракет будет состоять всего из 5 транспортных единиц:

- 2 для транспортировки 2-х антенных постов,
- 2 для транспортировки 2-х пусковых установок,
- 1 для аппаратной кабины.

Исходные данные, которые положены в основу выбора технических характеристик средств, являются результатом исследования, выполненного в/ч 03444 в области изучения перспективных средств воздушного нападения.

Не приводя обширных сведений о характеристиках целей, ограничимся лишь их кратким перечислением.

1. ЗРК должен обеспечить эффективную борьбу с массовыми средствами воздушного нападения на малых и предельно малых высотах:

- самолетами тактической авиации,
- стратегическими крылатыми ракетами,
- самонаводящимися на излучение снарядами,
- дистанционно-пилотируемыми летательными аппаратами.

Должна быть рассмотрена возможность борьбы с АР СРЭМ и АСАЛМ.

2. Основные характеристики поражаемых целей:

а) эффективные отражающие поверхности

- | | |
|-------------|-------------------------|
| - АР СРЭМ | - $0,02 \text{ м}^2$, |
| - АКР | - $0,2 \text{ м}^2$, |
| - самолетов | - более 1 м^2 |

б) максимальные скорости полета

- | | |
|-------------|--|
| - АР СРЭМ | - до 1200 м/с (при пусках с самолета типа Б-52), |
| - АКР | - 280 м/с , |
| - самолетов | - 560 м/с (при высоте полета 5000 м). |

1.3. Алгоритм работы. Временной график.

Боевая работа ЗРК начинается с момента получения целеуказания от вышестоящего командного пункта. С этого времени в спецвычислителе аппаратной кабины производится пересчет декартовых координат цели в полярные и пролонгация их на время разворота комбинированного антенного поста радиооптического локатора подсвета цели (РОЛ).

После обработки целеуказания и назначения командиром того или иного стрельбового канала для обстрела данной цели начинается разворот комбинированного антенного поста и пусковых установок назначенного стрельбового канала в направление на цель. При условии разворота на 40° время разворота поста не превышает $2,5\text{с}$. Отработав целеуказание, РОЛ переводится в режим радиолокационного до поиска цели. До поиск цели путем электронного сканирования в принятом секторе $7,0^\circ \times 7,0^\circ$ совместно с захватом цели на автосопровождение по всем координатам должен быть выполнен за $4,0 + 1,5 = 5,5\text{с}$. После измерения координат цели в течение $1,0\text{с}$ будет сформировано целеуказание по дальности до цели оптическому локационному каналу и по измеренным координатам решена задача пуска ($1,5\text{с}$). В задачу пуска входят: определение координат точки встречи, параметровклонения ракеты, направления продольной оси антенны ГСН для обеспечения захвата цели на автосопровождение.

На рис. 1.2 представлен временной график работы одного стрельбового канала. Для сокращения временного баланса продолжительная операция - доворот пусковой установки по азимуту в направлении точки встречи - начинается до окончания решения задачи пуска по предварительным данным (результат грубого решения задачи пуска). Время, необходимое для доворота пусковой установки на максимально возможный угол в направлении на точку встречи (40°), составляет не более $2,5\text{с}$.

Для обеспечения возможности пуска ракеты с минимальным интервалом времени после решения задачи пуска необходимо своевременное включение аппаратуры ракеты на подготовку. Время выхода на режим

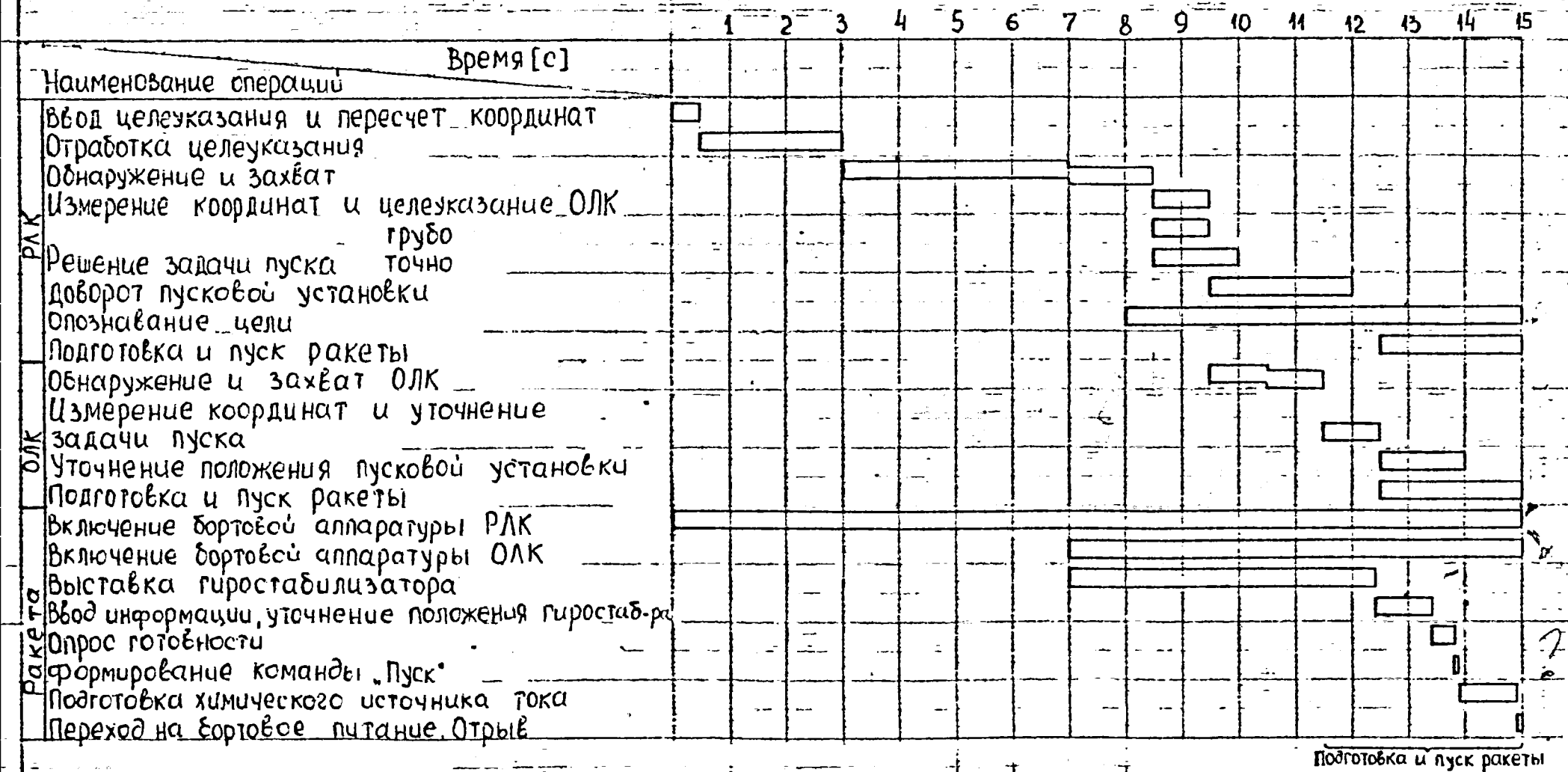


Рис. 1.2. Временной график работы ЗРК

бортовой аппаратуры и подготовки ракеты с радиолокационной ГСН составляет 15с и определяется выходом на заданное значение частоты бортового гетеродина. Поэтому при включении ракеты с радиолокационной ГСН сразу при получении целеуказания подготовка ракеты задерживает предпусковой цикл комплекса. Ввод информации в бортовую аппаратуру и корректировка положения гиростабилизатора производится в течение 1с, последующий опрос готовности аппаратуры производится за 0,4с. По результату опроса готовности, разрешению прибора пуска и команде командира формируется команда "Пуск", по которой начинается подготовка химического источника тока бортовой аппаратуры. После выхода ХИТ на режим, питание бортовой аппаратуры переводится на бортовой источник и автоматически производится отрыв ракеты. При такой последовательности операций подготовка ракеты, включающая ввод информации в бортовую аппаратуру и уточнение положения гиростабилизатора, опрос готовности, подготовку ХИТ и переход на бортовое питание, составляет 2,6с. Одновременно с решением задачи пуска, доворотом ПУ и подготовкой ракеты производится опознавание цели.

В ряде случаев для повышения боевых возможностей ЗРК. по указанию командира ЗРК может быть использован оптический локационный канал. К таким случаям относятся:

- перехват низковысотных целей;
- перехват цели в условиях сильного помехового воздействия;
- перехват групповой цели;
- необходимость внезапного изменения рабочего диапазона частот комплекса;
- перехват малоскоростных и наземных целей,
- рациональное использование имеющихся в составе комплекса зенитных ракет.

В первых трех ситуациях для принятия решения командир использует доклады оператора наведения стрельбового канала, который получает информацию с индикатора "картинная плоскость" и положения сектора обзора по углу места. В этих случаях после захвата цели радиолокационным каналом включается излучение оптического ка-

нала и после выдачи ЦУ по дальности оптическому каналу последний производит обнаружение при допоиске цели в секторе $16' \times 32'$ и захват цели на автосопровождение. Продолжительность указанных операций не превышает $1с + 1с = 2с$. При автосопровождении цели ОЛК управление антенным постом производится по данным ОЛК. После измерения координат и уточнения задачи пуска по данным ОЛК (1с) производится подготовка и пуск зенитной ракеты (2,6с). Одновременно с подготовкой ракеты уточняется положение пусковой установки по уточненному решению задачи пуска.

При перехвате групповой цели для охвата всех ее составляющих сектор допоиска ОЛК должен иметь размер $1^{\circ} \times 1^{\circ}$. Обеспечение такого размера сектора без значительного увеличения времени обзора достигнуто привлечением второго стрельбового канала, каждый из которых осматривает половину сектора с необходимым перекрытием части второй половины. На индикаторах обстановки операторов и командира отображается полный указанный сектор. Оператор каждого стрельбового канала по указанию командира выбирает для сопровождения своим каналом ту или иную цель и ведет ее обстрел ракетами с лазерным управлением.

В сложной помеховой обстановке, когда затруднено измерение угловых координат цели и отсутствует возможность определения дальности до цели допоиск цели также производится в широком секторе, кроме того предусмотрена возможность захвата цели на автосопровождение без целеуказания по дальности от радиолокационного канала.

В особо ответственных случаях поражение цели может обеспечиваться совместным действием зенитных ракет с радиолокационным и оптическим управлением. При этом последовательность действий такова. При подходе цели на дальность пуска радиолокационного канала при

отсутствии автосопровождения оптическим каналом производится пуск одной или двух ракет с радиолокационным управлением. По мере захвата цели лазерным каналом производится пуск ракеты с лазерным управлением. Отсутствие сопровождения цели ОЛК до дальности пуска 10-12 км в зависимости от высоты и параметра полета цели влечет необходимость

повторного пуска ракеты с радиолокационным управлением.

Для перехвата малоскоростных и наземных целей, по которым возможности радиолокационного канала ограничены, а также в случае необходимости скрытия радиоизлучения или неисправности РЛК, может быть применен оптический визир ручного наведения с последующим допоиском оптическими каналами в секторе $1^{\circ} \times 1^{\circ}$; такая возможность в значительной степени повышает боевые возможности ЗРК, включающего и радиолокационные и оптические средства наведения зенитных ракет.

1.4. Зоны поражения

1.4.1. Зоны поражения радиолокационного канала

Одной из наиболее важных характеристик, определяющих возможности системы по перехвату целей, является зона поражения. Зоной поражения называется часть пространства, примыкающая к зенитному комплексу, в каждой точке которого обеспечивается поражение цели с достаточной вероятностью.

Размеры зоны поражения определяются: баллистическими характеристиками ракеты, дальностью захвата цели радиотехническими средствами, рабочим временем комплекса, условиями нормального функционирования системы управления, эффективностью поражения цели.

При построении зон поражения использовались баллистические характеристики ракеты 45Н6Т.

Оценка зон проводилась для целей:

- пилотируемых с отражающей поверхностью $\approx 1 \text{ м}^2$,
- крылатых ракет АЛКМ с отражающей поверхностью $0,2 \text{ м}^2$.

Распределение скоростей полета целей по высотам для оценки зон поражения принято следующее:

Пилотируемые цели

Диапазон скоростей	Н км
700 + 300	>9
560 + 300	5
420 + 300	менее 1

Крылатые ракеты АЛКМ

$$V_c = 280 \text{ м/с}$$

$$H = 0,3 \pm 0,06 \text{ км}$$

Дальняя граница зоны поражения определяется условиями нормального функционирования контура управления и точностью наведения, которые зависят от соотношения V_c/V_P , а также дальностью захвата цели радиолокационными средствами.

Ближняя граница зоны поражения определяется временем управляемого полета, необходимым для отработки ошибки в положении вектора скорости, вызванной разбросом траектории ракеты на автономном участке полета.

Верхняя граница зоны поражения определяется высотами полета целей и характеристиками ракеты.

Максимальное значение параметра зоны поражения определяется допустимыми углами пеленга цели относительно продольной оси ракеты. Допустимые углы пеленга вытекают из конструктивных характеристик гиростабилизатора, обеспечивающего углы прокачки антенны

$$\beta_r = \pm 35^\circ, \quad \varepsilon_r = +35 \pm -65^\circ.$$

Зоны поражения пилотируемых целей

Оценка границ зоны поражения проводилась для целей, летящих прямолинейно. Работное время ЗРК от момента приема целеуказания до схода ракеты принято 8-10с - для различных высот полета цели, время начала управления 3,4с, из них:

1с - время, необходимое для катапультирования ракеты и ее ~~склонения~~ **склонения**;

1,4с - время работы разгонного двигателя;

0,9с - время для захвата цели ГСН и отработки ошибки захвата гиростабилизатором.

К этому моменту $t = 3,5$ с ракета находится на дальности 1200м от пусковой установки, ошибка в направлении вектора скорости относительно требуемого значения составляет $36^\circ = 6^\circ$.

При этих условиях ближняя граница зоны поражения ограничивается - на высотах $H = 1,5 + 5,5$ км вертикальной плоскостью, отстоящей от ПУ на расстоянии $X = 2$ км, на высотах полета целей $H \leq 1,5$ км наклонной плоскостью, расположенной под углом 35° к горизонту, на высотах полета целей $H \geq 5,5$ км конусом с углом при вершине 20° .

Дальняя граница зоны поражения целей, летящих со скоростью 300 м/с, располагается на дальности 12км; целей, летящих с максимальной скоростью - 10 км. При этом потребные дальности захвата цели радиолокационными средствами составляют

$V_{ц}$ [м/с]	$D_{одн.рол}$ [км]	$D_{згсн}$ [км]	H [км]
700	27	16,5	>9
560	24	16	5
420	18,5	13	0,015
300	20	17	1,5
280	18,5	14	0,06

Эти дальности указаны в предположении, что захват цели на сопровождение ГСН осуществляется после разгонного участка полета ракеты.

Вертикальное сечение зоны поражения пилотируемых целей и распределение по высоте максимального параметра приведены на рис.1.3, 1.4.

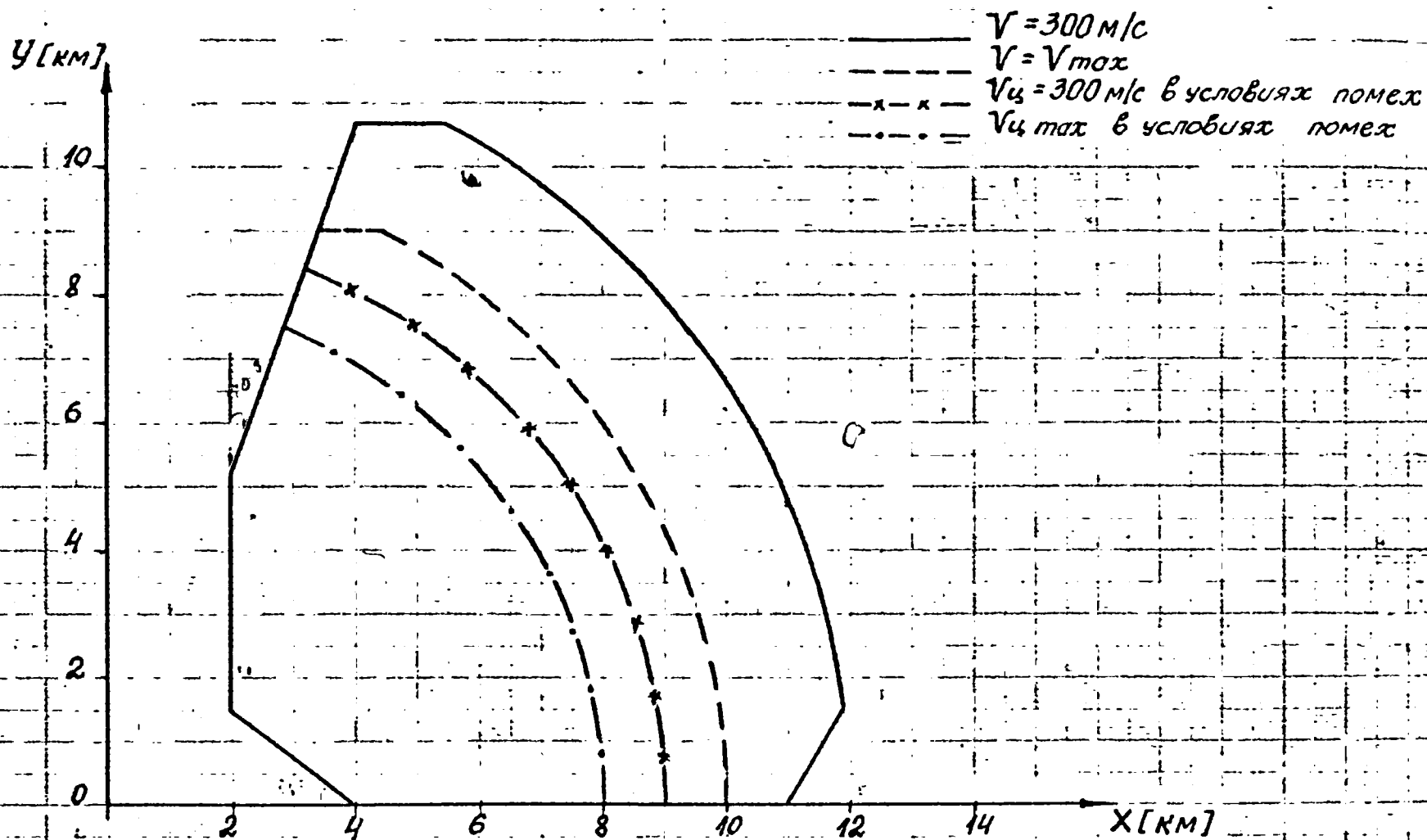


Рис. 1.3. Вертикальное сечение зоны поражения пилотируемой цели.

$H[\text{км}]$

10

8

6

4

2

0

$V = 300 \text{ м/с}$

$V = V_{\text{max}}$

2

4

6

8

10

12

14

$R[\text{км}]$

Рис.1.4. Зависимость максимального параметра от высоты.

Зоны поражения низколетящих целей

Особенностью наведения ракеты на низколетящие цели является дополнительная ошибка сопровождения цели, обусловленная переотражением сигнала цели от поверхности земли. Эта ошибка имеет как систематическую так и флюктуационную составляющие. При углах наклона антенны ГСН к поверхности земли больших 10° сигнал, отраженный от земли, значительно слабее сигнала, отраженного от цели. Для выполнения этого условия необходимо создание специальных траекторий полета ракеты, имеющих углы падения $\theta \simeq 20^\circ$. Однако, эта мера не исключает полностью влияние земли, сигнал, принятый ГСН, в этом случае имеет повышенный уровень флюктуаций.

В течение полета ГСН сопровождает как истинную цель, так и ее зеркальное отражение от земной поверхности. По мере сближения ракеты с целью угловое рассогласование между целью и ее зеркальным отражением увеличивается и на некоторой дальности достигает значения, превышающего ширину диаграммы антенны ГСН. После этого ГСН переходит на сопровождение истинной цели. При ширине диаграммы ГСН $\pm 5^\circ$ по уровню половинной мощности и высоте полета цели 50м это разрешение наступает за $1,5+2с$ до встречи ракеты с целью. За такое малое время контур управления не успевает отработать рассогласование, вызванное наведением ракеты на ложное положение цели. Для увеличения этого времени необходимо сместить вверх антенну ГСН так, чтобы сопровождать цель краем диаграммы. Так при смещении антенны в вертикальной плоскости на 3° разрешение цели от ее зеркального отражения наступает за $3+3,5с$ до момента встречи. За такое время может быть отработано имеющееся рассогласование.

Смещение антенны ГСН необходимо производить после захвата цели на АС. На это требуется дополнительное время, в течение которого невозможно управление ракетой. Таким образом, управление ракетой может быть начато не ранее $3,5с$ после схода.

Указанные меры несколько отодвигают ближнюю границу зоны поражения по низколетящим целям, она может быть обеспечена на дальности ~ 4 км.

Смещение антенны ГСН в вертикальной плоскости исключает вращение ракеты по крену с целью обнуления одного угла гиросtabilизатора (β_r). Таким образом, в горизонтальной плоскости угол упреждения может быть реализован не более $\gamma_{упр} = |\beta_r| - \alpha_{max}$ где $\beta_r = \pm 35^\circ$, $\alpha_{max} = 15^\circ$ (угол атаки). Это ограничение уменьшает параметр зоны поражения, максимальное значение которого может быть получено

$$V_{\text{ц}} = 280 \text{ м/с}$$

$$R_{max} = 8,5 \text{ км}$$

$$V_{\text{ц}} = 420 \text{ м/с}$$

$$R_{max} = 7 \text{ км}$$

Дальняя граница зоны поражения определяется дальностью захвата цели РОЛ и конечной скоростью ракеты. Для целей, летящих со скоростью $V_{\text{ц}} = 280 \text{ м/с}$, дальняя граница зоны поражения располагается на $D = 11 \text{ км}$, для целей, летящих со скоростью

$V_{\text{ц}} = 420 \text{ м/с}$, дальняя граница зоны поражения располагается на $D = 9 \text{ км}$. Горизонтальное сечение зоны поражения низколетящих целей ($H = 60 \text{ м}$) приведено на рис. 1.5.

Зоны поражения аэродинамических целей в условиях помех

Оценка зон поражения проводилась в условиях помех, рассмотренных в разделе 21.3. При расчете зон поражения предполагалось, что РОЛ измеряет все координаты цели с повышенными ошибками \sim в 2 раза. Такое увеличение ошибок измерения принималось на дальностях порядка 20 км, где существенно падает отношение "сигнал-шум". По этой причине уменьшается дальность захвата цели ГСН. В расчетах принята дальность захвата ГСН целей с отражающей поверхностью $0,2 \text{ м}^2 - 13 \text{ км}$.

В этих условиях дальняя граница зоны поражения целей, летящих с максимальными скоростями, располагается на дальности 8 км, для целей, летящих со скоростью 300 м/с - на дальности 10 км.

Ближняя граница зоны поражения не меняется. Вертикальное сечение зоны поражения в условиях помех приведено на рис. 1.3.

P [км]

$H_u = 50$ м

— $V_u = 250$ м/с

- - - $V_u = 420$ м/с

10

8

6

4

2

0

2

4

6

8

10

12

14

L [км]

Рис. 1.5. Горизонтальное сечение зоны поражения НЛЦ на высоте $H_u = 50$ м.

1.4.2. Лазерный канал.

Зоны поражения лазерного канала строятся из следующих предположений:

полет целей происходит в режиме прямолинейного горизонтального полета с постоянной скоростью;

ракета стартует через 5с после достижения целью расчетной дальности обнаружения;

полет ракеты происходит по прямолинейным троекториям в расчетную точку встречи; вертикальный участок полета ракеты не учитывается; считается, что за первые 1,5с полета ракета пролетает 0,5км;

ближняя граница зоны поражения определяется начальными ошибками выведения ракеты в точку перехода на самонаведение и ошибкой гиростабилизатора; по данным математического моделирования эти ошибки отрабатываются за время самонаведения $t_{сн} = 3с$; дальность полета ракеты за время $t = 1,5 + t_{сн} = 4,5с$. $R_{min} = 2,6км$;

на больших высотах при малых параметрах ближняя граница зоны поражения определяется динамикой поста наведения при больших углах места; при расчете зон поражения принято $\theta_{max} = 70^\circ$;

дальняя граница зоны поражения на малых высотах определяется дальностью обнаружения цели и скоростью ее полета; (при этом используется уравнение точки встречи, имеющее вид:

$$\left[z_p + \frac{V_p}{V_{\zeta}} (X_1 - X) \right]^2 = X^2 + Y^2 + Z^2$$

где $X_1 = X_0 - V_{\zeta} (t_n + t_r)$

$z_p = 0,5км$ - участок разгона;

$V_p = 700 н/с$ - скорость ракеты;

$t_n = 5,5сек$ - время подготовки пуска;

$t_r = 1,5сек$ - время разгона ракеты;

зависимость скорости цели от высоты ее полета:

$$V_{\zeta} = V_{\zeta}(Y)$$

а также уравнение, определяющее координаты X_0 обнаружения цели -

$$\frac{6}{(X_0^2 + Y^2 + Z^2)^2} e^{-\alpha \sqrt{X_0^2 + Y^2 + Z^2}} = const$$

дальняя граница зоны поражения на больших высотах определяется дальностью полета ракеты, при которой управляемость и располагаемые перегрузки считаются допустимыми.

При $R = R_{max} = 11 \text{ км}$ (время полета $\sim 17 \text{ с}$) и $H = H_{max} = 9 \text{ км}$ коэффициент управляемости $\delta_y = \theta/\alpha$ падает по сравнению с полетом при $R < 7 \text{ км}$ и $H=0$ - в два раза, располагаемая перегрузка - в три раза, что может привести к увеличению промаха; этот вопрос требует дополнительной проработки.

При определении границ зоны поражения должны также быть учтены ограничения в скорости сближения ракеты и цели. При стрельбе вдогон скорость сближения сильно падает, что затрудняет согласование взрывателя с боевой частью. Задача согласования упрощается при малых промахах, характерных для использования лазерных средств.

Этот вопрос требует дополнительного исследования. Ограничения по скоростям сближения в приведенных зонах не учтены.

Дополнительное ограничение, как указано выше, связано с динамикой наведения. В связи с этим параметр (P) ограничен условиями:

$$|\dot{\alpha}| = \frac{\rho \cdot V_4 \cdot 57,3}{\rho^2 + \chi^2} < 10^\circ/\text{сек}$$

$$|\ddot{\alpha}| = \frac{2\rho\chi \cdot V_4^2 \cdot 57,3}{(\rho^2 + \chi^2)^2} < 2,5^\circ/\text{сек}^2$$

Необходимо также учитывать ограничение по углам прокачки приемного зеркала ГСН и недопустимость для нормальной работы радиолокатора малых радиальных скоростей $|\dot{D}| < 50 \text{ м/с}$ при временах

$$t < t_{\text{старт ракеты}} = 4 \text{ с.}$$

Эти ограничения в основном проявляются в части зон поражения за точкой на параметре, т.е. при стрельбе вдогон.

Зоны поражения в вертикальной плоскости для $P=0$ приведены на рис. 1.6.

На рис. 1.7. приведено горизонтальное сечение зоны поражения для $H=0$. Зоны построены для метеорологической дальности видимости (МДВ) $S_m = 10 \text{ км}$, при которой коэффициент ослабления излучения с $\lambda = 1,06 \text{ мкм}$ в атмосфере составляет в приземном слое $\alpha = 0,2 \text{ 1/км}$ ($0,86 \text{ дб/км}$) и $S_m = 23 \text{ км}$, при которой $\alpha = 0,103$ ($0,45 \text{ дб/км}$).

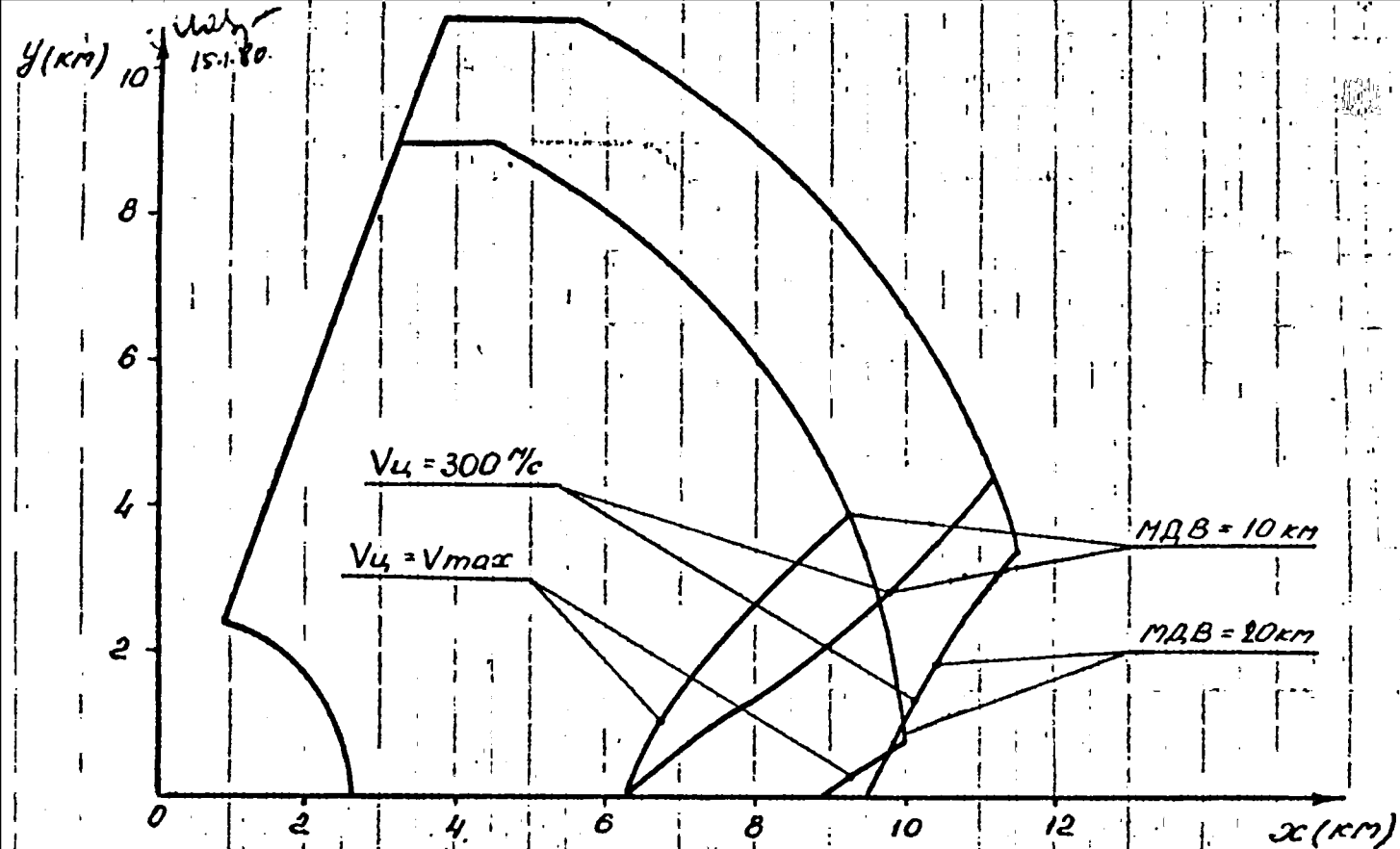


Рис. 1.6. Зона поражения в вертикальной плоскости для $\rho = 0$.

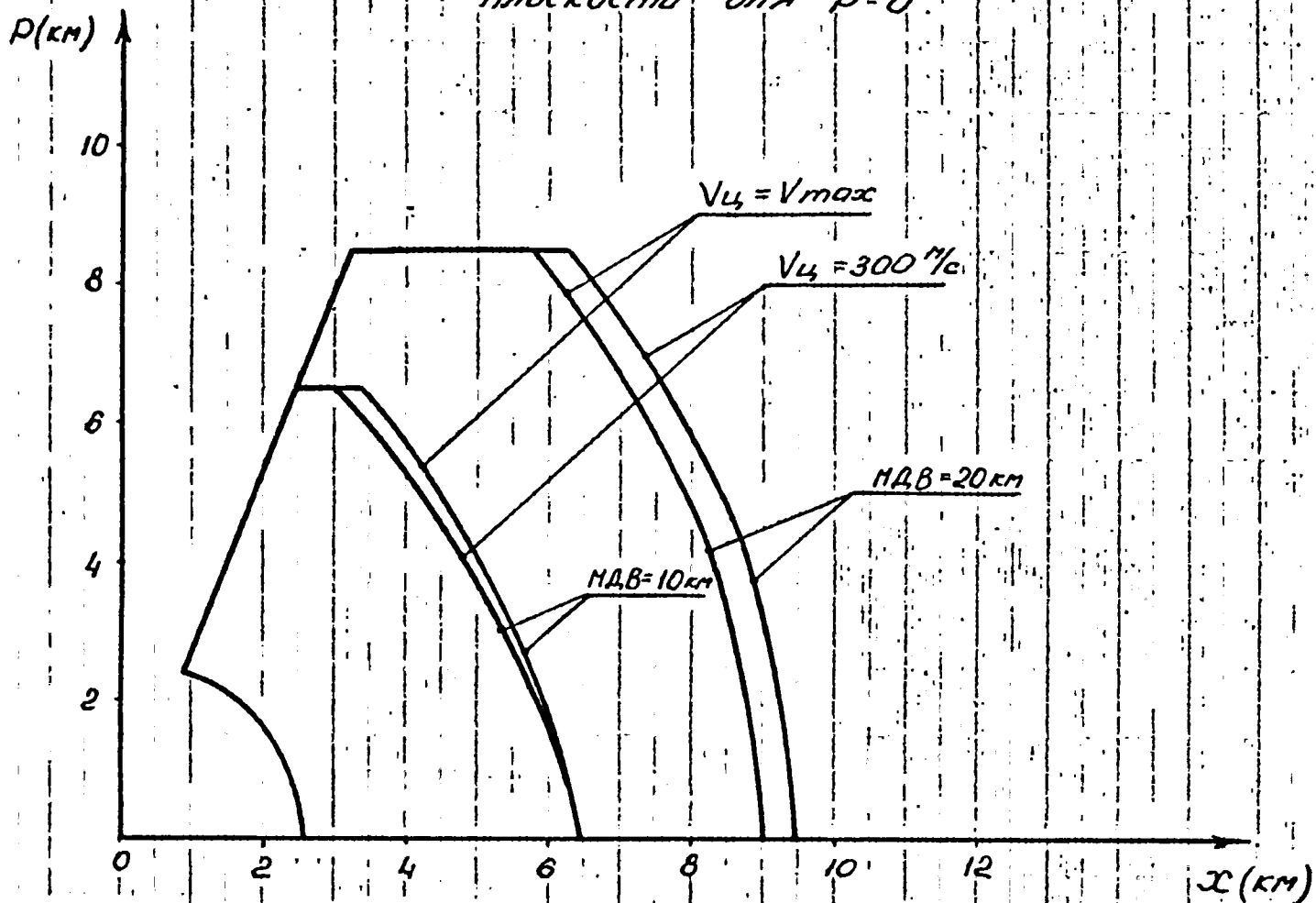


Рис. 1.7. Зона поражения в горизонтальной плоскости для $H = 0 \div 0,1 \text{ км}$.

1.5. Эффективность стрельбы

Основной особенностью проектируемого комплекса ближнего перехвата 85Т6 является наличие двух автономных каналов: радиолокационного и лазерного, каждый из которых, независимо друг от друга, осуществляет обнаружение, захват, сопровождение цели и наведение ракеты на цель. Более высокоточный лазерный канал обеспечивает минимальные ошибки наведения ракеты на цель и, следовательно, более высокую эффективность поражения цели. Однако, его работоспособность в значительной степени зависит от состояния погодных условий, что накладывает определенные ограничения на его применимость.

Для оценки эффективности стрельбы каждого канала в качестве основного показателя эффективности принималась вероятность поражения цели одной ракетой без учета эксплуатационной надежности. В качестве основных целей рассматривались низколетящие авиационные крылатые ракеты типа АЛКМ и самолеты тактической авиации типа F-4, F-15.

Ракета 45Н6Т, в варианте для радиоканала, оснащается полуактивной головкой самонаведения и полуактивным доплеровским радиовзрывателем 86В6.

В варианте для лазерного канала, ракета 45Н6Т оснащается оптической, полуактивной головкой самонаведения и активным лазерным взрывателем.

В обоих вариантах на ракете устанавливается штатная осколочно-фугасная боевая часть 9Н316 имеющая следующие характеристики:

- масса боевой части $\sim 14,5$ кг;
- статический угол разлета
90% осколков $\sim 40^\circ$;
- начальная скорость осколков
 - на переднем фронте ~ 1300 м/с;
 - на заднем фронте ~ 2200 м/с;

- масса одного осколка $\sim 3,1$ г;
- размеры осколка $\sim 10 \times 10 \times 4$ мм;

Материал осколка сталь.

В настоящем разделе расчеты ожидаемой вероятности поражения целей одной ракетой проводились методом статистических испытаний на ЦВМ с использованием принятых характеристик боевого снаряжения и данных моделирования по точности наведения ракеты на цель.

1.5.1. Эффективность поражения целей радиоканалом

Расчеты вероятности поражения заданных типов целей проводились для характерных точек зоны поражения комплекса 85Т6 в совокупности условий, которые позволяют судить о вероятности поражения целей по всей зоне поражения.

Оценка эффективности стрельбы по рассмотренным целям проведена для следующих типов поражения:

- А - для авиационной крылатой ракеты типа "АЛКМ";
- В - для самолетов.

Характеристики уязвимости типовых целей принимались в соответствии с согласованными исходными данными по НИР "Грифон" (в/ч 03444).

Области срабатывания радиовзрывателя 86В6 по различным целям принимались по результатам физического и математического моделирования полуактивных РВ типа 5Е47 (5Х47) проведенных предприятием п/я А-3325.

Среднеквадратическая погрешность угла срабатывания радиовзрывателя принималась равной $\sim 3^\circ$.

Вероятность поражения авиационной крылатой ракеты АЛКМ, совершающей прямолинейный полет, оценивалась для минимальной высоты полета $H \simeq 0,05$ км и максимальной заданной скорости цели.

Условия встречи ракеты с целью и результаты расчетов вероятности поражения приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1.

Тип цели	Условия встречи ракеты и цели						Точность		Вероятность поражения W
	R км	H км	R км	V_p м/с	V_c м/с	$V_{отн.}$ м/с	h м	b м	
АЛКМ	4,0	0.05	0	720	250	970	7.0	4.5	0.75
АЛКМ	7.0	0.05	0	750	250	1000	3.5	3.0	0.90
АЛКМ	10.0	0.05	0	530	250	780	3.5	3.0	0.90
АЛКМ	10.0	0.05	8.5	520	250	640	5.0	3.5	0.57
АЛКМ	11.0	5.0	0	420	250	655	6.0	4.0	0.80

Результаты расчетов вероятности поражения прямолинейно-летающих аэродинамических целей типа $F-4$ и $F-15$ приведены в таблице 1.2. Оценка проводилась для максимальной скорости полета цели на данной высоте.

Таблица 1.2.

Тип цели	Условия встречи ракеты с целью						Точность		Вероятность поражения W
	R км	H км	R км	V_p м/с	V_c м/с	$V_{отн.}$ м/с	h м	b м	
$F-4$	12.0	5.0	0	420	300	705	3.0	4.0	0.63
	9.5	8.0	0	600	560	1085	4.0	7.0	0.65
	7.0	5.0	0	850	300	1090	1,0	1.1	0.89
	2.5	1.4	0	720	300	985	4.0	7.0	0.55
$F-15$	10.0	5.0	0	550	420	960	3.0	4.0	0.54
	5.8	5.4	0	750	420	1010	4.0	8.0	0.50
	2.5	1.4	0	720	300	985	4.0	8.0	0.37
	7.0	5.0	0	850	300	1090	1.1	1.2	0,88

Дополнительно проводилась оценка вероятности поражения низколетящих пилотируемых целей для высот полета $H \approx 15 + 50$ м с максимальной скоростью до $V_c \approx 300$ м/с. Результаты расчетов приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3.

Условия встречи ракеты и цели						Точность		Вероятность W	
R	H	P	V_p	V_c	$V_{отн.}$	h	σ	$F-4$	$F-15$
км	км	км	м/с	м/с	м/с	м	м		
10.0	0.05	8.5	520	300	675	5.0	3.5	0.49	0.36
4.0	0.05	0	720	300	1020	7.0	4.5	0.64	0.49
8.0	0.015	0	600	300	875	4.0	5.5	0.56	0.51

В точке с параметром $P \approx 8,5$ км имеет место снижение вероятности за счет неселекции отраженного от цели сигнала на фоне земли радиовзрывателем.

I.5.2. Лазерный канал.

В данном разделе приводится оценка эффективности поражения цели с использованием лазерного канала при условии своевременного обнаружения цели, ее захвата радиолокационным каналом и выдачи данных целеуказания лазерным средствам. В такой постановке эффективность решения задачи с использованием лазерного канала определяется следующими основными факторами:

состоянием атмосферы вдоль трассы распространения излучения передатчика и подсветчика ;

точностью самонаведения ракеты на цель ;

характеристиками взрывателя и боевой части ракеты ;

характеристиками уязвимости цели.

Предполагается, что в случае решения задачи обнаружения захват цели и ее дальнейшее автосопровождение происходит с вероятностью, близкой к 1. Это обусловлено тем, что для устойчивого автосопровождения цели требуются, как правило, меньшие отношения сигнал-шум, чем при ее обнаружении.

Приведенные в I.4.2 зоны поражения построены из условия обнаружения цели с вероятностью $P=0,95$ за один цикл обзора. Уже при двух циклах обзора эта вероятность составляет

$$P_2 = 1 - (1 - P_1)^2 = 0,9975,$$

однако, при этом несколько уменьшается зона поражения (координата X_0 точки обнаружения уменьшается на величину $\Delta X_0 = t_{обз} \cdot V_{ц} = 1 \cdot 0,4 = 0,4 \text{ км}$, что приводит при малых значениях высот и параметров полета цели к приближению дальней границы зоны поражения на величину $\Delta X = \frac{V_r}{V_r + V_{ц}} \quad \Delta X_0 = \frac{0,7}{0,4+0,7} \approx 0,25 \text{ км}$

Оценку влияния состояния атмосферы на эффективность лазерного канала можно произвести, используя статистические данные о состоянии атмосферы.

В таблице 1.4 приведены статистические данные состояния атмосферы в средней полосе России.

Т. 3.1
н. 10-
ка. 11.
С. 11

Таблица 1.4.

МДВ (км)	Продолжительность метеоявлений						%
	дождь	мокрый снег, метель	снег, метель	туман	дымка	без яв- лений	сумма
0,05				0,1			0,1
0,05÷0,2				0,4			0,4
0,2÷0,5	0,1	0,1		0,4			0,6
0,5÷1,0	0,1	0,1	0,2	1,2			1,6
1÷2	0,5	0,3	0,4	2,9	0,1		4,2
2÷4	0,1	0,1	0,1	0,3			0,6
4÷10	1,1	1,6	2,8		37,9		43,4
10÷20	0,1	0,2	0,3		10,6	8,6	19,8
20÷50	0,1	0,2	0,5		0,6	27,1	28,5
50					0,1	0,7	0,8

Упрощенно считая, что задача поражения цели не решается при сужении глубины зоны поражения до нуля на малых высотах, можно получить, что критическое значение коэффициента ослабления излучения в атмосфере для $\lambda = 1,06 \text{ мкм}$ составляет $\alpha = 0,58$, что соответствует метеорологической дальности видимости (МДВ) около 4 км. Такие условия (или худшие) отсутствуют, как это видно из таблицы, с вероятностью $P_{\text{МДВ}} = 0,925$. Таким образом, вероятность решения задачи обнаружения в худшем случае составляет:

$$P_{\text{обн}} = P_{\text{МДВ}} \cdot P_I = 0,88,$$

а при $\alpha < 0,58$ вероятность обнаружения цели на рубеже, обеспечивающем ее поражение на дальней границе зоны поражения составляет:

$$P_{\text{обн}} = P_I = 0,95;$$

и может быть повышена за счет незначительного сужения зоны поражения.

Точность самонаведения ракеты на цель определяется выбранным методом самонаведения, параметрами системы наведения, начальными ошибками, возмущениями и положением точки встречи в зоне поражения. Для оценки величины промаха было проведено математическое моделирование плоской задачи самонаведения без учета шумов приемного устройства и перемещения точки прицеливания по поверхности цели. Приведенные ниже исследования показывают, что шумы на дальности встречи достаточно малы и практически не увеличивают промахов.

Перемещения точки прицеливания, связанные с перемещением блестящей точки и с ошибками наведения подсветчика, если их частоты лежат в пределах полосы пропускания контура самонаведения, приводят к промахам не более, чем на 50% превышающим перемещение точки прицеливания. Следует ожидать, что эта составляющая промаха не будет превышать

$$\sigma_{птп} = 0,5 \div 1,0 \text{ м.}$$

При проведении моделирования принимались следующие характеристики системы наведения:

Скорость разворота вектора скорости ракеты:

$$\dot{\varphi} = K_1 \varepsilon_n, \text{ где}$$

ε_n - сигнал с ГСН,

$K_1 = 17 \div 38 \text{ I/сек};$

скорость прецессии гиросtabilизатора ГСН:

$$\dot{\psi}_r = K_2 \varepsilon_n, \text{ где}$$

$K_2 = 10 \text{ I/сек};$

алгоритм формирования ε_n :

$$\varepsilon_n = \begin{cases} 0,25 \text{ sign } M, & |M| < 0,5^\circ \\ 1,5^\circ \text{ sign } M, & 0,5^\circ < M < 6^\circ \\ 0 & |M| > 6^\circ \end{cases}$$

где M – угловое рассогласование между осью ГСН и линией визирования цели ;

частота выработки сигнала управления ϵ_n составляет $f \approx 30$ гц.

По данным моделирования минимальное время самонаведения составляет $t_{сн} = 3,0$ сек ; среднеквадратическое значение величины промаха не превышает $\sigma_n = 1$ м. С учетом перемещения точки прицеливания среднеквадратическое значение величины промаха не превышает:

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{пгн}^2 + \sigma_n^2} = 1,1 + 1,4 \text{ м}$$

С использованием полученного выше оценочного среднеквадратического значения промаха, а также характеристик взрывателя и БЧ ракеты и характеристик уязвимости целей были рассчитаны вероятности поражения целей для нескольких характерных точек встречи в зонах поражения. Полученные результаты приведены в таблицах 1.5, 1.6.

$$m_y = m_x = 0; \sigma_y = \sigma_x = \sigma$$

Таблица 1.5.

Тип цели	Условия встречи цели и ракеты						Точность		Вероятность поражения
	R км	H км	P км	V_p м/с	$V_{ц}$ м/с	$V_{отн}$ м/с	h м	σ м	
	4,0	0,05	0	720	250	970	0	1,0 1,4	0,96 0,91
	6,4	0,05	0	750	250	1000	0	1,0 1,4	0,98 0,92
	8,5	0,05	0	650	250	900	0	1,0 1,4	0,97 0,91
	8,5	0,05	6,5	650	250	720	0	1,0 1,4	0,95 0,89
	8,5	5,0	0	650	250	875	0	1,0 1,4	0,98 0,92

Таблица 1.6.

Условия встречи ракеты и цели						Точность		Вероятность поражения	
R км	H км	P км	V_p м/с	$V_{ц}$ м/с	$V_{отн}$ м/с	h м	σ м	F_{-4}	F_{-15}
9,5	8,0	0	600	560	1085	0	1,0 1,4	0,98 0,95	0,96 0,93
7,0	5,0	0	850	300	1090	0	1,0 1,4	0,97 0,94	0,95 0,92
2,5	1,4	0	720	300	985	0	1,0 1,4	0,95 0,92	0,94 0,92
8,5	0,05	6,5	650	300	755	0	1,0 1,4	0,90 0,86	0,89 0,85

Продолжение таблицы 1.6.

I	2	3	4	5	6	7	8	9	10
8,5	0,05	0	650	300	950	0	1,0 1,4	0,95 0,92	0,94 0,92
6,5	0,15	0	750	300	1050	0	1,0 1,4	0,93 0,90	0,93 0,90

Необходимо отметить, что полученные результаты являются оценкой сверху для идеального согласования боевого снаряжения. Провести расчеты с учетом реальных условий согласования не представилось возможным ввиду отсутствия данных по области срабатывания активного оптического взрывателя.

Отметим также, что ожидаемые динамические ошибки наведения оказываются достаточно малыми, что позволило приблизительно считать $h = 0$.

Таким образом, эффективность лазерного канала равна

$$P = P_{\text{пор}} P_{\text{обн}}$$

В худшем случае при стрельбе одной ракетой в условиях малой МДВ (около 4км) эффективность лазерного канала составляет

$$P = P_1 (P_{\text{пор}})_{\text{мин}} = 0,95 \cdot 0,85 = 0,81$$

Вероятность решения боевой задачи при произвольных условиях работы можно оценить снизу как

$$P = (P_{\text{пор}})_{\text{мин}} P_1 P_{\text{мдв}} = 0,85 \cdot 0,95 \cdot 0,925 = 0,75$$

При среднестатистических характеристиках состояния атмосферы и возможности двукратного обзора сектора поиска эффективность лазерного канала определяется вероятностью поражения и оказывается не ниже 0,85.

2. Управление комплексом. Рабочие места операторов. Численность боевого расчета.

Управление каждым РОЛ в ручном режиме осуществляется двумя операторами. С этой целью в АК имеется по два рабочих для каждого канала. Первое рабочее место – оператора наведения и пуска, второе – оператора сопровождения. Координирует работу обоих радиолокационных каналов и ЗРК в целом командир ЗРК.

Цифровые значения координат цели, полученные в ЦУ, отображаются на цифровых индикаторах рабочих мест операторов. На этих же индикаторах высвечиваются цифровые значения, соответствующие положению следящих систем. Факт отработки ЦУ также отображается на рабочих местах операторов. Этим заключается этап отработки ЦУ и начинается этап допояска.

В режиме допояска происходит синхронное сканирование приемного и передающего лучей в секторах $7^{\circ} \times 7^{\circ}$. В приемном устройстве (ПУО) обзора происходит поиск цели по скорости. Сигналы с ПУО выводятся на индикатор "угол места – азимут" оператора наведения

Увидев отметку цели, оператор отключает управление углового привода от сигнала ЦУ. Кроме того, по индикатору можно определить скорость цели. Располагая указанной информацией, оператор выбирает цель и с помощью шарового органа наведения наводит антенну сопровождения (центр сектора допояска) на выбранную цель. С помощью шарового органа наведения оператор управляет перемещением антенны одновременно по двум координатам (азимут, угол места) и по скорости их изменения. Оператор наведения, совмещая метку цели с меткой антенны сопровождения, одновременно добивается, чтобы цель и антенна перемещались с одинаковыми угловыми скоростями, что позволит в дальнейшем при переходе на сопровождение не потерять цель во время переходного процесса.

На индикатор оператора сопровождения может выводиться информация с фильтров приемника обзора как со всего сектора допояска, так и с участка сектора, примыкающего к направлению оси антенны сопровождения. Оператор сопровождения подводит следящую систему по скорости на ту же цель, что и оператор наведения.

После того, как операции наведения будут закончены, оператор наведения нажимает кнопку "захват". По этой команде происходит переключение антенной системы с поиска на сопровождение и соответствующее переключение приемного устройства. Происходит замыкание следящих систем по углам и скорости. На рабочих местах операторов и командира загорается индикаторная лампа - "сопр, цели РЛК". Информация с секторного индикатора исчезает, оператор наведения пользуется индикатором "картинная плоскость", на который выводятся сигналы рассогласования угловых следящих систем. С переходом в режим сопровождения прекращает работу индикатор оператора сопровождения - "азимут - скорость".

В задачу оператора сопровождения входит поиск и захват цели по дальности вдоль луча сопровождения. Для определения дальности включается модулятор зондирующего сигнала. Вид модуляции определяет оператор сопровождения, исходя из характера получаемого ЦУ. Если точность ЦУ по дальности обеспечивает попадание цели в раствор дискриминационной характеристики следящей системы РОЛ по дальности и заведомо известно, что в зоне захвата одиночная цель, можно переходить к автоматическому захвату. Для случая, когда ЦУ по дальности имеет низкую точность или отсутствует вообще, включается режим поиска по дальности. В этом режиме оператор сопровождения, пользуясь индикатором "дальность-скорость" находит цель и наводит на нее следящую систему по дальности. Поиск по дальности нужен в случае, когда предполагается, что в зоне захвата может быть групповая цель. Вид поиска устанавливается оператором сопровождения и зависит от выбранного типа модуляции, при этом меняется и разрешающая способность по дальности.

После наведения по дальности включается режим автоматического сопровождения цели радиолокационным каналом (РЛК). РОЛ измеряет азимут, угол места, радиальную скорость и дальность до цели. Координаты используются спецвычислителем для решения задачи пуска ракет.

С началом измерения дальности по команде оператора сопровождения начинает работу наземный радиолокационный запросчик (НРЗ) системы определения государственной принадлежности цели "Пароль". Результат опознавания отображается на индикаторах оператора наведения и командира.

После того, как произошел захват на автосопровождение по всем координатам и оператором сопровождения включена кнопка "ОЛК" на оптический локационный канал (ОЛК) выдается целеуказание (ЦУ) по дальности со следящей системы по дальности РЛК.

По команде ОЛК включается оптический локационный канал в режиме допоиска. В этом режиме происходит сканирование передающего луча в секторе $16' \times 32' (\beta \times \epsilon)$, время одного обзора сектора t_c . Используется импульсно-модулированный сигнал излучения передающего устройства. Луч ОЛК съюстирован в пространстве с лучом РЛК. После обнаружения сигнала цели в секторе допоиска происходит автоматическое переключение работы ОЛК в режим автосопровождения цели. В этом режиме передающий луч сканирует в секторе $8' \times 3,5'$ с центром сектора сканирования в пределах луча РЛК с одновременным сопровождением цели по угловым координатам и дальности. С целью уменьшения ошибок измерения координат после захвата цели на автосопровождения ОЛК оператором сопровождения производится переключение управления силового следящего привода с приемного устройства РЛК на приемное устройство ОЛК. Выдаваемые с ОЛК уточненные координаты цели (углы и дальность) поступают в специализированный вычислитель для решения задачи пуска ракет с лазерной ГСН. В случае сложной помеховой обстановки или работе по групповой цели сектор допоиска расширяется до $0,5^\circ \times 1^\circ$, время одного обзора сектора $3c$. Сектор допоиска двух РОЛ соответственно расширяется до $1^\circ \times 1^\circ$.

В процессе автосопровождения цели лазерным каналом оператор сопровождения имеет возможность вести контроль качества сопровождения по углам по индикатору ОЛК "угол места - азимут". На экран индикатора выводятся сигналы положения цели в секторе сопровождения ОЛК и положение центра сектора относительно оси радиолуча. Кроме того цифровой индикатор операторов отображает измеренную ОЛК дальность цели.

В условиях, когда нарушается автоматическое сопровождение цели, может быть использован режим ручного сопровождения (РС). РС по углам выполняет оператор наведения с помощью индикатора "угол места - азимут", для этого приемная антенна и приемное устройство сопровождения переводятся в режим сканирования, передающее устройство остается подключенным к антенне сопровождения.

В варианте построения антенной системы на основе фазированной антенной решетки передающий луч в режиме РС может расширяться. Оператор для управления положением антенны использует шаровой орган наведения, с помощью которого удерживает цель в перекрестии индикатора. При этом оператор сопровождения с помощью индикатора "спектр" может проводить РС по скорости при действии уводящей по скорости помехи. РС по дальности может выполняться, если скорость сопровождается в автоматическом режиме. В качестве индикатора при РС по дальности используется индикатор "дальность-скорость". Ручное управление следящими системами дальности и скорости оператор сопровождения осуществляет соответствующими штурвалами, расположенными на пульте управления.

У оператора сопровождения имеется возможность наблюдать радиолокационную обстановку в окрестности сопровождаемой цели. Для этого оператор включает режим обзора обстановки. Оператор получает возможность наблюдать на индикаторе "дальность-скорость" другие цели, если они в луче радиолокационного канала в некоторой окрестности по дальности и скорости. Необходимость в этом режиме возникает при сопровождении групповой цели или в случае, когда возможно разделение целей.

Имеющееся в каждом радиолокационном канале приемное устройство звуковой индикации позволяет оператору сопровождения распознавать класс (тип) сопровождаемой цели и контролировав результат огневого воздействия.

Для повышения тактических возможностей РОЛ может оснащаться унифицированным телевизионно-оптическим визиром "Карат". Визир расширит возможности режима ручного сопровождения цели по углам, позволит определить тип сопровождаемой цели, наблюдать обстановку в окрестности цели и результаты стрельбы.

3. Электроснабжение средств ЗРК

Средства автономного электроснабжения (САЭС) предназначены для электропитания средств ЗРК во всех режимах работы системы. В дежурном режиме электропитание средств от автономных дизельных электростанций (ДЭС) производится только при отсутствии промышленной сети. Электропитание от промышленной высоковольтной сети осуществляется через специальные трансформаторные подстанции на-
ружной установки, не входящей в состав системы.

Ориентировочные мощности, необходимые средствам ЗРК, приведены в таблице I.7.

Таблица № I.7.

№ п/п	Наименование средств	Кол-во в ЗРК	Потребляемая мощность (кВт) на одно средство	
			380В 50Гц	220В 400Гц
1.	Антенный пост	2	25	15
2.	Аппаратная кабина	1	30	15
3.	Пусковая установка	2	21	16

Суммарная мощность, потребляемая средствами составляет:

- по сети 400Гц $P \approx 77$ кВт
- по сети 50Гц, с учетом преобразования 50/400Гц $P \approx 220$ кВт

Для определения и выбора автономных источников электроснабжения рассмотрены средства автономного электроснабжения, применяемые в ранее разработанных системах, а также средства, приведенные в отчете МО СССР "Анализ систем электроснабжения и электроэнергетических средств подвижных и перевозимых комплексов вооружения и военной техники, выпускаемых и разрабатываемых по заказам войсковой части 77969", рекомендованных войсковой частью 77969А для применения в проектируемых новых системах ПВО.

Рассмотрены следующие варианты электроснабжения средств ЗРК:

I. Электроснабжение всех средств ЗРК от единой САЭС, централизованно.

I.1. На базе дизельной электростанции 5И57 имеющих следующие характеристики:

- мощность - 2×180 кВт
- напряжение $3 \times 400 \pm 2\%$ В
- частота - $50 \pm 1\%$ Гц
- степень автоматизации - 3
- тип кузова - КП-10 на прицепе МАЗ 5224в.

I.2. На базе дизельных электростанций 5Е96, имеющих следующие характеристики:

- мощность - 2×100 кВт;
- напряжение - $3 \times 400 \pm 2\%$ В,
- частота - $50 \pm 1\%$ Гц
- степень автоматизации - 2
- тип кузова - негерметичный ПТ-10 на прицепе МАЗ 5224В.

I.3. На базе дизельных электростанций ЭСДА-200-Т/400-ЗРК, имеющих следующие характеристики:

- мощность - 200 кВт
- напряжение - $3 \times 400 \pm 2\%$ В
- частота - $50 \pm 1\%$ Гц
- система автоматизации - 3
- тип кузова - КУНГ - П10

I.4. На базе дизельной электростанции 5Е97, имеющей следующие характеристики:

- мощность - 200 ± 30 кВт
- напряжение - $3 \times 400 \pm 2\%$ В.
- частота - $50 \pm 1\%$ Гц
- степень автоматизации - 2
- тип кузова - КУНГ-П10

Средства автономного электроснабжения на базе дизельных электростанций 5И57 и ЭСДА-200-Т-400-ЗРК наиболее полно отвечают основным техническим требованиям к ЗРК из всех рассмотренных в части степени автоматизации, времени готовности и др.

Средства электроснабжения на базе ДЭС 5Е96 и 5Е97 имеют более низкую степень автоматизации и требуется присутствие обслуживающего персонала при их работе. Для работы при дистанционном управлении, повышении степени автоматизации и более полной реализации технических требований на систему, необходима доработка существующих электростанций. Транспортирование САЭС всех перечисленных вариантов электроснабжения осуществляется дополнительными транспортными средствами.

Во всех рассмотренных вариантах электроснабжения электроснабжение по сети $3 \times 230 \text{ В}$ 400 Гц осуществляется от преобразователя частоты типа (ПСЧ-15), устанавливаемого непосредственно на шасси потребителя.

Технико-экономические показатели ПСЧ-15:

- напряжение на выходе - $3 \times 400 \pm 2\% \text{ В}$ 50 Гц
- напряжение на выходе - $3 \times 230 \pm 2\% \text{ В}$ 400 Гц
- мощность - 15 кВт
- вес - 400 кг

2. Автономное электроснабжение каждого из средств ЗРК

2.1. На базе дизельных электростанций ЭСД-50-Т/400М, имеющих следующие технические характеристики:

- мощность - 50 кВт
- напряжение - $3 \times 400 \pm 2\% \text{ В}$
- частота - $50 \pm 1\% \text{ Гц}$
- степень автоматизации I
- тип кузова - 2-х осный автомобильный прицеп.

Для электропитания средств системы по сети $3 \times 230 \text{ В}$ 400 Гц в этом случае используются преобразователи частоты (ПСЧ-15), также устанавливаемые на шасси потребителя.

2.2. На базе газотурбинных установок.

Для электропитания средств по сети $3 \times 230 \text{ В}$ 400 Гц от агрегатов ГАП-65, имеющих следующие характеристики.

- мощность - 65 кВт
- напряжение $3 \times 230 \text{ В}$ (частота 400 Гц)
- вес - 1200 кг .

Для электропитания по сети 3х380В 50Гц необходима доработка существующих газотурбинных агрегатов или разработка новых в части создания генератора на 50 Гц. Необходимо установить ГПА в защитный четырехосный прицеп. Средства электроснабжения на базе дизельной электростанции ЭСД-50-Т/400М транспортируются транспортными средствами потребителя, что обеспечивает высокие временные показатели при свертывании и развертывании, но имеют низкую степень автоматизации и требуется при их работе присутствие обслуживающего персонала.

Для повышения степени автоматизации и более полной реализации технических требований на систему, уменьшения времени готовности необходима их доработка.

В ы в о д ы

1. Средства автономного электроснабжения на базе ДЭС 5И57 и РПУ 6ЗТ6 (вариант I.I) наиболее полно удовлетворяют основным техническим требованиям к ЗРК.

2. В случае размещения основных средств системы на автомобильном шасси возможно обеспечение транспортирования средств электроснабжения на прицепе к тем средствам, к которым электроснабжение относится. При этом сокращается время развертывания и свертывания за счет использования длины кабелей и уменьшения количества транспортных средств ЗРК.

3. На основании вышеизложенного электроснабжение средств ЗРК целесообразно осуществлять от передвижных электростанций ЭСД-50-Т/400М и преобразователей ПСЧ-15.

Для более полной реализации требований на систему необходима доработка существующих электростанций ЭСД-50-Т/400М с целью повышения технических характеристик в части автоматизации и дистанционного управления.

В дальнейшем, в случае размещения средств на автомобильном шасси, может быть рассмотрен вариант механического отбора мощности от двигателя автомобиля для использования его в качестве автономного средства электроснабжения.

4 . Эффективность группировки.

Предлагается типовая перспективная группировка, состоящая из средств системы С-300П и ЗРК малой дальности. Упрощенная схема типовой перспективной группировки приведена на рис. 4.8. Эта группировка предусматривает:

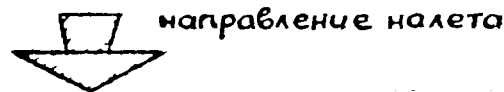
- круговую оборону объекта;
- возможность самообороны от АКР и АДЦ, атакующих средства ПВО;
- наличие собственных средств обнаружения;
- связь с вышестоящим КП.

В настоящее время типовой группировкой ЗРВ является группировка смешанного состава. Наличие в группировке разнотипных и разнокалиберных зенитно-ракетных комплексов позволяет гибко реагировать на различные тактические приемы противника, поддерживать высокую боевую эффективность группировки в условиях современного боя и существенно повышает ее живучесть. Высокие боевые качества группировки смешанного состава были продемонстрированы в процессе боевых действий на Ближнем Востоке и для одноканальных ЗРК целесообразность создания таких группировок общепризнана.

Предварительный анализ боевых свойств группировки многоканальных ЗРК показывает, что в условиях современного маневренного боя возможен прорыв атакующих самолетов к позициям ЗРК и вывод из строя наиболее уязвимых элементов комплекса, в первую очередь РЛС наведения (подсвета).

Поскольку современные РЛС наведения (подсвета) одновременно обслуживают несколько огневых каналов, даже кратковременный вывод их из строя эквивалентен нейтрализации всех обслуживаемых ими огневых каналов и оголению по крайней мере на период боя всего рубежа обороны. Анализ возможностей защиты позиций многоканальных ЗРК от отдельных прорвавшихся атакующих целей показывает, что при достигнутом уровне эффективности современного авиационного оружия традиционные средства обороны позиций на базе ствольных зенитных установок малоэффективны.

С этой задачей наилучшим образом справляется ЗРК, зоны поражения которого согласованы с дальностью до ближней границы основных зенитно-ракетных средств группировки. Применительно к перспективным многоканальным ЗРК типа "С-300П" указанным требованиям наилучшим



Цель - АЛКМ
 $\sigma = 0,2 \text{ м}^2$
 $H_y = 50 \text{ м}$
 $V_y = 280 \text{ м/с}$

макс. параметр з.п. = 23 км (↑) скорострельность $n = 54/\text{мин}$

$P_{з.п.} = 23 \text{ км}$

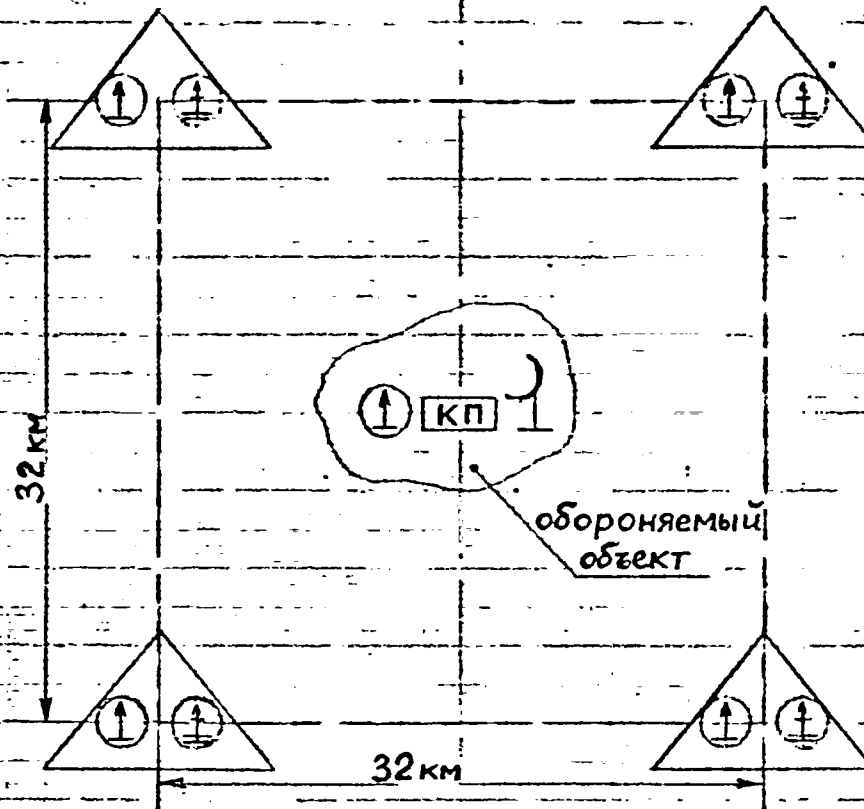
$n = 5 \text{ целей/мин.}$

$P_{з.п.} = 9 \text{ км}$ (↑) $n = 54/\text{мин}$

$P_{з.п.} = 9 \text{ км}$ (↑) $n = 54/\text{мин}$

полоса фронта = 50 км. $n = 104/\text{мин}$

полоса фронта = 78 км $n = 5 \text{ целей/мин}$



Условные обозначения

↑ - ЗРК самообороны

↑ - ЗРК средней дальности с НВО 5Н66М

┌ - РЛО

КП - Командный пункт группировки

Рис. 1.8. Схема группировки ЗРВ.

образом соответствует разрабатываемый ЗРК.

4.1. Метод решения. Принятые критерии эффективности группировки.

Исследование эффективности группировки проведено на полной математической имитационной модели, обеспечивающей детальный учет тактических и технических характеристик системы обороны и налета.

Модель содержит подробное описание налета вплоть до поведения в процессе атаки каждого участвующего в налете самолета, условий применения и эффективность его оружия, боевые задачи и взаимодействие атакующих самолетов в процессе боя.

Система обороны представлена в модели подробным описанием зон поражения и эффективности огневых средств, рубежей информационного обеспечения, размещения средств группировки на местности, вида инженерной защиты элементов позиции и их уязвимости от применяемого налетом авиационного оружия. Модель системы обороны учитывает действующие в ней временные соотношения, последовательность и объем взаимных обменов информацией, особенности организации боевых действий и основные принципы управления боем.

По результатам моделирования может быть прослежено поведение каждой участвующей в налете цели, и каждой ЗУР и других средств ЗРК, получены статистические оценки эффективности и живучести системы обороны.

Применительно к рассматриваемой задаче в качестве критериев приняты:

- для оценки эффективности - относительное количество пораженных в процессе боя целей;
- для оценки живучести системы обороны - относительное количество сохранившихся в процессе боя пусковых установок (ПУ), радиолокаторов подсвета и наведения (РПН) и радиолокаторов подсвета цели (РПЦ).

Исследовалась группировка из 4-х ЗРК типа "С-300П", размещенных в вершинах квадрата с расстоянием между позициями 32 км. В качестве средства усиления каждой позиции ЗРК "С-300П" приданы 2-х канальные ЗРК самообороны с РЛС автономного целеуказания.

Кроме того, 2 канала ЗРК самообороны развернуты в центре группировки вблизи командного пункта. Принято, что уязвимыми элементами позиции являются:

- радиолокаторы подсветки и наведения (РПН) ЗРК "300П";
- пусковые установки ЗРК "С-300П";
- радиолокаторы подсвета цели (РПЦ) ЗРК самообороны;
- кабельные линии связи.

Рол?

Приведенный радиус поражения уязвимых элементов позиции авиационной бомбой калибра 500 кг составляет:

- для РПН - 25 м
- для РПЦ - 22 м
- для ПУ - 30 м
- кабели - полоса ± 15 м.

Остальные средства группировки в схеме уязвимости позиции не учитываются, т.к. считается, что они могут быть надежно защищены либо вынесены на безопасное расстояние.

Принятые рубежи обнаружения целей и границы зон поражения ЗРК на высоте 150 м соответствуют штатным характеристикам средств группировки и составляют (для условий без РПЦ):

$$\left. \begin{array}{l} D_{\text{обн}} = 36 \text{ км} \\ D_{\text{макс}} = 21 \text{ км} \\ D_{\text{мин}} = 8 \text{ км} \end{array} \right\} \text{ЗРК "С-300П"}$$

$$\left. \begin{array}{l} D_{\text{макс}} = 10 \text{ км} \\ D_{\text{мин}} = 2,0 \text{ км} \end{array} \right\} \text{ЗРК самообороны}$$

Боевая работа каждой ячейки обороны осуществляется в автономном режиме и основывается на следующих принципах (правилах стрельбы):

а) рабочий сектор ЗРК "С-300П" (шириной 60°) в начальной стадии боя ориентируется в направлении первых вышедших на рубеж обнаружения целей;

б) при появлении новых целей осуществляется доворот сектора, при котором возможно продолжение боевой работы по первичным целям и вновь появившимся целям;

в) в первую очередь обстреливаются цели с минимальным относительно ЗРК параметром, максимальной скоростью и минимальной высотой полета. Считается, что такие цели представляют особую угрозу комплексу;

г) по внезапно появившейся цели производится оценка степени угрозы со стороны этой цели и если она более опасна, чем уже наблюдаемые и обстреливаемые, а свободных стрельбовых каналов для обстрела этой цели нет и не предвидится, осуществляется сброс менее опасной цели (даже если по ней ведется боевая работа) и обстрел внезапно появившейся цели.

Сброшенная цель передается ЗРК самообороны.

При равной опасности от внезапно появившейся цели и уже наблюдаемых и обстреливаемых она передается ЗРК самообороны.

д) Боевая работа ЗРК самообороны осуществляется в соответствии с изложенными выше правилами в круговой зоне обороны.

Временные соотношения, характеризующие боевую работу ячейки обороны, приняты следующими для ЗРК "С-300П":

- время выработки целеуказания - 10 с;
- рабочее время комплекса в каждом стрельбовом канале от момента получения целеуказания до схода ракеты - 40 с;
- темп пуска ракет в серии по одной цели - 5 с;
- относительный сдвиг возможных обстрелов в разных каналах при стрельбе очередью из 2-х ракет - 10 с;
- полетное время ракеты определяется средней скоростью ракеты

$$V_{ср} = 850 \text{ м/с}$$

- для ЗРК самообороны:

- время выработки целеуказания средствами АСЦУ - 10 с;
- рабочее время комплекса от момента получения целеуказания до схода ракеты - 8 с;
- полетное время определяется средней скоростью ракеты

$$V_{ср} = 600 \text{ м/с}$$

Каналы ЗРК могут работать одновременно.

Вероятность поражения цели одной ракетой составляет:

- в ЗРК "С-300П" - 0,5+0,7;
- в ЗРК самообороны - 0,5+0,65.

Принят следующий наряд ракет по одной цели:

- в ЗРК "С-300П" - 2 ракеты,
- в ЗРК самообороны - 3 ракеты.

Боекомплект в ячейке обороны составляет:

- для ЗРК "С-300П" - 12 ракет (на 3 канала);
- для ЗРК самообороны - 16 ракет (на 2 канала).

Налет на рассматриваемую группировку включает 20 пилотируемых самолетов, летящих на высотах 150 м со скоростью 250+280 м/с. Налет состоит из 5 групп, численность которых варьируется в зависимости от принятой тактики от 2-х до 12-ти самолетов в группе.

4 группы выполняют задачу подавления системы ПВО, одна группа (группа прорыва) атакует защищаемый объект.

Рассмотрены следующие тактические варианты построения групп:

Варианты	Группа прорыва	Группы подавления
I	20 самолетов	Нет подавления ПВО
II	12 самолетов	4 группы по 2 самолета
III	8 самолетов	4 группы по 3 самолета
IV	4 самолета	4 группы по 4 самолета

Понятно, что боевой нагрузкой каждого самолета групп подавления является 4 неуправляемые авиационные бомбы калибра 500 кг. Атакующие самолеты выходят на рубеж бомбометания на высоте 2000+2500 м и с дальности 3000 м совершают пикирование на цель под углом 25+30° с выходом из атаки на высоте не менее 800 м. Бомбометание осуществляется в 1+2 захода. Построение групп соответствует принятым нормам для плотных строев:

- интервал и дистанция между самолетами в паре 0,1+0,2 км и 0,2+0,4 км соответственно;
- дистанция между парами в колонне 0,4+0,6 км.

В полосе ответственности группировки (50 км) такое построение групп эквивалентно плотности налета на рубеже обнаружения 10 $\frac{\text{целей}}{\text{мин}}$

Однако, действительный темп выхода групп подавления на ячейки обороны существенно выше, т.к. определяется боевым порядком группы, самолеты которой выходят к объекту атаки практически одновременно.

Тактика поведения групп подавления предусматривает выход самолетов группы к атакуемому объекту с направлений, отличающихся от направления на группу прорыва более, чем на 60°, т.е. вне сектора РПН.

Кол-во самолетов - 20
 Средняя плотность - $10^4/\text{мин}$
 Скорость - $250 \div 280 \text{ м/с}$
 Высота - $150 \div 200 \text{ м}$

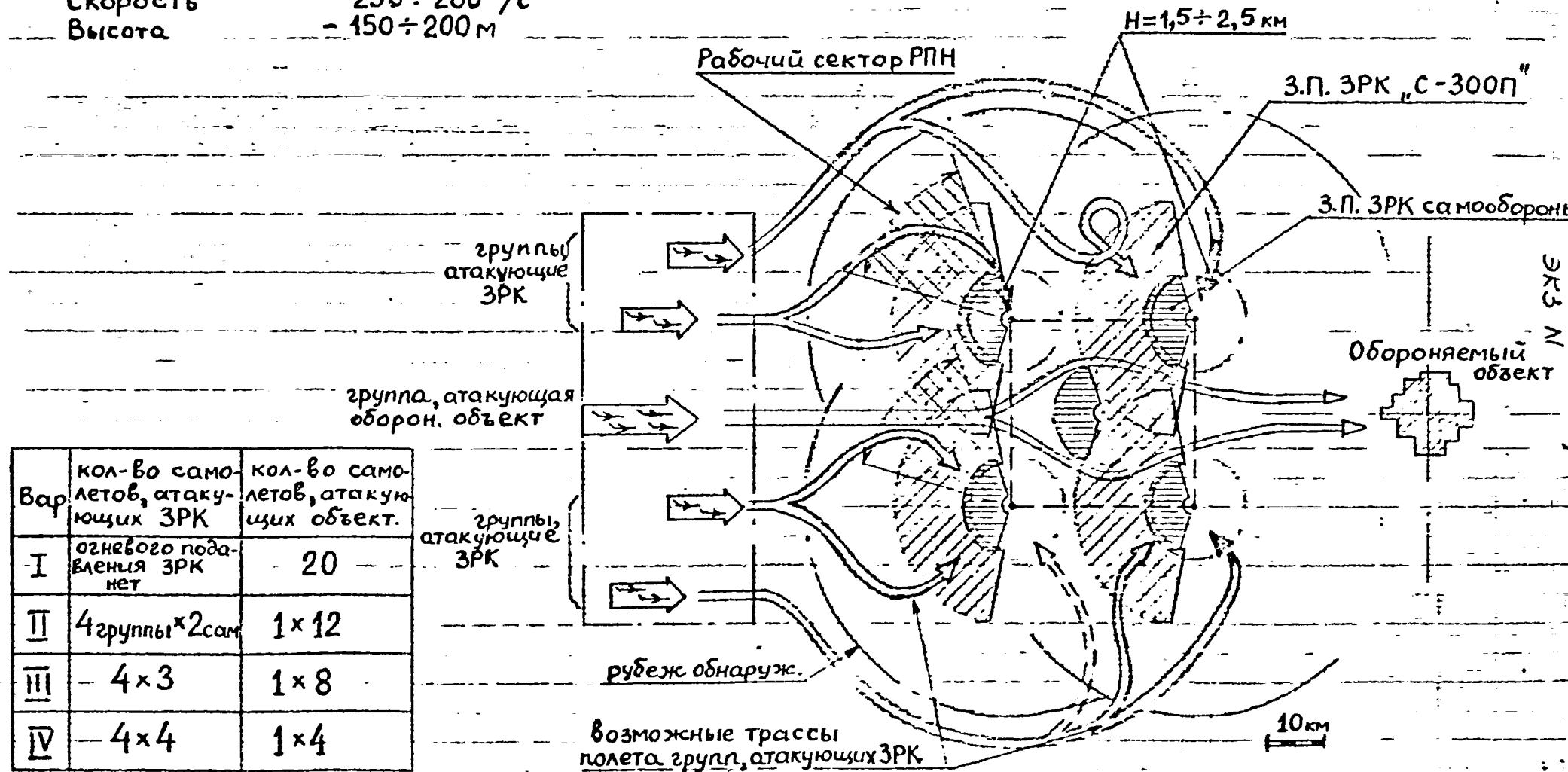


Рис. 1.9. Схема налёта

Количество целей в налете - 20

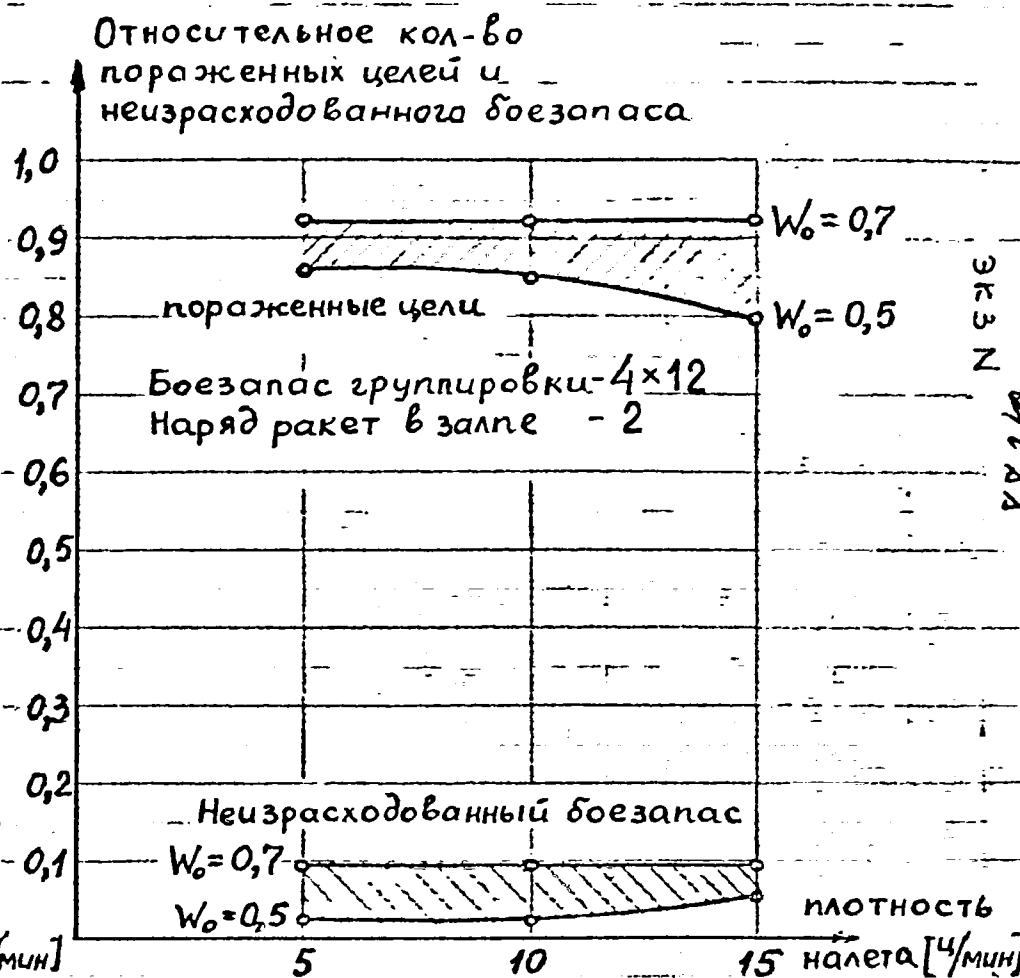
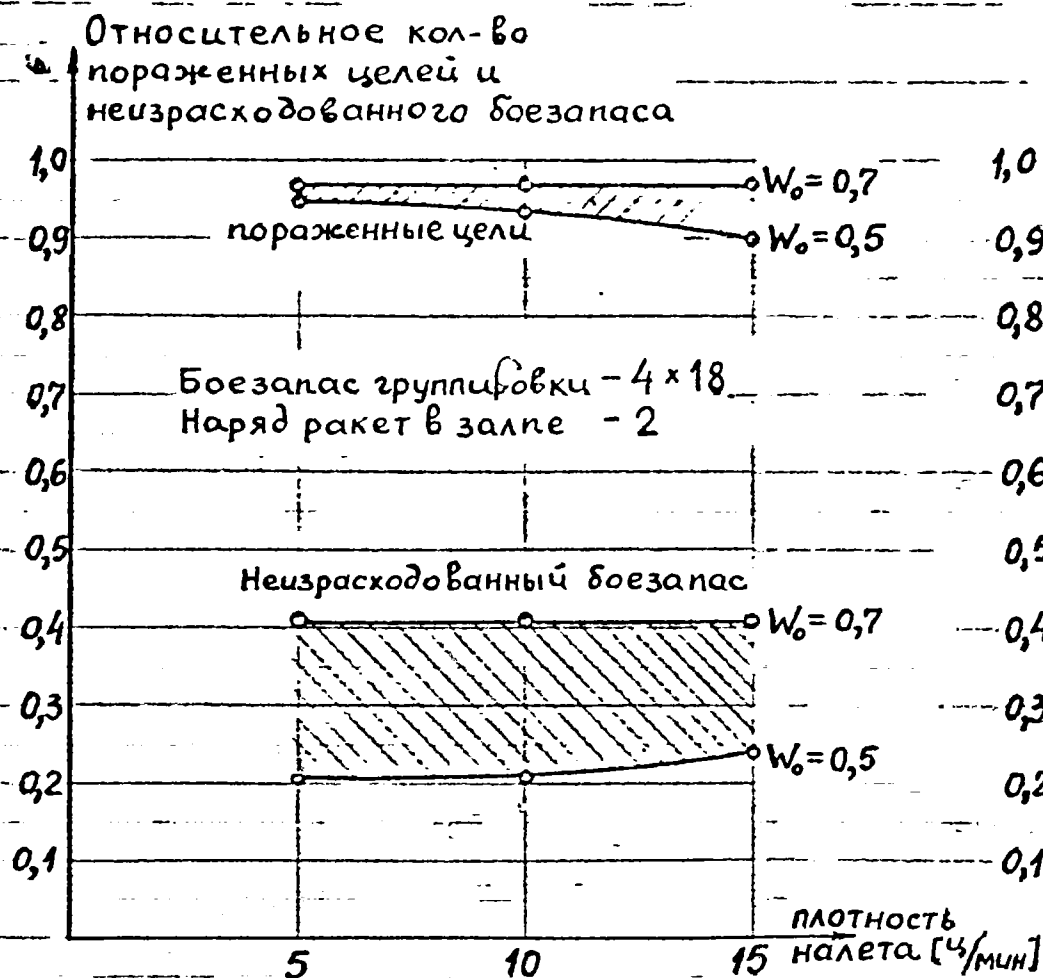


Рис. 1.10. Пропускная способность группировки ЗРК „С-300П“.

Кол-во целей в налете - 20
 Средняя плотность налета - $10^4/\text{мин}$
 Боезапас группировки - 12×4
 Наряд ракет в очереди - 2
 Вероятность пораж. цели - 0,7

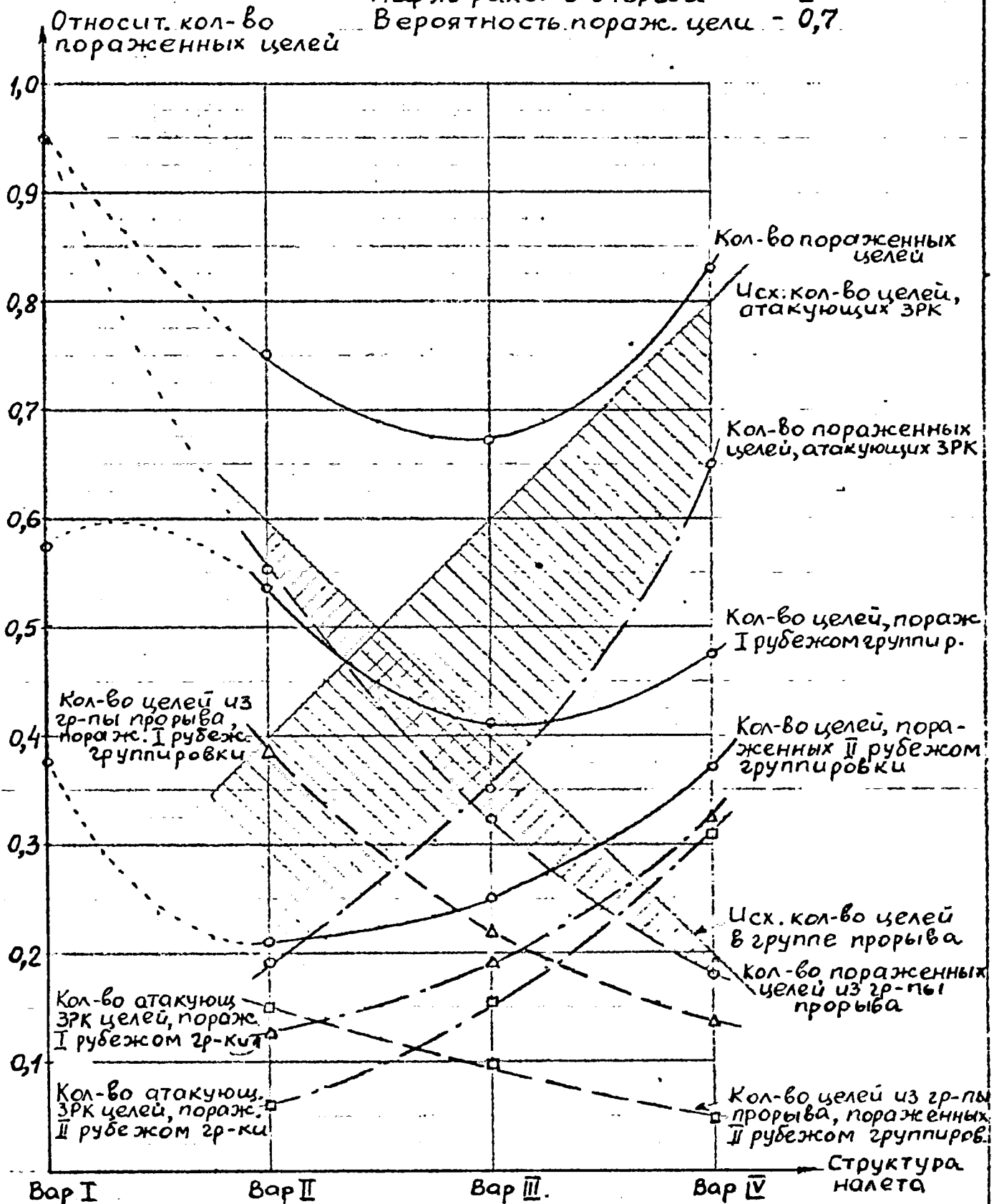


Рис. 1.41. Пропускная способность группировки "С-300" в условиях огневого подавления.

Кол-во целей в налете - 20
 Средняя плотность налета - 10^4 /мин
 Боезапас группировки - 12×4
 Наряд ракет в очереди - 2
 Вероятность пораж. цели - 0,7
 Боевая нагрузка атак. цели - 4×500 кг

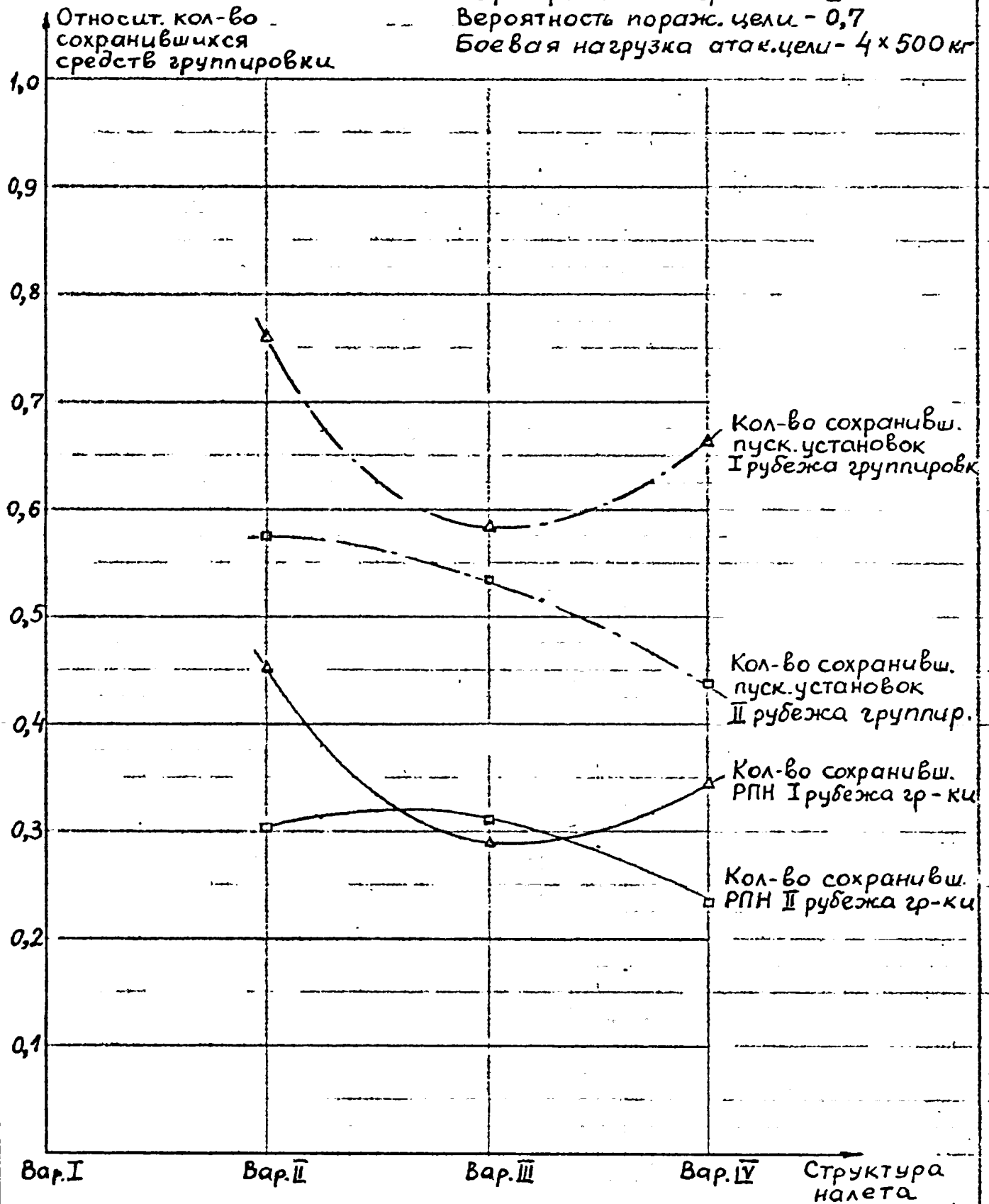


Рис. 1.12. Относительное количество сохранившихся средств группировки в условиях огневого подавления (С-300П).

При атаке второй линии обороны группы подавления скрытно обходят рубежи обнаружения первой линии.

Схема налета представлена на рис. 4.9.

В процессе моделирования получены оценки огневой производительности и живучести группировки для различных тактических вариантов построения налета.

Определена полная пропускная способность группировки ЗРК "С-300П" без средств прикрытия при отражении налета 20 самолетов, прорывающих группировку в полосе 32 км с темпом выхода на рубеж обороны от 5 до 15 самолетов/мин. Принято, что в этом случае налет не применяет огневое воздействие по средствам группировки и не несет радиопомех. Результаты моделирования в виде зависимости относительного количества сбитых целей от плотности налета представлены на рис. 1.10. Средняя производительность группировки оценивается на уровне $0,8 \pm 0,95$ при вероятности поражения цели одной ракетой $0,5 \pm 0,7$ соответственно. Рассмотрение результатов моделирования показывает, что допускаемые пропуски целей обусловлены главным образом, недостатком боекомплекта. Увеличение боекомплекта до 18 ракет на ЗРК существенно повышает боевые возможности группировки. Соответствующая зависимость относительного числа пораженных целей от плотности налета представлена на рис. 1.10.

Полученные результаты явились опорными для исследования эффективности группировки при огневом воздействии по ее позициям со стороны налета. Для дальнейших расчетов принята средняя плотность налета 10 самолетов/мин, число самолетов налета 20 целей, вооружение по 4 неуправляемых авиационных бомбы калибром 500 кг на каждом самолете. Тактические варианты построения налета представлены выше в таблице. Результаты этого этапа моделирования представлены на рис. 1.11. в виде пропускной способности группировки ЗРК "С-300П" без средств прикрытия от тактического построения налета. Видно, что наличие в составе налета групп подавления системы ПВО, в худшем для обороны случае, снижает пропускную способность группировки до уровня 67% (от 95%) главным образом за счет поражения позиций ЗРК и, в первую очередь, РПН. При этом к концу боя в составе группировки остается 30% боеспособных ЗРК, т.е. практически требуется восстановление системы обороны. Зависимость уровня потерь группировки от тактического построения налета представлена на рис. 1.12.

Введение в состав группировки средств прикрытия в виде 2-х огневых каналов ЗРК самообороны с собственным средством АСЦУ (НВО), существенно повышает боевую эффективность и живучесть группировки. Соответствующие результаты моделирования представлены на рис. 1.13, 1.14.

Видно, что при наличии средств прикрытия пропускная способность группировки увеличивается от 67% до 92+97% (см. рис. 1.13.).

При этом к концу боя в составе группировки остается 80% боевых способных средств и при пополнении боекомплекта группировка сохраняет высокую боевую эффективность. На основании проведенного исследования смешанной группировки ПВО видна роль и значение ЗРК малой дальности как средства повышения живучести комплексов средней дальности, а также как средства повышения эффективности группировки ПВО в целом. Также следует отметить, что наличие в смешанной группировке радиолокаторов, работающих в разных диапазонах, повышает ее помехозащищенность.

Кол-во целей в налете — 20
 Ср. плотность налета — $10^4/\text{мин}$

Боезапас группир ЗРК „С” — 12×4
 Наряд ракет в очер. ЗРК „С” — 3
 Вероятн. пораж. цели ЗРК „С” — 0,7
 ЗРК „С” — 0,5

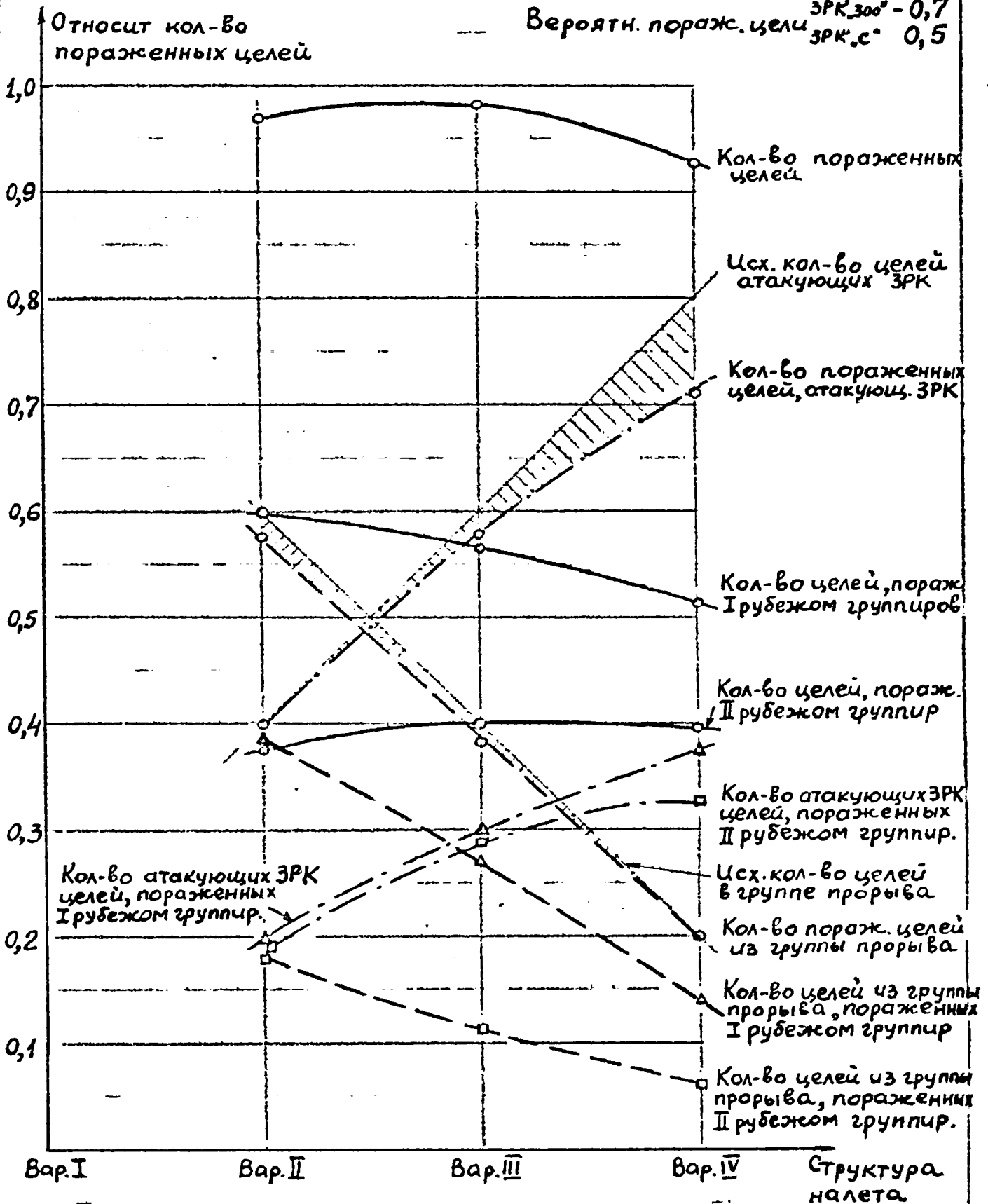


Рис. 1.13. Пропускная способность группировки в условиях огневого подавления („С-300П” + ЗРК самообороны)

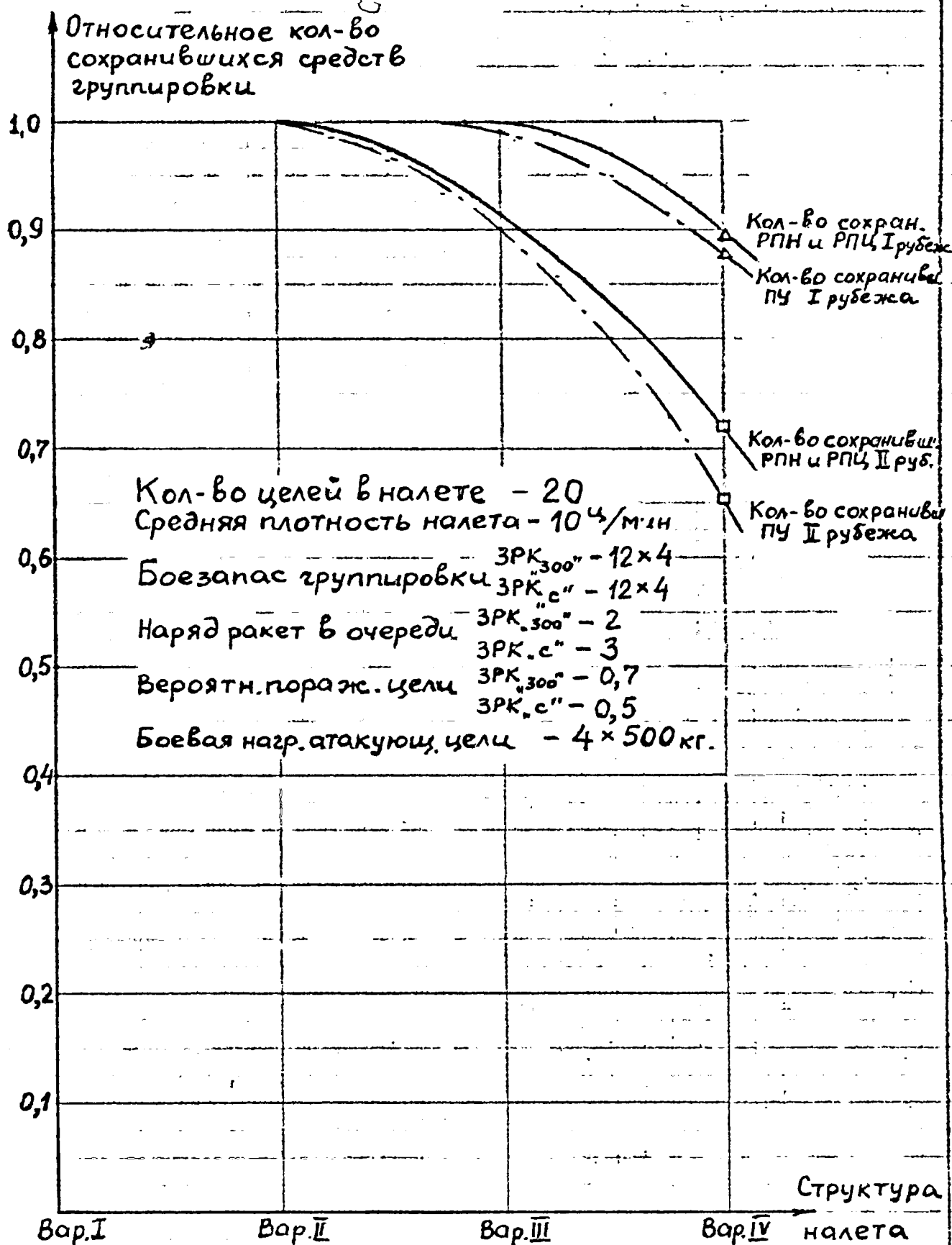


Рис. 1.14. Относительное количество сохранившихся средств группировки в условиях огневого подавления. („С-300П“ + ЗРК самооб.)

5. Возможность стрельбы комплекса по наземным целям.

Наличие в составе ЗРК для измерения координат цели лазерных средств, которые не используют принцип частотной (скоростной) фильтрации отраженного сигнала, позволяет применить их для стрельбы по наземным целям.

Для обеспечения возможности использования комплекса для стрельбы по наземным целям должны быть выполнены следующие два основных условия:

- ОЛК должен обеспечивать обнаружение и сопровождение наземной цели;
- должна быть обеспечена возможность работы по такой цели канала самонаведения.

Поскольку луч устройства подсвета цели (УЛЦ), по условию имеет узкую диаграмму направленности $2\omega = 30''$ (см. п. 2.2.3 гл. II) размер пятна подсвета на рабочих дальностях ($\sim 5-10$ км) оказывается меньшим, чем размеры цели ($0,7-1,5$ м), точность угловой пеленгации цели ГСН ракеты в принципе, не ухудшается по сравнению со случаем работы по воздушным целям. При более широкой диаграмме подсветчика вместе с целью засвечивался бы большой участок земной поверхности. Поскольку эта поверхность имеет практически тот же коэффициент отражения излучения, что и цель, ГСН ракеты не смогла бы различать цель на подсвеченной поверхности земли, что приводило бы к большим промахам.

Что касается первого условия, то отсутствие сколько-нибудь заметного контраста цели по отношению к земной поверхности приводит к неработоспособности ОЛК, рассмотренного в разд. 2.2. ^{2. II} Поэтому, для обнаружения и сопровождения наземной цели требуется дополнительный канал, позволяющий выделить цель на фоне земной поверхности. В принципе, эта задача может быть решена при использовании пассивной оптико-телевизионной системы (ОТС) обнаружения целей в отраженном солнечном свете с визуальным контролем поля обзора. При этом, приемная часть ОТС (~ 50 кг)

может располагаться на антенном посту вместе с ОЛК, что упрощает привязку оси телевизионной системы сопровождения и УПЦ. Оператор может осуществлять поиск и сопровождение цели вручную по телевизионному экрану, расположенному в аппаратной кабине.

Для обеспечения возможности опознавания и сопровождения цели, она должна занимать на экране ~ 20 строк телевизионного разложения, что при угловых размерах цели $\sim 1'$ (линейные размеры цели ~ 31 , дальность ~ 10 км) и 800-строчном расположении приводит к величине поля обзора, равному $40 \times 30'$ (азимут - угол места). В режиме поиска, для ускорения осмотра заданного углового сектора, поле обзора может быть увеличено в $\sim 2-3$ раза. Дальность до цели может быть определена с использованием приемника ОЛК и узкопольного подсветчика УПЦ следующим образом. При ручном сопровождении цели оператором по телевизионному экрану и наведении излучения УПЦ на цель для измерения дальности до цели запуск подсветчика может синхронизироваться от датчика пулевого положения строчного сканера таким образом, чтобы момент излучения УПЦ опережал момент прохождения цели сканирующей диаграммой приемника, на время пропорциональное дальности до цели. При этом условие отраженное от цели импульсное излучение подсветчика попадает в поле зрения приемного канала и импульс цели поступает на систему дальности, где производится измерение промежутка времени от запуска передатчика УПЦ до прихода отраженного импульса.

При ширине парциального приемного канала, равного $\alpha_k = 35''$ (в азимутальном направлении) при таком методе измерения дальности требуется предварительное целеуказание по дальности с ошибкой равной

$$\Delta R = \pm \frac{1}{2} \frac{\alpha_k c}{V_{ск} 2} = \pm \frac{35'' \cdot 300 \text{ м/мксек}}{2 \cdot 108'' \text{ /мксек} \cdot 2} \approx \pm 2430 \text{ м}$$

(величина $V_{ск}$ обоснована в п. 2.2.3 гл. II).

При расширении α_k до $105''$ (см. п. 2.2.2) допустимая ошибка целеуказания возрастает до $3 \Delta R \approx \pm 7,3$ км, т.е. в этом случае система дальности может работать практически без внешнего целеуказания.

Цели, имеющие превышение над линией горизонта $\geq 2'$ (например, вертолет, зависший на высоте 5+6м) могут обнаруживаться и сопровождаться ОЛК без затруднений, т.к. ширина приемо-передающей диаграммы ОЛК в угломестной плоскости равна $3,5'$. В этом смысле работа по таким целям свободна от недостатка, связанного с использованием ОТС, т.е. с невозможностью работы в темное время суток.

Таким образом, наличие лазерного канала в составе ЗРК придает ему совершенно новые свойства: возможность эффективной стрельбы по наземным целям и вертолетам. Точность попадания будет даже выше, чем при стрельбе по скоростным воздушным целям.

ОЧ. ...
...
...

6. . Оценка стоимости средств.

6.1. Радиолокационные средства.

Оценка стоимости РОЛ ЗРК 85Т6-Л произведена для 2х вариантов конструктивного исполнения антенного поста на основе изменений в его составе по сравнению с составом, определенном при эскизно-проектировании. В первом варианте, при 2-антенном исполнении антенной головки, в состав антенного поста дополнительно введена фазированная антенная решетка (ФАР) облучателя стоимостью 20,0 т.р., на которой будет размещено 500 фазовращателей с литиевым СВЧ элементом (аналог - блок ФАПЗМ из антенного полотна ФАПМ РПН 5Н63М системы С-300ПМ). Кроме того, вместо повозки СМ-90 будет применена повозка ФР10 из системы С-300П, что увеличит стоимость антенного поста на 15,0 т.р. (25,0 т.р. стоимость ФР10, 10,0 т.р. стоимость СМ-90).

Таким образом, стоимость антенного поста с учетом приведенных изменений составит:

$$250,0 \text{ т.р.} + (20,0 \times 2 \text{ т.р.}) + 15,0 \text{ т.р.} = 305,0 \text{ т.р.}$$

Во втором варианте, при наличии в составе антенного поста одного антенного полотна и ФАР стоимость его складывается следующим образом:

- антенная головка - 96,0 т.р.

в том числе два передающих устройства с суммарной средней мощностью 0,8 кВт - 20,0 т.р.,

- фар - 22,0 т.р.

- опорно-поворотное устройство

с токосъемником - 30,0 т.р.

- автомобиль КРА5-257 - 8,8 т.р.

- затраты на сборку - 20,0 т.р.

Итого себестоимость 176,8 т.р.

Оптовая цена 200,0 т.р.

Данные по стоимости РОЛ приведены в таблице 1.8.

Таблица 1.8.

№ пп	Наименование средств	Кол-во в РЛЦ	Стоимость (т.р.)			
			с СТС-2 в И2		без СТС-2 в И2	
			1вар.	IIвар.	Iвар.	IIвар.
I	Антенный пост И1	2	610,0	400,0	610,0	400,0
2	Аппаратная кабина И2	I	570,0	570,0	500,0	500,0
	Итого РОЛ:	-	1180,0	970,0	1110,0	900,0

В таблице 1.9. приведены данные по стоимости отдельных средств и ЗРК в целом.

Таблица 1.9.

№ пп	Наименование средств	Кол-во в ЗРК	Стоимость (тыс.руб)	
			I вар.	II вар.
I	РОЛ:	I		
	- с СТС-2 в И2		1180,0	970,0
	- без СТС-2 в И2	I	1110,0	900,0
2	Пусковые установки	2	180,0	180,0
3	Средства электропитания	5 ^{х/}	96,0	96,0
	ИТОГО ЗРК: с СТС-2		1456,0	1246,0
	без СТС-2	-	1386,0	1176,0

х/ В качестве источников электропитания средств ЗРК приняты электростанция ЭСД-50-Т/400М стоимостью 18,0 тыс.руб и преобразователь ПЧ-15 стоимостью 1,2 тыс руб. Стоимость комплекта - 19,2 тыс.руб.

6.2. Лазерные средства.

Перечень устройств лазерного канала комплекса на один СК и оценка их стоимости для третьего года серийного производства приведена в таблице. 1.10.

Таблица 1.10.

№ пп	Наименование средств	Оценка стоимости (тыс.руб.)
I.	Оптико-механический тракт приемного устройства	5
2.	Оптико-механический тракт передающего устройства	5
3.	Оптико-механический тракт устройства подсвета цели	5
4.	Сканирующее устройство	5
5.	Прислное устройство с аппаратурой обработки	20
6.	Устройство подсвета цели с аппаратурой электропитания	20
7.	Система охлаждения и обдува	I
8.	Спецвычислитель цифровой обработки сигнала и управления	10
9.	Спецвычислитель пуска	10
10.	Аппаратура индикации	10
II.	Конструкция контейнера и неучтенная аппаратура	15

Таким образом, серийная стоимость наземных устройств лазерного канала (без учета стоимости устройств, входящих в РОЛ и работающих в ОЛК и РЛК) составит 116 тыс.руб. Стоимость оптической ГСН и оптического взрывателя ракеты может быть оценена ~ 30 тыс.руб.

7. КООПЕРАЦИЯ. СРОКИ РАЗРАБОТКИ, ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИСПЫТАНИЙ ЗРК.

Предложения по организации дальнейших работ по созданию ЗРК 85Т6-ТЛ представлены на рис. 1.15. На сетевом графике показаны основные этапы разработки технической документации и изготовления опытных образцов средств ЗРК, сроки проведения работ и основные предприятия соисполнители.

Сетевой график составлен исходя из условия, что в течение II квартала 1980 г. будут проведены обсуждения технических предложений по созданию комплекса и приняты необходимые решения. Поэтому исходными событиями для графика являются

- выход директивных документов и выпуск согласованных тактико-технических заданий на ЗРК показан во II квартале 1980 г.

Разработку заданий на конструкторскую документацию и выпуск этой документации предполагается провести, в основном, во II квартале 1981 г. Средства ЗРК изготавливаются в течение 1981-1983.

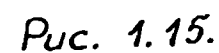
Для разработки и изготовления микроминиатюрной бортовой аппаратуры привлекаются специализированные организации МЭП, МРП и МАП - НИИ "Исток" МЭП, ОКБ завода "Красное знамя" МРП, НИИ РТА ИМ, и 1-й Государственный приборостроительный завод МАП.

В создании оптических устройств принимают участие Красногорский механический завод МОП, Ленинградский завод Радиотехнического оборудования МРП, НИИ "Полюс" МЭП.

В в/ч 29139 средства комплекса поставляются для настройки, стыковки и проведения автономных испытаний РОЛ во II квартале 1983 г.

Окончание заводских испытаний ЗРК и представление его на совместные испытания - II квартал 1985 г.

Cod categoria 04.01.01.001, str.



9. Зарубежные прототипы комплекса. Сравнение с зарубежными прототипами

К числу перспективных зарубежных комплексов малой дальности, принятие на вооружение которых ожидается в 80 гг., можно отнести ЗРК Роланд-2 (США), ЗРК L3F (ФРГ), ЗРК модернизированный "Кроталь" (Франция), известный также под названием "Супер-Кроталь", "Шахиня", ЗРК "Скайгارد" (Швейцария). Эти комплексы по составу средств и принципам построения могут быть отнесены к наиболее близким прототипам ЗРК 85Т6Л.

Ниже приведено краткое описание рассматриваемых зарубежных ЗРК малой дальности.

Для сравнения ТТХ этих зарубежных ЗРК и ТТХ ЗРК 85Т6Л сведены в таблицу^{1.14}, приводимую в конце раздела 9.1.6.

ЗРК Роланд 2 (США) [7,8,13]

В июне 1979 г. Министерство обороны США одобрило решение о начале маломасштабного производства системы ПВО "Роланд-2", предназначенной для защиты комплексов ЗРК "Патриот".

Решение о полномасштабном производстве может быть принято в 1980 году, если будет выполнена программа достижения высокой надежности и работы в условиях электронного противодействия.

ЗРК "Роланд-2" разработан совместно ФРГ и Францией и принят на вооружение Бундесвером.

Конструктивно все функциональные подсистемы американского варианта ЗРК "Роланд-2" объединены в единый огневой комплекс, который может размещаться на самоходном гусеничном шасси или автоприцепе. Предусматривается возможность транспортировки огневого комплекса вертолетом.

В состав огневого комплекса входят РЛС обнаружения цели, РЛС наведения ракеты, блок слежения с оптическим и автоматическим ИК-визирами для сопровождения цели и ракеты соответственно, ПУ на две боеготовые ЗУР, два магазина барабанного типа с боезапасом по 4 ЗУР в каждом. Все подсистемы, за исключением устройства электровоспламенения стартового двигателя ЗУР и РЛС наведения ракеты, практически идентичны соответствующими подсистемами европейского варианта ЗРК и имеют с ним около 600 взаимозаменяемых компонентов.

Министерство обороны США требует обеспечения 90% вероятности выполнения боевой работы в течение 72 часов непрерывной работы. Результаты последних испытаний показали, что такая надежность не обеспечивается.

По предварительной оценке, сделанной в США, при развертывании серийного производства стоимость ЗРК будет составлять 2,5-3 млн. долларов, а стоимость ЗУР - около 33-35 тыс. долларов.

Стоимость всей программы Роланд-2 оценивается в настоящее время суммой, превышающей 2,4 млрд. долларов.

ЗРК LSF (ФРГ) [7]

В ФРГ с конца 1975 г. проводится НИОКР, направленные на создание всепогодного ЗРК малой дальности следующего поколения, в котором предполагается максимально использовать схемные и конструктивные решения, реализованные в ЗРК "Роланд-2".

ЗРК LSF предназначается для борьбы с НЛЦ (в том числе маневрирующими с перегрузкой в 3 ед) на дальностях до 10-11 км. Предполагается, что в состав комплекса будут входить 2 ПУ по 5 ТПК с ЗУР и гидравлическими приводами, обеспечивающими поворот по углу места от 0 до 45° и РЛС обнаружения цели и наведения ракет, аналогичные РЛС ЗРК "Роланд-2", но существенно превосходящие их по дальности действия, помехозащищенности и точности определения координат.

Все средства комплекса планируется разместить на самоходном шасси танка "Леопард".

ЗУР, выполненная по нормальной схеме, будет иметь стартовый вес 170-180 кг при весе БЧ 13 кг. Максимальная скорость полета составит 700 м/с.

В ЗРК предполагается использование радиокомандной системы наведения ЗУР, которая при стрельбе по цели, летящей со скоростью до 300 м/с, обеспечит вероятность поражения цели одной ЗУР не менее 0,7.

Для существенного улучшения характеристики ЗРК $\angle SF$ в настоящее время в ФРГ изучается возможность применения в нем РЛС с ФАР, обеспечивающей одновременную стрельбу по нескольким целям.

Рассматривается также возможность увеличения точности наведения ЗУР, для чего предполагается оснастить ее активной ГСН, работающей на конечном участке траектории полета. Эскизное проектирование продолжалось до начала 1978 г. В конце 1979 года планировалось проведение заводских испытаний. Завершение разработок можно ожидать во второй половине 80-х годов.

ЗРК модернизированный Кроталь (Франция) [8, 10, 11]

Во Франции проведена модернизация известного всепогодного ЗРК малой дальности, предназначенного для отражения массированного налета низколетящих самолетов. Новое ЗРК известно под названиями "Супер-Кроталь", "Шахиня".

Конструкция средств ЗРК позволяет размещать его на шасси самоходных установок или на любом виде колесных транспортеров. В состав ЗРК "Шахиня" входит 2 машины - машина управления огнем с РЛС обнаружения цели и боевая машин с ПУ и РЛС наведения ракеты. Обе машины выполнены на самоходном шасси танка AMX-30С.

Дальность стрельбы ЗРК увеличена по сравнению с ЗРК "Кроталь" с 8 до 10,5 км за счет использования в двигательной установке ракеты нового твердого топлива. Минимальная дальность стрельбы

составляет 0,5 - 1 км. Количество ТПК с ЗУР на ПУ возросло с 4 до 6.

В обоих РЛС комплекса увеличены размеры антенн. За счет этого ширина ДН антенны РЛС обнаружения уменьшена с 3,5 до 1,4 градуса, а РЛС наведения с 1,1 до 0,75°, что позволило увеличить точность целеуказания и наведения ракеты. Обе РЛС снабжены встроенной аппаратурой контроля, выполняющей автоматический поиск неисправностей. В ЗРК "Шахия" применена радиокомандная система наведения ЗУР. РЛС наведения обеспечивает сопровождение цели и наведения на нее двух ракет, пуски которых могут производиться с интервалом не менее 2с. Передача данных целеуказания с машины управления огнем на боевые машины производится по радиосвязному каналу. Боевые машины снабжены автоматической аппаратурой определения координат относительно машины управления.

Для оптического сопровождения целей и наведения ракет в условиях сильного электронного противодействия предусмотрены телевизионные камеры.

Начало разработки относится к 1975 году.

Серийное производство начнется с начала 1980 года. ЗРК предназначен для вооружения армии Саудовской Аравии. Возможны поставки КНР и ряду других стран.

ЗРК "Скайгارد" (Швейцария) [12,9,14]

Всепогодный ЗРК "Скайгарт" разработан совместно фирмой Контравес (Швейцария) и фирмой Рейтеон (США).

ЗРК обеспечивает защиту крупных объектов, таких как аэродромы, военные базы, от самолетов, летящих на высотах 50-5000м со скоростями 25-1330 м/сек.

В ЗРК входят

- система управления огнем "Скайгарт"
- две спаренные 35-мм пушки
- до трех счетверенных ПУ с ТПК с ЗУР трех различных типов.

Спаренная 35-мм пушка имеет максимальную дальность стрельбы около 4 км, максимальная дальность стрельбы ЗУР - 12 км.

РЛС обнаружения цели и РЛС сопровождения работают в диапазоне частот (8,5-10,7 ГГц) с одним передатчиком, который связан с РЛС через распределитель мощности. Обеспечивается одновременная работа 3-х ПУ по 4 ТПК с ЗУР или одной ПУ и двух спаренных 35мм зенитных пушек.

Система управления огнем монтируется в автоприцепе, а 35мм зенитные пушки и ПУ размещаются на отдельных колесных шасси.

ЗРК может транспортироваться грузовыми автомобилями или тягачом М-348.

Ниже приводится таблица с ТТХ рассмотренных зарубежных ЗРК. Для сравнения там же приведены ТТХ ЗРК 85Т6Л (рис. 1.16).

ТАБЛИЦА 1.14.

ТТХ ЗРК МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ

№ п/п	ХАРАКТЕРИСТИКИ	РОЛАНД-2 (США)	LFS (ФРГ)	МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ „КРОТАЛЬ“ (ФРАНЦИЯ)	СКАЙГАРД (ШВЕЙЦАРИЯ)	85Т6Л
1	СОСТАВ ЗРК	1 РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ 1 РЛС СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ И РАКЕТЫ 1 ИК УСТР. СОПР. ЦЕЛИ 1 ИК УСТР. СОПР. РАКЕТЫ 2 ПУ ПО 1 ЗУР С 2 ^М МАГД- ЗИНАМИ БАРАБАНОГО ТИ- ПА ПО 4 ЗУР В КАЖДОМ	1 РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ 1 РЛС СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ И РАКЕТЫ 2 ПУ (ПО 5 ТПК С ЗУР)	1 РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ 1 РЛС СОПРОВОЖДЕНИЯ 2 ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ КАМЕРЫ ПУ С 6 ТПК С ЗУР	1 РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ 1 РЛС СОПРОВОЖДЕНИЯ 1 ТЕЛЕВИЗИОННАЯ КАМЕРА 3 ПУ (ПО 4 ТПК С ЗУР)	1 РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ 1 ЛАЗЕРНЫЙ КАНАЛ 2 ПУ (ПО 8 ТПК С ЗУР)
2	СПОСОБ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ	КОМАНДНЫЙ, ПО ЛУЧУ РЛС	КОМАНДНЫЙ, АКТИВНАЯ ГСН	КОМАНДНЫЙ, ТЕЛЕВИЗИОННЫЙ	КОМАНДНЫЙ, ПОЛУАКТИВНАЯ ГСН	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ, ЛАЗЕРНЫЙ ПОЛУАКТИВНАЯ ГСН
3	КАНАЛ ОБНАРУЖЕНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ОПТИЧЕСКИ КОМБИНИРОВАН.	—	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ТЕЛЕВИЗИОННЫЙ	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ТЕЛЕВИЗИОННЫЙ	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ЛАЗЕРНЫЙ
4	КАНАЛ ВИЗИРОВАНИЯ РАКЕТЫ	ИК- ВИЗИР, РАДИОЛОКАЦИОН.	—	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ТЕЛЕВИЗИОННЫЙ	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ТЕЛЕВИЗИОННЫЙ	—
5	ДАЛЬНОСТЬ/ВЫСОТА ДЕЙСТВИЯ [км]	$\frac{0,5 - 6}{0,015 - 5,5}$	$\frac{10 - 11}{—}$	$\frac{(0,5 - 1) \div 10 (10,5)}{(0,05 - 5)^*}$	$\frac{12}{0,05 - 5}$	$\frac{2,5 - 12}{0,015 - 9}$
6	ЧИСЛО ЦЕЛЕЙ ОДНОВРЕМЕННО ОБСТРЕЛИВАЕМЫХ ОГНЕВЫМ КОМПЛЕКСОМ (СЕКЦИЕЙ)	1	—	2	1	1
7	ЗОНА ОБСТРЕЛА	КРУГОВАЯ	КРУГОВАЯ	КРУГОВАЯ	КРУГОВАЯ	КРУГОВАЯ
8	ПРЕДЕЛЬНЫЙ КУРСОВОЙ ПАРАМЕТР [км]	5,0	—	4*	—	8,5
9	ВРЕМЯ РЕАКЦИИ СИСТЕМЫ (с)	8 - 12	—	(6 - 10)*	12	5 - 15
10	СТАРТОВЫЙ ВЕС [кг]	63	170 - 180	90	65	163
11	ВЕС БОЕВОЙ ЧАСТИ [кг]	8	15	15*	6,5	14,5
12	ТИП БОЕВОЙ ЧАСТИ	ОСКОЛОЧНО-ФУГАСНАЯ	—	ОСКОЛОЧНО-ФУГАСНАЯ	—	ОСКОЛОЧНАЯ
13	ТИП ВЗРЫВАТЕЛЯ	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ, АКТИВНЫЙ ОПТИЧЕСКИЙ	—	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ, ИНФРАКРАСНЫЙ	РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ, КОНТАКТНЫЙ	ПОЛУАКТИВНЫЙ, ДОПЛЕРОВСКИЙ
14	СРЕДНЯЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА РАКЕТЫ [км/час]	1800	—	1900*	1800	2450
15	МАКСИМАЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА (g)	12	—	15*	—	30
16	ВЕРОЯТНОСТЬ ПОРАЖЕНИЯ ОДНОЙ РАКЕТОЙ	0,5	0,75	0,75	0,5 - 0,85 (в зави- симости от типа цели)	0,45 - 0,91 (в зави- симости от типа цели)
17	ТИП АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ (СОПРОВОЖДЕНИЯ)	ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ	ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ ИЛИ ФАР	ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ	ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ	ПАРАБОЛИЧЕСКАЯ
18	ДИАПАЗОН ЧАСТОТ РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ (СОПРОВОЖДЕНИЯ) [МГц]	1215 - 1400 (1535 - 1725)	—	3800 ± 50* (1600 ± 500)*	8600 - 9550 (6 ФИКС. ЧАСТОТ) [8600 - 9550 (6 ФИКС. ЧАСТОТ)]	ДИАПАЗОН „Ш“
19	ВИД СИГНАЛА РЛС ОБНАРУЖЕНИЯ (СОПРОВОЖДЕНИЯ)	ИМПУЛЬСНЫЙ (МОНОИМПУЛЬСНЫЙ)	ИМПУЛЬСНЫЙ (МОНОИМПУЛЬСНЫЙ)	ИМПУЛЬСНЫЙ (МОНОИМПУЛЬСНЫЙ)	ИМПУЛЬСНЫЙ (МОНОИМПУЛЬСНЫЙ)	ИМПУЛЬСНЫЙ (МОНОИМПУЛЬСНЫЙ)
20	ТРАНСПОРТНОЕ СРЕДСТВО	САМОХОДНОЕ ШАССИ ИЛИ АВТОПРИЦЕП	САМОХОДНОЕ ШАССИ ИЛИ АВТОПРИЦЕП	САМОХОДНОЕ ШАССИ ИЛИ АВТОПРИЦЕП	АВТОПРИЦЕПЫ	САМОХОДНОЕ ШАССИ ИЛИ АВТОПРИЦЕП
21	СТОИМОСТЬ ИЗГОТОВЛЕНИЯ (ДОЛЛАРОВ)	ЗРК - (2,5 - 3) - МЛН. 1 ЗУР - (33 - 35) - ТЫС.	—	—	—	—
22	ГОД ПРИНЯТИЯ НА ВООРУЖЕНИЕ	НАЧАЛО 80 ^х г.г.	КОНЕЦ 80 ^х г.г.	НАЧАЛО 80 ^х г.г.	НАЧАЛО 80 ^х г.г.	—
23	ПРИМЕЧАНИЕ:			* - ДАННЫЕ ПО ЗРК „КРОТАЛЬ“		

В ы в о д ы

1. В техническом предложении подробно изложены принципы построения, характеристики и технико-экономические оценки зенитного ракетного комплекса (ЗРК), способного поражать одновременно две цели, налетающие с любого азимутального направления.

В состав ЗРК входят радиолокационный и лазерный каналы, выполненные в виде единой конструкции наземной аппаратуры и двух комплектаций аппаратуры управления ракет.

2. В техническом предложении показано, что использование радиолокационного и лазерного измерителей координат цели позволит создать высокопомехозащищенный комплекс и расширит класс поражаемых целей.

3. Комплекс предназначен для борьбы, главным образом, с низколетящими средствами воздушного нападения: самолетами тактической авиации, крылатыми ракетами, самонаводящимися снарядами, вертолетами, а также для поражения наземных объектов. Дальность поражения крылатых ракет составляет 11 км; вероятность поражения одной ракетой составляет 0,5-0,9.

4. Ряд оригинальных технических решений, заложенных в конструирование аппаратуры, а также современная элементная база позволили значительно сократить массо-габаритные характеристики и разместить средства на шасси серийных грузовых автомашин, что в свою очередь резко повысило мобильность и сократило время развертывания (до 15-20 мин) комплекса. Двухцелевой комплекс с боекомплектom в 16 самонаводящихся ракет транспортируется на шести транспортных единицах.

5. Определены роль и место ЗРК в боевых порядках войск ПВО. Показано, что введение ЗРК малой дальности в состав дивизионов системы С-300П позволяет в 2 раза реже по сравнению с существующими группировками расставлять дивизионы С-300П на местности, обеспечивая при этом сплошную зону поражения по высоте, вплоть до минимально возможных высот полета крылатых ракет типа АЛКМ. Эффективность группировки становится инвариантной к тактике противника.

6. В техническом предложении рассмотрена возможность создания *лазерного* оружия для поражения *лазерным* излучением оптико-электронных средств наведения атакующих ракет и бомб. Для этого канала (*лазерного* оружия) предложен принцип построения твердотельного лазера, в котором в качестве зеркала резонатора используется оптика ГСН поражаемой цели, создающая "блик" в направлении оси *лазерного* излучения. Реализация такого принципа позволит улучшить ТТХ *лазера* и примерно на порядок снизит требования к его энергетике, однако для этого необходимо решить ряд научно-технических проблем и экспериментально подтвердить полученные теоретические оценки в реальных условиях.

7. В техническом предложении показано, что радиолокационные средства комплекса позволяют при умонении передающего тракта РПЦ поражать малоразмерные высокоскоростные авиационные ракеты типа СРЭМ.

8. Разработку средств комплекса предлагается проводить в двух направлениях:

- на первом - проводится опытно-конструкторская разработка ЗРК малой дальности с радиолокационным и лазерным измерительными каналами.

Срок завершения заводских испытаний комплекса

- II квартал 1985 года;

- на втором - провести научно-исследовательские работы по разработке *лазерного* оружия и ЗРК малой дальности для борьбы с авиационными ракетами типа СРЭМ. 7

Срок разработки эскизных проектов - 1981 год.

1
Главный конструктор

М. Синельников
(Синельников)
29.01.80г

Главный конструктор

Н. Захарьев
(Захарьев)
31.07.80

Приложение

**ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ НА РАЗРАБОТКУ РАДИОЛОКАЦИОННО-
ЛАЗЕРНОГО ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ
85Т6Л**

(Проект)

1. ОСНОВАНИЕ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ

1.1. Мобильный зенитный ракетный комплекс малой дальности разрабатывается на основании приказов Министра радиопромышленности № 552 от 19 декабря 1978г. и № 180 от 19 апреля 1979г.

2. ЦЕЛЬ РАЗРАБОТКИ И НАЗНАЧЕНИЕ КОМПЛЕКСА

2.1. Зенитный ракетный комплекс предназначен для обороны малоразмерных объектов от ударов перспективных средств воздушного нападения (СВН) и наземных целей.

2.2. Зенитный ракетный комплекс обеспечивает уничтожение:

- стратегических крылатых ракет типа АЛКМ,
- пилотируемых аэродинамических целей,
- самонаводящихся на излучение снарядов,
- дистанционно-пилотируемые летательные аппараты.

2.3. В состав комплекса входят следующие средства:

- комбинированный антенный пост, включающий в себя антенную, передающую и приемную части радиолокационного канала, а также лазерного канала - 2шт;
- аппаратная кабина - 1шт;
- пусковая установка с ракетами, оборудованными радиолокационной или лазерной ГСН - 4шт. на 8 ракет каждая;
- средства электроснабжения;
- средства технического обеспечения.

Два комбинированных антенных поста в сочетании с аппаратной кабиной образуют радиооптический локатор подсвета цели (РОЛ). Комбинированный антенный пост, две пусковые установки и часть аппаратуры, включая два рабочих места операторов, в составе аппаратной кабины образуют зенитный ракетный канал.

В состав зенитного комплекса входит зенитная управляемая ракета 45Н6Т.

3. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

3.1. Основные характеристики поражаемых целей.

3.1.1. Эффективная отражающая поверхность:

- стратегических крылатых ракет типа АЛКМ - $0,2 \text{ м}^2$ (Р/л канал)
- $0,25 \text{ м}^2$ (лазерный канал);
- аэродинамических целей - от 1 м^2 и более (Р/л канал),
более $1,2 \text{ м}^2$ (лазерный канал).

3.1.2. Скорость полета:

- ракет типа АЛКМ до 250 м/с,

- массовых пилотируемых аэродинамических целей от 420 до 750 м/с на высотах цели от 50 до 10000 м.

Минимальная (относительно ЗРК) радиальная скорость полета самолетов, в том числе и на малых высотах при наличии мешающих факторов (отражений от местных предметов и гидрометеоров) - 50м/с.

3.1.3. Минимальная высота полета:

- ракет АЛКМ - 50+150 м,
- самолетов - 50 м.

3.1.4. Траектории полета и перегрузки:

а) высоты, траектории полета и перегрузки СКР типа АЛКМ принимаются в соответствии с документом "Характеристики стратегических ракет США "АЛКМ", "Томагавк" и "АСАЛМ" (исходные данные) - НИИАС, 1977 год;

б) аэродинамические цели маневрируют с перегрузками:

- на высоте 5 км и ниже до 4+5ед. в вертикальной плоскости и до 3+4ед. в горизонтальной плоскости (установившийся маневр в течение 10+12с без потери скорости). На этих высотах возможны неустановившиеся маневры длительностью 2+4с с перегрузками до 7+8ед. в любой плоскости или маневр по скорости с перегрузками 1ед. в течение 10+15с;

- на высоте 50м - 2ед. в вертикальной плоскости.

3.1.5. Характеристики уязвимости типовых целей и характеристики поражающего действия боевых частей принимаются в соответствии с "Системой исходных данных для оценки эффективности" (СИД-74) и последующими согласованными документами, уточняющими характеристики средств воздушного нападения вероятного противника.

3.2. Тактические требования и технические характеристики комплекса

3.2.1. ЗРК должен обеспечивать поражение целей в предельной зоне:

- максимальная наклонная дальность - 11 км,
- максимальная дальность на Нц = 50м при $V_{ц} = 420\text{м/с}$ - 10 км,
- минимальная горизонтальная дальность - 2,5 км,
- максимальная высота - 9 км,
- минимальная высота - 15 м,
- максимальный курсовой параметр - 8,5 км.

3.2.2. Вероятность поражения неманеврирующих пилотируемых целей и АЛКМ одной ракетой при отсутствии организованных помех:

а) АЛКМ

- $0,7 \pm 0,9$ при стрельбе без параметра,
- $0,5 \pm 0,6$ при стрельбе на параметре;

б) пилотируемые цели

- $0,45 \pm 0,78$ для $F-4$ без параметра,
- $0,33 \pm 0,67$ на параметре.

В целях обеспечения высокой вероятности поражения цели должна быть предусмотрена возможность стрельбы по одной цели очередью из нескольких ракет.

3.2.3. Комплекс должен обеспечивать поражение целей на фоне:

- пассивных помех прикрития с плотностью до 10 пачек на 100м пути;
- активных шумовых помех прикрития, действующих по боковым лепесткам с трех направлений с дальности 200 км с суммарной плотностью мощности до 2000 Вт/МГц при стрельбе по аэродинамическим целям и 150 ± 300 Вт/МГц при стрельбе по СКР АЛКМ.

Параметры помех принимаются в соответствии с "Исходными данными по видам и параметрам помех и тактике применения бортовых средств радиопротиводействия системе ПСО страны сухопутных войск и ВМФ", рекомендованными к использованию при задании требований на разработку и оценку помехоустойчивости РЭС на различных этапах проектирования (1970г.) и "Дополнением" к этому документу на период 1976+1980гг. (1973г.).

3.2.4. По целеуказанию комплекс должен сопрягаться с КП обороняемых систем (С-300П, "С-200Д", "С-400") и КП АСУ ПВО ("Сенеж-М", "Байкал"). При управлении комплексом от КП АСУ "Сенеж-М", "Байкал" сопряжение осуществляется через кабину типа 5Ф20М.

3.2.5. Комплекс должен обеспечивать по данным ЦУ допоиск в секторе $7^0 \times 7^0$, автосопровождение и обстрел в секторах по азимуту вкруговую, по углу места от 0 до 70^0 до 2-х целей с наведением на каждую цель до 4-х ракет.

3.2.6. Связь в ЗРК между средствами должна быть проводной. Связь с КП АСУ ПВО - радио и проводная (через кабину 5Ф20М). Для связи с КП обороняемых объектов должна использоваться аппаратура связи СТС-1 и СТС-2.

3.2.7. Комплекс должен быть оснащен встроенной аппаратурой определения государственной принадлежности типа "Пароль", обеспечивающей опознавание своих самолетов при совместных боевых действиях в одной зоне до взаимных расстояний между своим самолетом и целью, определяемых разрешающей способностью аппаратуры опознавания.

3.2.8. В средствах комплекса должен быть предусмотрен функциональный контроль без выхода в эфир. Должны быть приняты меры, обеспечивающие проведение функционального контроля за минимальное время.

3.2.9. Электроснабжение комплекса должно производиться с использованием средств электроснабжения, входящих в состав комплекса.

3.2.10. Время подготовки ракет к пуску из холодного состояния должно быть не более

3.2.11. Минимальный интервал между пусками ракет должен быть не более 1с.

3.2.12. Наземные средства комплекса должны обеспечивать непрерывную работу в течение 24 час. с последующим перерывом 1 час. Время непрерывной работы лазерных передатчиков устанавливается в ТЗ на передатчики, уточняется в процессе испытаний и согласовывается с заказчиком.

3.2.13. Срок службы наземных средств комплекса до капитального ремонта должен быть не менее 10 лет с ресурсом не менее 10000 час. Гарантированный ресурс работы с момента приемки комплекса в эксплуатацию - 5000 час. в течение 5 лет. Для пусковой установки - 1000 циклов, из них 500 боевых.

Ресурс работы лазерных передатчиков ^{устанавливается} ~~уточняется~~ в ТЗ на эти передатчики и уточняется в процессе испытаний.

3.2.14. Численность боевого расчета должна составлять 5+6 чел.

3.2.15. Средства комплекса должны иметь надежность, характеризующуюся коэффициентом готовности K_g и вероятностью безотказной работы P_o (t), не менее указанной в таблице 3.1. (длительность боевого цикла - 15 мин.).

Таблица 3.1

Средства комплекса	K_g	P_o
1	2	3
Антенный пост	0,986	0,996
Аппаратная кабина	0,961	0,986
Пусковая установка	0,99	0,99
Средства электроснабжения	0,999	0,999

Для ракеты надежность характеризуется коэффициентом боевой готовности $K_{\delta_{гр}}$ и коэффициентом боевой работы $K_{\delta_{рр}}$.

Коэффициенты $K_{\delta_{гр}}$ и $K_{\delta_{рр}}$ приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2

	$K_{\delta_{гр}}$	$K_{\delta_{рр}}$
На первом году эксплуатации	0,98	0,92
На пятом году эксплуатации	0,9	0,84

3.2.16. Средства комплекса должны разрабатываться в перевозимом варианте на прицепах и полуприцепах.

3.2.17. Средства комплекса должны допускать транспортирование:

- автомобильным транспортом по шоссейным и грунтовым дорогам на расстояние до 10000 км, скорость транспортирования соответствует скорости тягачей. Габариты в походном положении должны соответствовать ГОСТ 9314-59;

- железнодорожным транспортом без ограничения скорости и расстояния в габарите "Очертание погрузки железных дорог СССР", а также в габарите "02-Т" с подготовкой штатными средствами и силами личного состава;

- воздушным транспортом без ограничения расстояния на высотах до 11000м в негерметизированных кабинах;

- морским транспортом без ограничения расстояний.

3.2.18. Время готовности средств ЗРК к стрельбе после марша из положения "по-походному" в "боевое" или обратно не должно превышать 20 мин. Развертывание (свертывание) средств комплекса должно осуществляться личным составом ЗРК с использованием средств техни-

ческого обслуживания и привлечением личного состава этих средств.

3.2.19. Время приведения развернутых средств в боевую готовность - не более 3 мин., из дежурного режима - не более 40с. При этом в условиях отрицательных температур допускается применение предварительного подогрева аппаратуры.

3.2.20. Радиолокационные средства комплекса должны обеспечивать боевую работу в любое время года и суток в условиях осадков, морского тумана, обледенения, запыленности до $1+1,5 \text{ г/м}^3$ и солнечной радиации при температуре окружающего воздуха от -50°C до $+50^\circ\text{C}$, относительной влажности до 98% при температуре $30^\circ \pm 5^\circ\text{C}$ и размещении на высоте до 3000м над уровнем моря при температуре, соответствующей этой высоте.

Средства комплекса должны обеспечивать нормальную работу при ветре до 30 м/с и быть прочными и устойчивыми к опрокидыванию при ветре до 50 м/с.

Средства комплекса должны обеспечивать нормальную боевую работу после воздействия:

- избыточного давления - $0,2 \text{ кг/см}^2$,
- импульса светового излучения ядерного взрыва -
- $25+30 \text{ кал/см}^2$,
- импульса электромагнитного излучения горизонтальной составляющей - $0,2 \text{ кг/м}$,
- нейтронного потока на наземные средства не менее 10^{12} н/см^2 ,
на ракету $10^{12} + 10^{13} \text{ н/см}^2$.

При этом допускаются повреждения, при которых возможна боевая работа и которые в дальнейшем могут быть устранены войсковым ремонтом.

3.3. Требования к стандартизации и унификации

3.3.1. Комплекс должен обладать высокой степенью унификации с системами С-300П и С-200Д.

3.3.2. Коэффициент взаимной (межпроектной) унификации составных частей наземных радиотехнических средств комплекса должен быть (на уровне сборочных единиц) (блоков, ячеек, узлов и несущих конструкций) - не ниже 20%.

Показатели уровня стандартизации средств комплекса должны быть установлены в ТЗ на эти средства.

Экспертиза конструкторской документации средств комплекса по стандартизации и метрологии производится на стадии разработки документации опытного образца.

3.4. Эргономические требования

Рабочие места боевого расчета должны быть спроектированы с учетом комфортных условий:

- температура воздуха - $+18^{\circ}\text{C}$ + $+24^{\circ}\text{C}$ (при температуре окружающего воздуха более $+35^{\circ}\text{C}$ должен обеспечиваться перепад $12^{\circ}+15^{\circ}\text{C}$)
- амплитуда вибраций - менее 0,2 мм,
- норма вентиляции - не менее 22 м³/час на одного человека,
- подвижность воздуха - менее 0,5 м/с.

В местах размещения операторов не должно создаваться шумов, превышающих уровень, определяемый нормами главной государственной санитарной инспекции СССР.

Боевой расчет должен быть защищен от воздействия рентгеновского и СВЧ излучений.

Рабочие места операторов должны соответствовать руководящим указаниям по конструированию ИКО.071.077.

3.5. Порядок разработки, испытаний, приемки изделий и окончания работ

3.5.1. Средства комплекса должны удовлетворять требованиям межведомственной нормали "Мороз-5", конструкторская и эксплуатационная документация должна удовлетворять требованиям ЕСКД.

3.5.2. Совместные испытания комплекса проводятся в в/ч 29139.

3.5.3. На совместные испытания предъявляется комплекс в составе:

- комбинированный антенный пост;
- аппаратная кабина;
- пусковая установка - шт.;
- зенитные управляемые ракеты боевого и телеметрического вариантов;
- средства электроснабжения;
- средства технического обслуживания в составе, достаточном для нормальной эксплуатации и проверок по всем пунктам ТТЗ.

На совместные испытания представляется также:

- техническая и эксплуатационная документация и РУК, в том числе техническое описание и проект инструкции по эксплуатации на комплекс в целом и его элементы (в согласованном объеме), протоколы периодических испытаний, состав ЗИПа;
- акты по результатам заводских испытаний средств комплекса.

При оценке эффективности комплекса, помимо результатов натурных испытаний, используются материалы полунатурного и математического моделирования.

Проверка помехозащищенности комплекса проводится летными и стрельбовыми испытаниями с использованием самолетов и мишеней, оборудованных аппаратурой помех, а также с помощью специально разрабатываемых наземных помеховых комплексов.

Примечание: 1. До предъявления на совместные испытания, аппаратура должна быть проверена на соответствие ЧТУ и принята представителями заказчика на предприятиях-изготовителях аппаратуры.

2. Количество ракет, предъявляемое на испытания, определяется программой испытаний.
3. Телеметрические ракеты, предназначенные для испытаний, должны быть оборудованы аппаратурой для работы со средствами внешнетраекторных измерений.

3.7. Специальные требования к отдельным средствам комплекса

3.7.1. Двухканальный радиооптический локатор сопровождения и подсвета целей, в который входят два комбинированных антенных поста и аппаратная кабина, должен обеспечивать выполнение следующих основных функций:

- поиск и обнаружение цели по данным внешнего целеуказания,
- обнаружение цели оптическим каналом по данным радиолокационного канала. В отдельных случаях поиск и обнаружение цели оптическим каналом должно обеспечиваться без целеуказания от радиолокационного канала;

- автономный поиск и обнаружение цели в заданных секторах допоиска как радиолокационным, так и лазерным каналами;
- измерение координат цели и вычисление исходных данных для пуска ракет по данным радиолокационного и оптического каналов;
- сопровождение и непрерывный подсвет цели обоими каналами, обеспечивающий наведение ракет с полуактивными головками самонаведения;
- непрерывный подсвет ракеты для обеспечения работы ее опорного канала;
- управление включением на подготовку и пуском ракет через аппаратуру стартовой автоматики;
- назначение пусковой установки для стрельбы в случае применения нескольких пусковых установок;
- контроль опознавания государственной принадлежности сопровождаемой цели с использованием аппаратуры "Пароль";
- выдачу на командный пункт системы информации о техническом состоянии и боевых действиях.

3.7.2. Дальность радиолокационного автосопровождения цели с эффективной отражающей поверхностью ≥ 1 кв.м должна быть не менее 24 км.

Дальность лазерного автосопровождения цели с эффективной отражающей поверхностью ≥ 2 кв.м должна быть не менее 12 км при МДВ = 10 км.

3.7.3. Бортовая аппаратура должна обеспечивать полуактивное радиолокационное или оптическое самонаведение ракеты на цель.

3.7.4. Диапазон рабочих частот радиолокационных средств комплекса должен соответствовать директиве Генерального штаба Вооруженных Сил о выделении диапазона частот для системы "Игарка".

3.7.5. Радиолокационные средства комплекса должны соответствовать "Временным общесоюзным нормам на уровни побочных излучений

передающих устройств и чувствительности каналов побочного приема приемных устройств военного назначения".

3.7.6. Средняя скорость ракеты должна быть не менее 680 м/с на дальности 8 км.

Старт ракеты - вертикальный.

Стартовый вес - 163 кг.

3.7.7. Располагаемые поперечные перегрузки ракеты должны быть не менее 30ед. на дальности 8 км и не менее 10ед. на дальности 11 км и высоте 9 км (ограничение перегрузок круговое).

3.7.8. Ракета комплектуется боевой частью с обычным ВВ.

Масса боевой части не менее 14,5 кг.

3.7.9. Уходы ракеты от направления выстрела на дальности 700м не должны превышать:

4+4,5° - по положению;

6+ 8° - по отклонению вектора скорости.

3.7.10. Пусковая установка должна иметь в своем составе:

- аппаратуру стартовой автоматики;
- первичные источники питания;
- аппаратуру связи;
- комплект кабелей.

3.7.11. Пусковая установка должна обеспечивать тренировку, хранение и подготовку на вертикальный старт 8 ракет.

3.7.12. Комплекс средств технического обслуживания должен состоять из:

- средств транспортирования и заряжания ракет,
- средств транспортирования, развертывания (свертывания) наземных средств,
- средств перебазирования пусковых установок.

4. КОРРЕКТИРОВКА ТТЗ

Настоящее тактико-техническое задание может корректироваться по результатам дальнейшей разработки по согласованию с заинтересованными организациями и предприятиями.

К настоящему проекту ТТЗ на зенитный комплекс прилагаются ТЗ на отдельные средства, согласованные с их разработчиками:

- проект основных ТТТ на зенитную ракету (тд 31/44132),
- ТЗ на радиовзрыватель (тд 31/43877),
- ТЗ на "СВЧ моноблок ГСН в интегральном исполнении с антенным устройством" (Раскат) (тд 31/42408).

Перечень литературы.

- Л-1 Перечень сведений, подлежащих охране от ИТР, тд. 31/40081.
- Л-2 Положение по КП ИТР (ПД ИТР-75), изд. 31/1861.
- Л-3 Временные нормы защиты излучений от оптико-электронных средств ИТР (приложение к приказу МО № 0090-78г.).
- Л-4 Рекомендации по составлению инструкций по КП ИТР, тд. 31/39897.
- Л-5 Легенда прикрытия, тд. 31/38878.
- Л-6 Дополнение № 3 к обзорному материалу по КП ИТР, тд. 31/43296.
- Л-7 Анализ изменений в состоянии разработок вооружения и военной техники воздушно-космической обороны страны НАТО. ЦВТИ МО СССР, 1978, Спецфонд п/я В-2431, изд. 15754.
- Л-8 Исходные данные по характеристикам средств и систем перспективной противовоздушной обороны США и стран НАТО "Воздух-77" МО СССР, 1977, Спецфонд п/я В-2431, изд. 15590 (БЭФ).
- Л-9 Прогноз развития зарубежного вооружения и военной техники воздушно-космической обороны.
Выпуск № 398, ЦВТИ МО СССР, 1978, Спецфонд п/я В-2431
№ 3295, № 3296.
- Л-10 *Telonde* , 1979, № 1, р.р 30-33.
- Л-11 *Flight International*, 1979, v. II5, № 3667, р.р 2334, 2335.
- Л-12 Перспективные зенитные ракетные и ракетно-пушечные комплексы. (Обзор по материалам иностранной печати). НИИ, 1978.
- Л-13 *Intezavia AirLetter*, 1979, № 9327, р.р 1-3.
- Л-14 Радиоэлектроника за рубежом НИИТЭИР, 1978, № 7, стр. 12-15.

Список сотрудников, принимавших участие в
разработке материалов технического предложения

Баратова К.А., Бергер А.А., Бирюкова Л.Г., Бурлаков Ю.П.,
Генералова Л.З., Горлова В.Н., Грачева Н.П., Демин А.Е., Жига-
рев В.В., Захарьев Л.Н., Катчук В.Н., Козырева Е.А., Конахов Б.П.,
Коняев Ю.А., Косатов А.Я., Князев Г.И., Кузнецов В.А., Кузнецо-
ва М.П., Курин М.А., Лебедев В.Г., Литвинов И.И., Мазин Е.И.,
Марин И.В., Мартынов К.П., Мирошников И.А., Михайлов В.М.,
Нежданов В.Г., Пенартович Э.В., Осипов М.Л., Першин Н.А., Поля-
ков В.В., Рапопорт И.Г., Реутов В.Г., Румянцев А., Семчурин А.П.,
Сиваченко Ю.Д., Словиковский Ю.А., Смирнов Ю.В., Стариков В.И.,
Судейко О.Е., Тертышник Н.И., Тришин Е.Н., Троицкий Б.М.,
Тунев Н.В., Устенко И.М., Устинов М.Ф., Худяков Д.В., Чарный М.И.,
Черномордик В.Е., Чуварыгин Б.В., Ширяева Л.А.