



Ордена Ленина  
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО  
«Ф А К Е Л»

ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС ОБОРОНЫ АКТИВНЫХ  
СРЕДСТВ ПВО

К н и г а 2 , т о м I

З Е Н И Т Н А Я У П Р А В Л Я Е М А Я  
Р А К Е Т А 4 5 Н 6 Т

Ч а с т ь I

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ

Дополнение к эскизному проекту  
45Н6Т.0000.СЭП

Генеральный конструктор

*П.Д. Грушин*

(П.Д. Грушин)

Зам. главного конструктора

*В.Б. Коляский*  
30-09-78  
29.12.78

(В.Б. Коляский)

Начальник проектного отдела

*Б.Д. Пупков*

(Б.Д. Пупков)

Начальник конструкторского  
отдела

*А.Г. Шлапак*  
29.09.78

(А.Г. Шлапак)

Начальник отдела бортового  
оборудования

*Е.Н. Афанасьев*  
29.09.78

(Е.Н. Афанасьев)

Начальник конструкторского  
отдела двигателей и двигательных  
установок

*И.А. Карамышев*  
29.09.78

(И.А. Карамышев)

Начальник отдела испытаний

*Ю.В. Крестешников*  
29.09.78

(Ю.В. Крестешников)


Ведущий конструктор

*Ф.О. Согомонян*

(Ф.О. Согомонян)

# СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ.....	3
I. КОМПОНОВКА И ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ РАКЕТЫ.....	6
I.1. Общие сведения о ракете.....	6
I.2. Компонровка и основные массо-габаритные данные ракеты.	9
2. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ РАКЕТЫ.....	18
2.1. Исходные данные.....	18
2.2. Результаты расчета.....	20
3. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ.....	37
3.1. Исходные данные.....	37
3.2. Условные законы поражения целей.....	41
3.3. Оценка вероятности поражения целей.....	43
4. ЗОНЫ ПОРАЖЕНИЯ.....	45
ПРИЛОЖЕНИЕ. Проект основных тактико-технических требований к ракете 45Н6Т.....	47

45Н6Т.0000.03П				
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
Разраб.		Васильев	<i>[подпись]</i>	22.9.78
Пров.		Герасименко	<i>[подпись]</i>	29.9.78
Нач. отд.		Пулков		
Н. контр.				
Утв.				
Дополнение к эскиз- ному проекту ракеты 45Н6Т				
		Лит.	Лист	Листов
		1	2	49
				

## В В Е Д Е Н И Е

В настоящем проекте рассматривается возможность применения ракеты 9М330, разрабатываемой для ЗРК "Тор" и "Кинжал", в комплексе самообороны зенитных систем Войск ПВО Страны. Создание такого комплекса, обороняющего зенитные системы дальнего перехвата от налётов низколетящих крылатых ракет типа АЛКМ и других аэродинамических средств нападения, даст возможность полностью использовать боевые характеристики систем С-400, С-200Д и С-300ПМ-1 для выполнения их основной задачи - поражения стратегических бомбардировщиков на дальних рубежах.

Проект выполняется в сроки, определенные поручением Комиссии Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам от 30.05.78 г. № ВП-7579.

Основной особенностью ракеты 9М330 в комплексе самообороны (шифр ракеты 45Н6Т) является наличие в ней аппаратуры полу-активного радиолокационного самонаведения, являющейся органической частью многофункционального блока бортовой аппаратуры разработки предприятия п/я В-2431.

Зона боевого применения ракеты 45Н6Т характеризуется следующими предельными размерами, км :

минимальная дальность	1,5+2
максимальная высота	9+10
максимальная дальность на высотах 4+12 км	13,5
максимальная дальность на высоте 10 м	11,5
минимальная высота, м	10

В указанной зоне ракета обеспечивает поражение авиационных крылатых ракет типа АЛКМ с вероятностями 0,84+0,95 при точности самонаведения, характеризующейся среднеквадратическими ошибками 3+5 м. В проекте оценены также боевые возможности ракеты 45Н6Т при стрельбе по аэродинамическим средствам воздушного нападения.

Ракета 45Н6Т скомпонована по схеме "утка" с вращающимся относительно корпуса крыльевым отсеком и состоит из двух кон-

					<i>45Н6Т. 0000. 03П</i>	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		3

структивно и технологически законченных блоков. Передний блок представляет собой корпус с воздушными рулями-элеронами и размещенными внутри боевым снаряжением, источниками питания и многофункциональным блоком бортовой аппаратуры, в котором конструктивно и функционально объединены полуактивная радиолокационная головка самонаведения, автопилот и полуактивный радиовзрыватель. Второй блок состоит из двухрежимного твердотопливного ракетного двигателя с крыльевым отсеком и не содержит электрокоммуникаций и оборудования. Такое конструктивное решение обеспечивает возможность глубокой специализации производства и рассчитано на массовое изготовление ракет.

Разрабатываемая ракета имеет высокую степень надёжности, характеризуемую следующими значениями:

коэффициент боевой готовности –  
0,98 – на первом году эксплуатации,  
0,90 – на пятом году эксплуатации;

коэффициент боевой работы –  
0,925 – на первом году эксплуатации,  
0,847 – на пятом году эксплуатации.

Стоимость изготовления ракеты в установившемся серийном производстве составит 32,5 тыс.руб.

Полностью собранная и снаряженная ракета поставляется в войска в герметичных транспортно-пусковых контейнерах. В таком виде эксплуатация в войсках обеспечивается без проведения регламентных проверок и работ в течение 10 лет.

На каждой пусковой установке размещается боекомплект из 8 ракет в ТПК. Пусковая установка транспортируется на подкатных ходах пусковой установки СМ-90.

Ракета 45Н6Т имеет вертикальный старт с помощью катапультного устройства. Запуск двигателя осуществляется на высоте ~ 15 м. Такое решение позволяет размещать пусковые установки на местности без специальной инженерной подготовки и защиты грунта от воздействия газовой струи двигателя.

Транспортно-заряжающая машина разработана на базе автомобиля высокой проходимости КраЗ-225Б и загружается двумя

45Н6Т. 0000. 0ЭП

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

Лист

4

боекомплектами (16 ракет в ТПК).

Стоимость изготовления наземных средств в серийном производстве оценивается значениями, тыс.руб.:

пусковой установки	- 130
транспортно-заряжающей машины	-58,2
наземного технологического оборудования	-14,5.

45Н6Т. 0000 03П

Изм.	Лист	№ докум	Подп.	Дата

Лист  
5

# 1. КОМПОНОВКА И ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ РАКЕТЫ

## 1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТЕ

Зенитная управляемая ракета 45Н6Т предназначена для поражения массовых средств воздушного нападения, а также крылатых ракет типа АЛКМ на средних, малых и предельно малых высотах.

Представленная в данном дополнении к эскизному проекту ракета 45Н6Т скомпонована по аэродинамической схеме "утка", предпочтительной для низковысотных зенитных ракет, летающих с небольшими углами атаки.

В традиционной схеме "утка" с закрепленным крылом невозможно использовать рули в качестве элеронов из-за потери эффективности (реверса по крену) за счет скоса потока за рулями-элеронами, создающего обратные моменты на крыльях. Для стабилизации ракеты по крену используется разнесение органов управления - применение элеронов на крыльях с соответствующим механизмом управления.

На ракете 45Н6Т применен крыльевой блок, свободно вращающийся относительно продольной оси ракеты. Такая конструкция отработана в МКБ "Факел" на ракетах подобного калибра и обеспечивает практически полное исключение моментов кривой обдувки, передаваемых на корпус с крыльев. В результате обеспечивается компактная конструкция органов управления с использованием рулей, расположенных в передней части корпуса для стабилизации ракеты по крену. При этом компоновка ракеты приобретает высокие технологические качества: все бортовое оборудование и боевое снаряжение могут быть сосредоточены в носовой части корпуса, а хвостовая часть является функционально самостоятельным конструктивным блоком, состоящим из двигателя и крыльевого отсека, не содержащим оборудования и коммуни-

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т. 0000. 03П

6

каций энергопитания.

Для максимального уменьшения массы и габаритов ракеты, к бортовой аппаратуре предъявлены жесткие требования по компактности конструктивного выполнения, высокой удельной плотности и схемному совершенству. Выполнение этих требований обеспечивается за счёт использования в аппаратуре принципов микроминиатюризации с широким применением интегральных твердотельных и гибридно-пленочных схем, а также за счёт разработки бортовой аппаратуры в виде многофункционального блока, выполняющего функции головки самонаведения, автопилота и радиовзрывателя, с максимально возможным схемным совмещением. Аппаратура разрабатывается в бескорпусном исполнении с максимальным соответствием внешней геометрии выделенному на ракете объёму для её установки.

Для максимального использования энергоресурса при высоком конструктивном совершенстве, на ракете применен однокамерный двухрежимный двигатель твердого топлива с более чем десятикратным перепадом тяг на стартовом и маршевом режимах работы, при оптимальном давлении в камере на обоих режимах. Это достигнуто применением механизма изменения площади критического сечения сопла, который скомпонован внутри камеры и срабатывает по окончании стартового режима работы двигателя.

С целью улучшения изометрических стартовых свойств, обеспечивающих только азимутальный разворот, для ракеты 45Н6Т принят вертикальный старт, после которого по заданному углу наклона на требуемый угол. Для этого на ракете применена газоструйная системаклонения максимально простой конструкции, связанной с воздушными рулями - элеронами. Система отработана в ИКБ "Факел" для ракеты 9М330.

При проектировании учитывался комплекс требований, направленных на повышение сохранности и надёжности ракеты в процессе эксплуатации, на упрощение её обслуживания в войсках. Помимо применения твердотопливного двигателя, которое обеспечивает значительное упрощение эксплуатации ракет данного калибра, предусматривается исключение снаряжательных работ в эксплуатации, прорабатывается возможность максимального расширения межрегламентных сроков или полного исключения регламентных проверок

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т.0000.0ЭП

Лист

7

ракеты в течение всего гарантийного срока службы.

Ракета поставляется с завода-изготовителя полностью собранной и снаряженной (готовой к боевому применению) в герметичном транспортно-пусковом контейнере, конструкция которого обеспечивает хранение и транспортирование, а также предстартовую подготовку и пуск ракеты непосредственно из контейнера при подаче через его электроразъём необходимого питания и команд.

Старт ракеты из транспортно-пускового контейнера производится с помощью катапультирующего устройства, разработанного для ракеты 9М330. При катапультировании ракете сообщается скорость порядка  $20 + 25$  м/с, запуск двигателя осуществляется на высоте порядка 15 м. Такой способ старта повышает безопасность эксплуатации ракеты, исключает ряд сложных конструктивных проблем, связанных с обеспечением вертикального старта из контейнера, расположенного на пусковой установке, а также позволяет максимально использовать результаты предыдущих разработок, выполненных в МКБ "Факел".

Ракета 45Н6Т спроектирована на базе ракеты 9М330, разработанной в МКБ "Факел", с использованием её основных конструктивных решений и ряда отработанных или обрабатываемых агрегатов конструкции, а также элементов комплектации. Без изменения используется хвостовая часть ракеты в составе двигателя и крыльевого отсека, блок органов управления ракетой с системой газопитания, в том числе газоструйная система склонения, а также боевая часть с предохранительно-исполнительным механизмом. Это позволит существенно сократить сроки и затраты на отработку ракеты, а также на её внедрение в производство.

Конструкция транспортно-пускового контейнера в сочетании со специально разработанными элементами комплекса средств технологического обслуживания обеспечивает возможность комплектования контейнеров в модули по 4 штуки в ряд и в компактные пакеты из 4 модулей (16 ракет в контейнерах) для хранения и транспортирования всеми видами транспорта.

					45Н6Т. 0000. 03П	Лист 8
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		



При таком комплектовании контейнеров существенно повышается мобильность работ по доставке и перебазированию боезапаса, уменьшаются потребности площади хранения и т.д. Боекомплект ракет на пусковой установке представляет собой блок из восьми ракет в транспортно-пусковых контейнерах.

Ракета обеспечивает возможность залповой стрельбы с минимальным интервалом времени между пусками из условий исключения взаимного воздействия ракет в залпе. Допустимый интервал времени между пусками ракет при залповой стрельбе составляет:

по условию минимально-допустимого расстояния между ракетами при запуске двигателя первой из них — 1,5 с;

по условию неодновременности встречи ракет с целью при крайнем разбросе их баллистических характеристик (определенных при одинаковой температуре заряда твердого топлива) — 2с.

Таким образом, минимальный интервал пуска ракет при залповой стрельбе должен быть не менее 2 секунд.

## 1.2. КОМПОНОВКА И ОСНОВНЫЕ МАССО-ГАБАРИТНЫЕ ДАННЫЕ РАКЕТЫ

Компоновка ракеты показана на рис. 1.1.

Ракета состоит из двух функционально обособленных частей — носовой и хвостовой. В носовой части размещено все бортовое оборудование и боевое снаряжение, хвостовая часть включает в себя ракетный двигатель твердого топлива и блок крыльев.

По конструктивно-технологическим соображениям корпус ракеты разделен на пять отсеков.

Отсек № I представляет собой радиопрозрачный обтекатель антенны радиолокационной головки самонаведения.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	45Н6Т.0000.03П	Лист 9
------	------	----------	-------	------	----------------	-----------

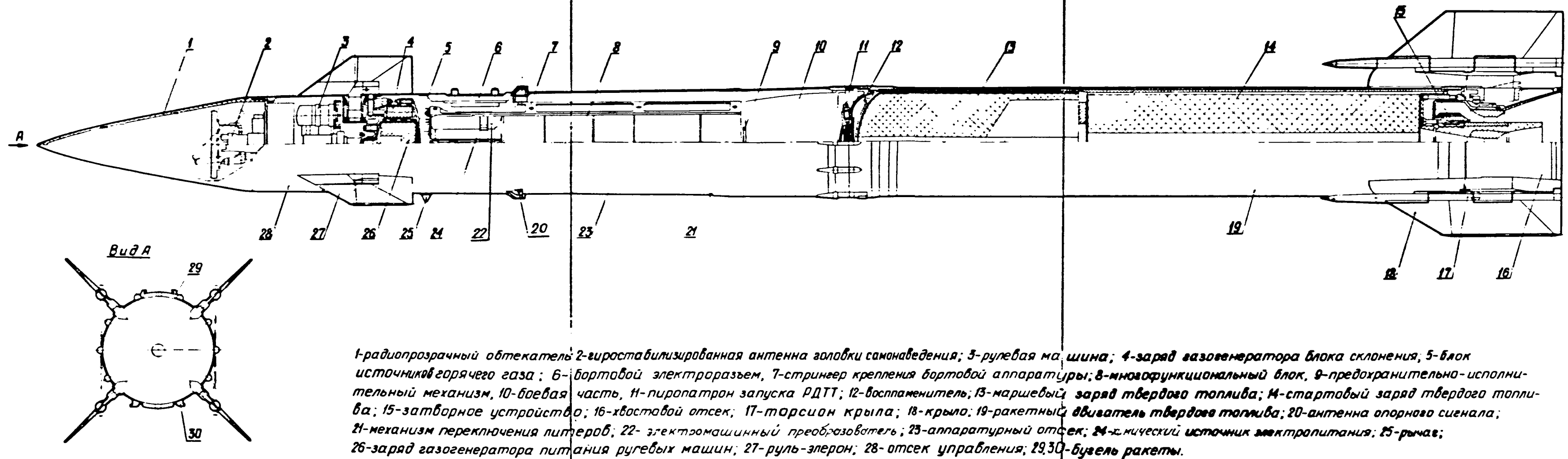


Рис.1.1. Компоновка ракеты

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	

45Н6Т.0000.0ЭП

Форма отсека выбрана из условий оптимального сочетания аэродинамических и радиотехнических характеристик.

Соединение отсеков № 1 и 2 может осуществляться с помощью резьбового соединения или радиальных винтов — в зависимости от окончательного выбора материала и конструкции отсека № 1.

Отсек № 2 — отсек управления — состоит из двух свариваемых частей, выполненных из сплава АМГб: передней обечайки и рулевого шпангоута, на котором устанавливаются воздушные рули-элероны.

Обечайка изготавливается методом раскатки, шпангоут — штамповкой.

К переднему горцевому шпангоуту отсека № 2 винтами крепится гиросtabilизированная антенна головки с мониторами.

В стаканы рулевого шпангоута устанавливаются на подшипниках втулки с качалками, присоединяемыми к рычагам машин. Руль-элерон с газоструйным устройством устанавливается хвостовиком прямоугольного сечения в паз втулки и крепится одним винтом.

В передней части отсека размещается блок четырех рулевых машин, смонтированных на плате. На этой же плате монтируется система газораспределения для питания рулевых машин горячим газом. Плата с рулевыми машинами и системой газораспределения, как единый законченный агрегат, крепится к переднему торцу рулевого шпангоута, после чего производится сварка передней части отсека с рулевым шпангоутом.

На заднем торце рулевого шпангоута устанавливается блок источников горячего газа, состоящий из газогенератора питания рулевых машин и газогенератора газоструйной системы склонения. Камера и заряд газогенератора системы склонения имеют кольцевую форму, при которой вывод газа на борт под рули-элеронами обеспечивается через четыре канала минимальной длины, выполненные в приливах рулевого шпангоута.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т.0000.03П

Лист

11

Приемный аппарат в каждом руле выполнен по схеме струйного реле, обеспечивающей перераспределение газа между двумя приемными отверстиями пропорционально углу отклонения руля-элерона. Приемные отверстия выполнены в торцевой плоскости руля, примыкающей к корпусу отсека, а выходные - в виде сверхзвуковых сопел - выведены на две боковые поверхности. В результате при отклонении руля возникает газодинамическая сила, перпендикулярная плоскости руля и равная разности тяг на противоположных соплах. Струйное устройство выполнено так, что при максимальном отклонении руля газодинамическая сила создается одним соплом, при исключении расхода газа через другое сопло.

Отсеки № 2 и 3 имеют фланцевое соединение с восемью винтами, расположенными под углом к образующей корпуса заподлицо с внешней поверхностью.

Отсек № 3 - аппаратный, служит для размещения многофункционального блока бортовой аппаратуры, электрокоммутационного оборудования и боевой части с предохранительно-исполнительным механизмом. Корпус отсека имеет тонкостенную обечайку, выполненную из материала АМГБ методом раскатки. Многофункциональный блок, выполняющий функции полуактивной радиолокационной головки самонаведения, автопитота и радиовзрывателя, с подстыкованным бортовым источником электропитания, собирается в стрингерах и устанавливается в корпус отсека с заднего торца. Блок крепится к обечайке отсека радиальными винтами.

В передней части отсека расположены бортовой и контрольный электроразъемы. С противоположной стороны установлен рычаг, механически отклоняемый при движении ракеты в транспортно-пусковом контейнере в момент старта. При этом срабатывает концевой переключатель, сигнализируя о начале движения ракеты и обеспечивая, с заданной временной задержкой, включение бортовой аппаратуры, запуск источников газопитания и двигателя.

Сверху и снизу на корпусе отсека № 3 расположены антенны опорного сигнала, принимаемого с наземного радиолокатора.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	45Н6Т. 0000. 0ЭП	Лист
						12

В хвостовой части отсека устанавливается осколочная боевая часть, на переднем торце которой, в ните, закреплен предохранительно-исполнительный механизм.

По стыку отсеков № 3 и 4 соединяются носовая и хвостовая части ракеты. Поскольку по этому стыку не допускается ограничение проходных сечений отсеков (по условиям сборки отсека № 3 и снаряжения отсека № 4), стыковка производится осевыми шпильками по внешним бобышкам, а герметизация стыка — съёмным внутренним металлическим поясом с резиновыми уплотнительными кольцами.

О т с е к № 4 — однокамерный двухрежимный ракетный двигатель твердого топлива с несущим корпусом, включенным в силовую схему корпуса ракеты. Двигатель изготовлен из высокопрочной стали типа КВК и представляет собой тонкостенную конструкцию, состоящую из раскатной обечайки, штампованных крышки и дна и двух соосных сопел, стартового и маршевого, с механизмом переключения критического сечения.

Двигатель снаряжается стартовым и маршевым зарядами твердого топлива, которые воспламеняются одновременно при запуске РДТТ.

На переднем днище двигателя размещены пиропатроны, воспламенители стартового и маршевого зарядов топлива и сигнализаторы давления. На четырех пилонах заднего днища, вокруг маршевого сопла, смонтирован механизм изменения критического сечения. Механизм работает автоматически. Он представляет собой кольцевую камеру с поршнем, которая сообщается с камерой сгорания двигателя. На стартовом режиме работы двигателя камера механизма заполняется горячим газом под рабочим давлением, под которым находится и внешняя сторона поршня. После сгорания стартового заряда топлива давление в двигателе уменьшается, и газы высокого давления в камере механизма перемещают поршень, перекрывая кольцевое критическое сечение внешнего, стартового сопла. При этом в камере двигателя восстанавливается первоначальное давление газов.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т. 0000. 03П

Лист

13

Передний шпангоут двигателя имеет десять приливов со шпильками для крепления носовой части ракеты. Четыре прилива, расположенные попарно сверху и снизу, выполнены в виде бугелей и служат для связи ракеты с транспортно-пусковым контейнером. (ТПК). Два из них одновременно служат для удержания ракеты, через срезные болты катапультирующего устройства, от осевого перемещения в ТПК.

Заднее днище двигателя имеет цилиндрическую посадочную поверхность, на которую устанавливается внутреннее кольцо подшипника отсека № 5 (крыльцевого блока), и резьбовую часть с гайкой для крепления подшипника.

Отсек № 5 представляет собой крыльцевой блок, состоящий из четырех крыльев и силового шпангоута, отштампованных из высокопрочного алюминиевого сплава В96Ц-3, и обечайки из листового дюралюминия в хвостовой части отсека.

Консоли крыльев складываются и удерживаются в сложенном положении проволочными стяжками на торце отсека, которые сжигаются горячими газами при запуске двигателя. Открытие консолей крыльев обеспечивается торсионами, а их фиксация в рабочем положении - пружинными стопорами.

Подшипник, на котором устанавливается отсек № 5, обеспечивает свободное вращение крыльцевого блока относительно продольной оси ракеты. Внешняя обойма подшипника закрепляется гайкой в цилиндрической проточке шпангоута отсека.

На шпангоуте отсека № 5 снизу и сверху расположены по два бугеля для связи ракеты с ТПК. Кроме того, сверху в передней части шпангоута имеется косой паз для опоры рычага катапультирующего устройства в торец отсека № 4, а сзади на шпангоуте - два бугеля для фиксации штока катапульты от поперечного перемещения.

Связь ракеты со стартовой автоматикой обеспечивается через транзитный жгут и электро-разъём ТПК. Вилка транзитного жгута ТПК соединяется с бортовым электро-разъёмом ракеты (розеткой) с помощью пружинного механизма, обеспечивающего расстыковку разъёма в начале движения ракеты при старте.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т.0000.0ЭП

Лист

14

Схема размещения ракеты в тр. пусковом контейнере показана на рис. 1.2.

Основные массо-габаритные характеристики ракеты:

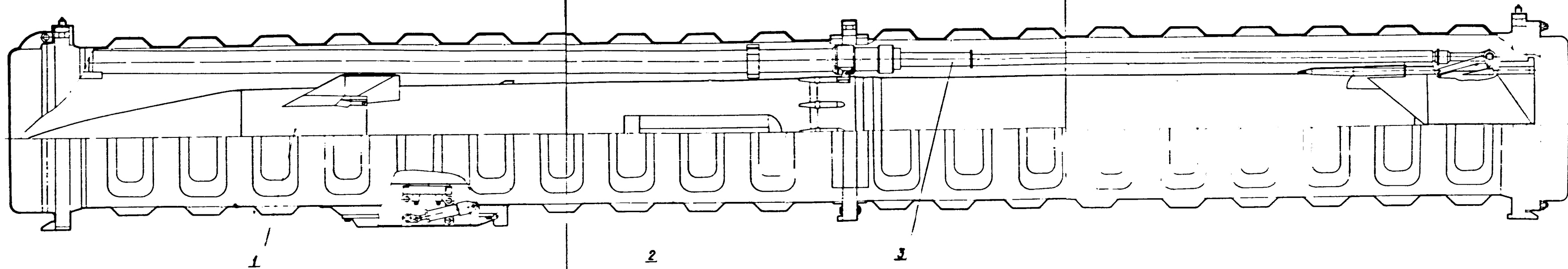
Стартовая масса ракеты	163 кг
Масса многофункционального блока (с элементами арсенала)	13,7 кг
Масса боевой части	14,5 кг
Масса твердого топлива	66,4 кг

в том числе:

Стартового заряда	38,2 кг
Маршевого заряда	28,2 кг
Масса катапультирующего устройства	8,0 кг
Длина ракеты	3223 мм
Диаметр корпуса	230 мм
Размах крыльев	570 мм
Масса ТНК	92 кг

Масса ТНК с установленной ракетой и катапультирующим устройством	253 кг
Длина ТНК	3290 мм
Поперечные габариты ТНК	444x352 мм

Изменение центровки и моментов инерции ракеты в зависимости от её текущей массы приведено на рис. 1.3.



1-ракета; 2-транспортно-пусковой контейнер; 3-катапультирующее устройство

Рис.12. Размещение ракеты в ТПК

Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата

45Н6Т 0000. 0ЭП



45H6T.0000.0317  
 лист 17

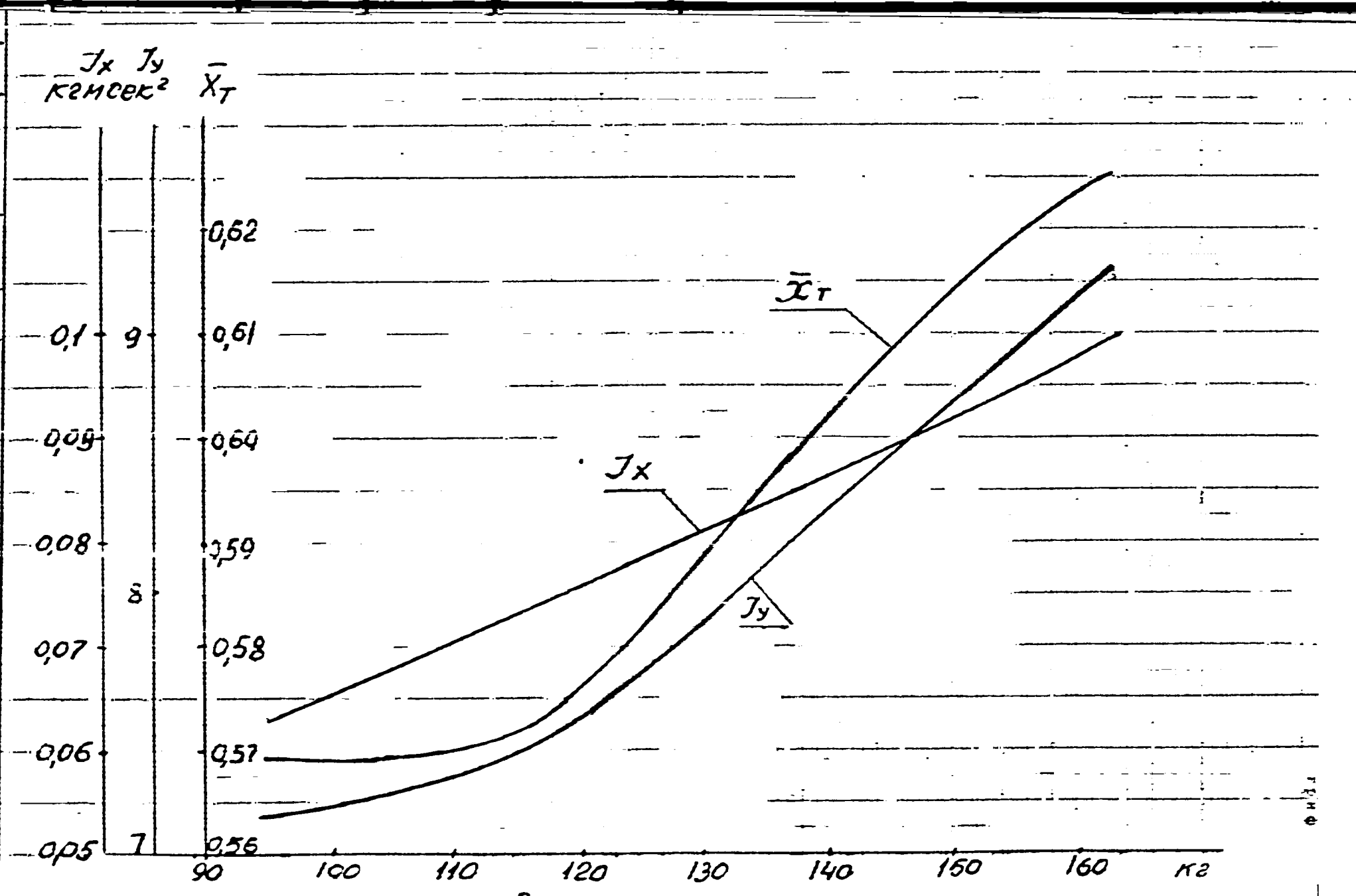


Рис.13. Центровка и моменты инерции.

## 2. ЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ РАКЕТЫ

Ракета 45Н6Т разрабатывается на базе ракеты 9М330. Основным различием этих ракет является установка на борту ракеты 45Н6Т головки самонаведения, что приводит к некоторому увеличению длины ракеты (на  $\sim 320$  мм).

Аэродинамические характеристики и характеристики двигателя остаются такими же, как у ракеты 9М330. Соответствующие данные приведены в разд.5 и 8 настоящего проекта.

Расчёт лётных данных ракеты 45Н6Т выполнен для случая наведения ракеты на цель по методу "пропорционального сближения" в полном температурном диапазоне применения  $\pm 50^{\circ}\text{C}$ .

### 2.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

При расчёте лётных характеристик ракеты были приняты следующие массовые и геометрические данные:

стартовая масса ракеты, кг	163
относительная масса топлива	0,407
масса топлива, кг	66,4
в том числе:	
стартового заряда	38,25
маршевого заряда	28,15

Оба заряда горят одновременно, при этом сгорает:	
на стартовом режиме, кг	$\approx 42$
на маршевом режиме, кг	$\approx 24,4$

Диаметр корпуса ракеты, мм	230
Площадь мишени, $\text{м}^2$	0,0415
Площадь среза сопла на стартовом режиме, $\text{см}^2$	353 ( $\varnothing 212\text{мм}$ )
Площадь среза сопла на маршевом режиме, $\text{см}^2$	40 ( $\varnothing 71\text{мм}$ )

Характеристики двигателя (без случайных разбросов) по техническому заданию (ТЗ) на двигатель имеют следующие значения:

45Н6Т.0000.0ЭП

Лист

18

Изм. Лист № докум. Подп. Дата

Полное время работы, с

$$\tilde{t}_{полн} = 9,1 \pm 13.$$

Случайные разбросы по времени не должны превышать 6 %.

Суммарный импульс, кгс.с.

$$I_{\Sigma макс} = 16800 \text{ при}$$

$$\tilde{t}_{полн} = 9,1 \text{ с}$$

$$I_{\Sigma мин} = 16340 \text{ при}$$

$$t_{зар} = -50^{\circ}\text{C}$$

в том числе на стартовом режиме:

время работы, с

$$1,15 \pm 1,75$$

суммарный импульс, кгс.с.

$$I_{\Sigma ст макс} = 10630 \text{ при}$$

$$t_{ст мин} = 1,15 \text{ с.}$$

$$I_{\Sigma ст мин} = 10330 \text{ при}$$

$$t_{зар} = -50^{\circ}\text{C}$$

Случайные разбросы по импульсу не должны превышать  $\pm 1,5$  %.

Тяга (средняя) двигателя:

на стартовом режиме:

не более 9240 кгс и

не менее 5900 кгс

на маршевом режиме:

не более 776 кгс и

не менее 535 кгс

Случайные разбросы по средней тяге не должны превышать  $\pm 7$  %.

Выход двигателя на режим (до уровня давления в камере

$P_k = 0,7$   $P_{k макс}$ ) от момента подачи команды на пиропатроны  $\tilde{t}_{вых} \leq 0,12$  с.

Время спада тяги от  $0,7 P_{k макс}$  до 4 атм  $\tilde{t}_{сп} \leq 0,5$  с

Время спада тяги входит в полное время работы двигателя.

В процессе работы двигателя допускается отклонение тяги от среднего значения на обоих режимах  $\pm 5$  %.

Расчет лётных данных выполнен с учетом случайных разбросов параметров двигателя.

Значения параметров двигателя, принятые в расчете, приведены в табл. 2.1.

45Н67.0000 0ЭП

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

Лист

19

Таблица 2.1

Температура заряда твердого топлива, град С	50	~15	-50
Полное время работы, с	8,6	10,27	13,8
Суммарный импульс, кгс.с	16800	16683	16095
В том числе:			
на стартовом режиме -			
время работы, с	1,8	1,33	1,85
суммарный импульс, кгс.с	10630	10540	10175
тяга (средняя), кгс	9842	7925	5500
на маршевом режиме -			
время работы, с	7,52	8,94	11,95
суммарный импульс, кгс.с	6166	6123	5925
тяга (средняя), кгс.	820	685	495

Изменение тяги двигателя, расхода топлива и изменение массы ракеты по времени приведения на рис. 2.1+2.3.

Использованные в расчете аэродинамические коэффициенты  $C_{x0}$ ,  $C_{y0}$ ,  $C_{y1}$ ,  $\bar{X}_c$  и  $\Delta m_x^c$ , необходимые для вычисления силы лобового сопротивления, подъемной силы, углов атаки и отклонения рулей соответствуют приведенным в разд.5.

Боковые перегрузки ракеты на участке вывода и флюктуационные перегрузки на участке наведения приведены на рис. 2.4.

## 2.2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

Расчет лётных данных ракеты выполнен для углов места точек встречи  $\epsilon_{встр.} = 0, 15, 30, 45$  и  $70^\circ$  при следующих временах работы двигателя:

минимальном 8,6 с

номинальном 10,27 с

максимальном 13,8 с

соответствующих трем температурам заряда твердого топлива: 50, ~15 и  $-50^\circ\text{C}$ .

Так как при наведении ракеты на цель по методу "пропорционального сближения" траектория полёта ракеты в заданную точ-

45Н6Т.0000.0ЭП

Лист

20

$T_0, \text{кг}$

10000

9842

9000

8000

7925

7000

6000

5500

5000

4000

$t_{\text{зап}} = 50^\circ\text{C}$

$t_{\text{зап}} \approx 15^\circ\text{C}$

$t_{\text{зап}} = -50^\circ\text{C}$

3000

2000

1000

820

685

495

0

5

10

$t, \text{с}$

Рис. 2.1. Изменение тяги двигателя  
по времени

45Н6Т. 00.00.03П

Лист

21

Зах. 585

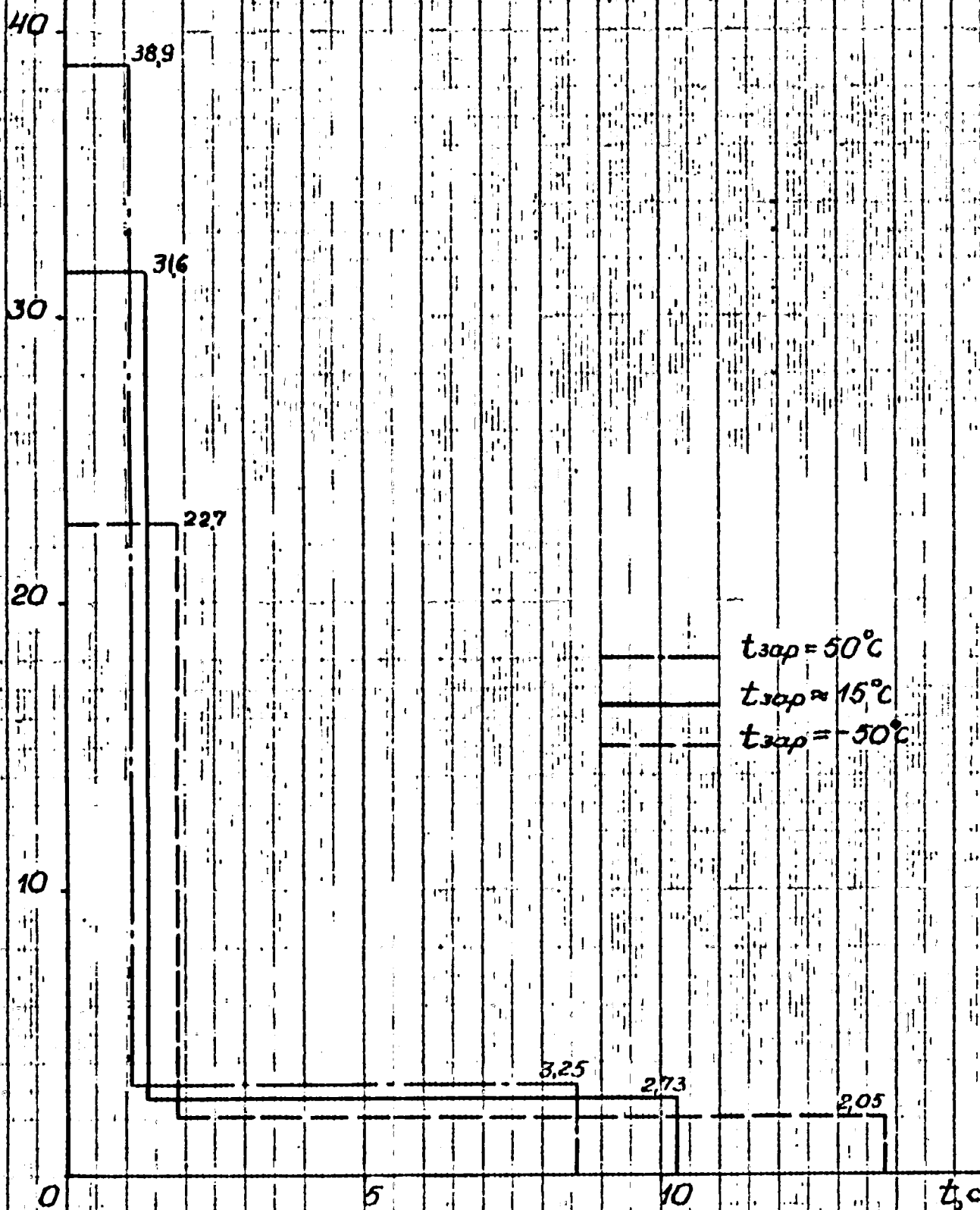


Рис. 2.2. Изменение расхода топлива по времени.

$G, \text{кг}$

150

100

50

0

5

10

$t, \text{с}$

Далее  
 $G = \text{const}$

$t_{\text{зап}} = 50^\circ\text{C}$

$t_{\text{зап}} = 15^\circ\text{C}$

$t_{\text{зап}} = -50^\circ\text{C}$

Рис. 2.3. Изменение массы ракеты  
по времени.

45H6T.0000.03П

Лист

23

Зах. 585

45H6T.0000.037

$\Pi_y$   
10  
5

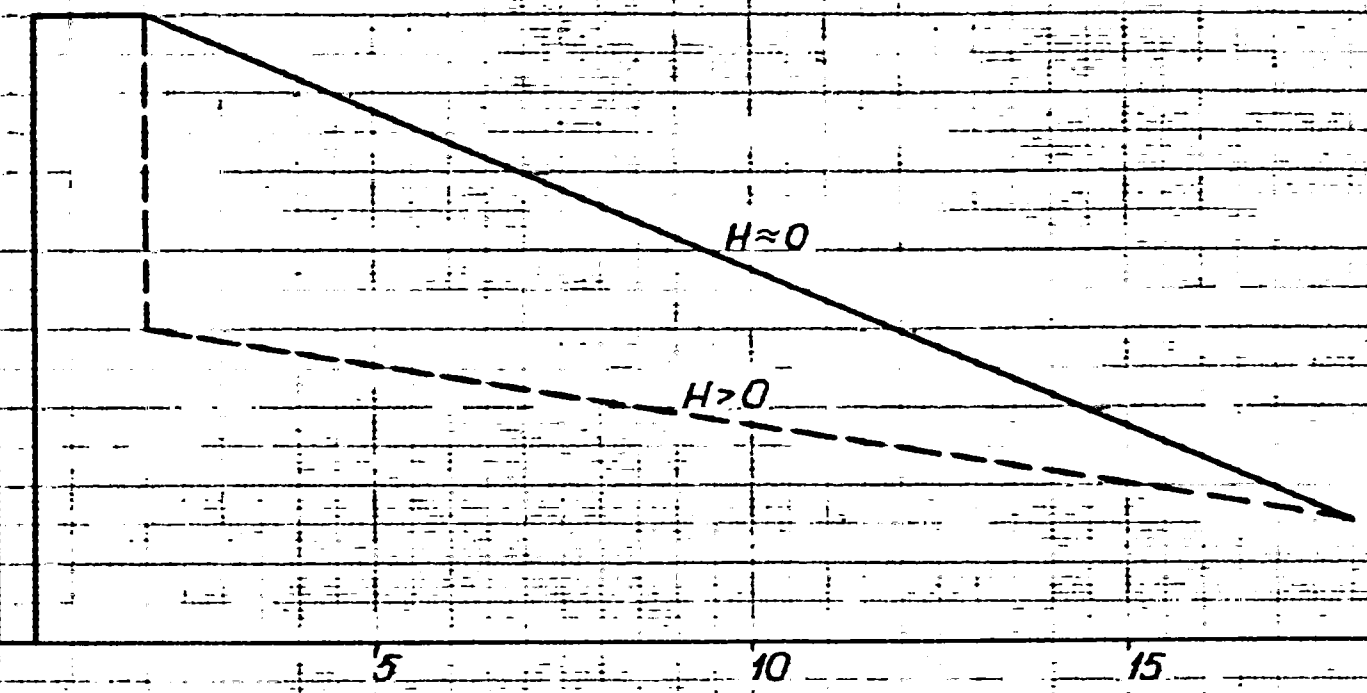


Рис.2.4. Зависимость доковых перегрузок на участке вывода и флюктуационных перегрузок на участке наведения от дальности



ку встречи близка к прямолинейной, расчёт лётных данных проводился для прямолинейных траекторий.

Схема расчетных точек приведена на рис. 2.5.

Результаты расчета в виде зависимостей скорости и дальности полёта, а также средней скорости полёта ракеты от времени приведены на рис. 2.6+2.11.

Кроме того, в табл.2.2 приведены основные лётно-тактические данные ракеты в характерных точках: в конце разгона, в конце активного участка полёта и на конечной дальности.

Из приведенных материалов следует, что при ограничении конечной скорости полёта ракеты значением 300 м/с дальность полёта при стрельбе по низколетящим целям составляет 11+12,5 км.

В случае стрельбы по целям, летящим на высотах 5+7 км, дальность полёта ракеты достигает примерно 13,5 км при средней скорости полёта на эту дальность 630+30 м/с.

Кроме лётных характеристик, в данном разделе приводятся продольные перегрузки, действующие на ракету в полёте и при катапультировании. Максимальное значение продольной перегрузки, действующей на ракету при катапультировании составляет  $\overline{N}_{x\max} = 42$ . Продольные перегрузки ракеты в полёте приведены на рис. 2.12+2.14.

					45Н6Т.0000.0ЭП	25
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		

Таблица 2.2

Темпе- ратура заряда, град.С	Угол места точки встре- чи, град	Лётные характеристики ракеты						
		В конце разгона		В конце ак- тивного участка		На дальности 13,5 км		
		даль- ность, м	ско- рость, м/с	ско- рость, м/с	даль- ность, м	время, с	ско- рость, м/с	сред- няя ско- рость, м/с
50	70	333	711	833	5995	21,5	400	628
	45	334	713	822	5994	22,6	330	597
	30	335	716	811	5993	22,6	300*	561
	15	336	718	800	5993	20,3	300*	591
	0	337	721	781	5984	18,8	300*	596
15	70	413	703	796	6860	21,0	475	642
	45	415	706	781	6870	21,8	410	620
	30	417	708	767	6860	23,0	335	586
	15	419	711	748	6845	22,5	300*	570
	0	421	714	724	6817	20,9	300*	564
-50	70	555	671	687	8250	23,5	425	574
	45	558	675	669	8228	24,2	370	556
	30	561	678	650	8200	25,3	310	534
	15	565	681	625	8160	23,6	300*	531
	0	568	686	593	8094	22,1	300*	530

\* Для данных траекторий дальность полёта ограничена конечной скоростью 300 м/с и составляет ~ 11+12,5 км.

Илст	№ докум.	Подп.	Дата
------	----------	-------	------

45Н6Т.0000.0ЭП

Илст

26

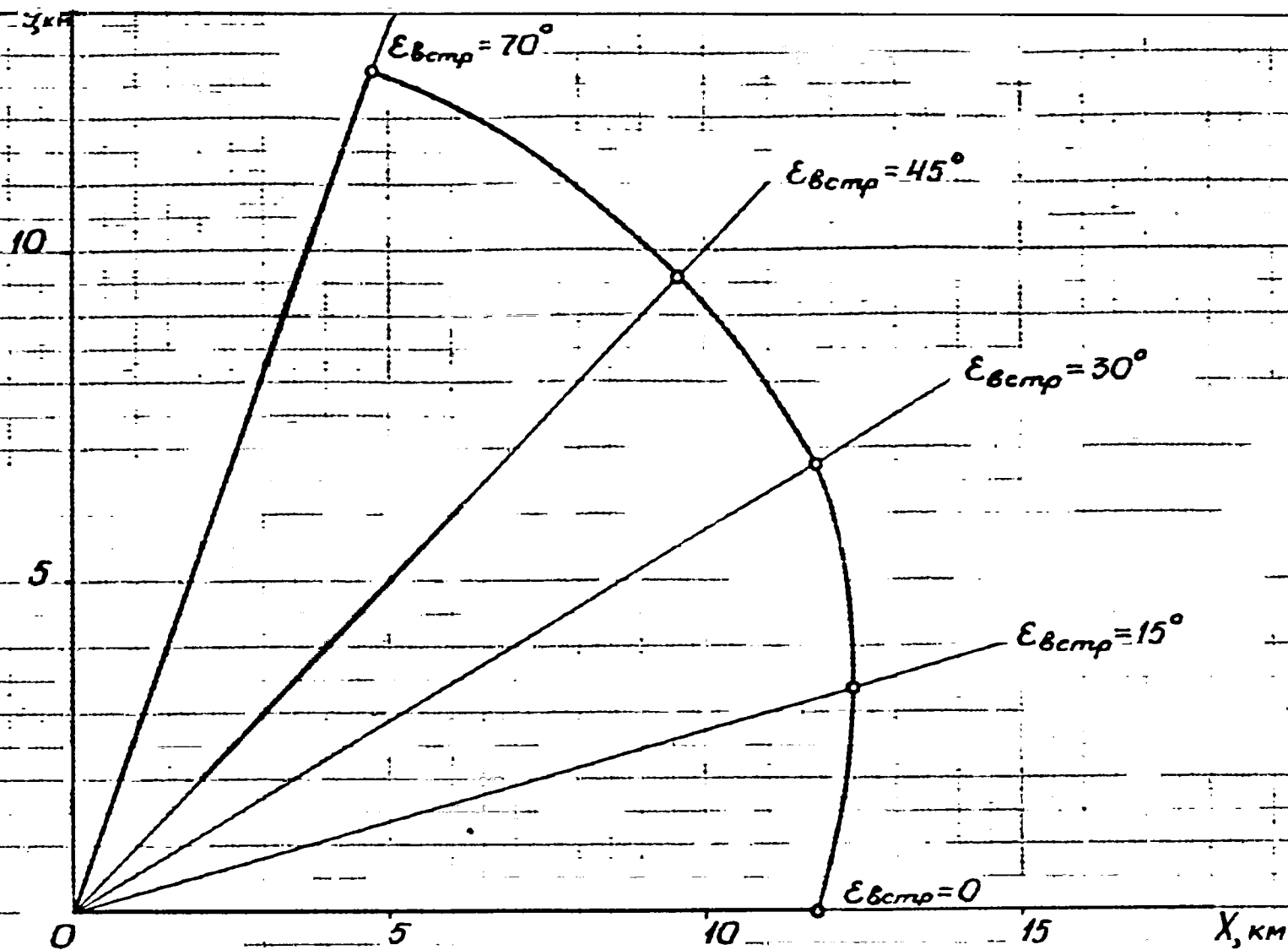


Рис. 2.5. Схема расчетных точек

$t_{\text{зар}} = 50^{\circ}\text{C}$

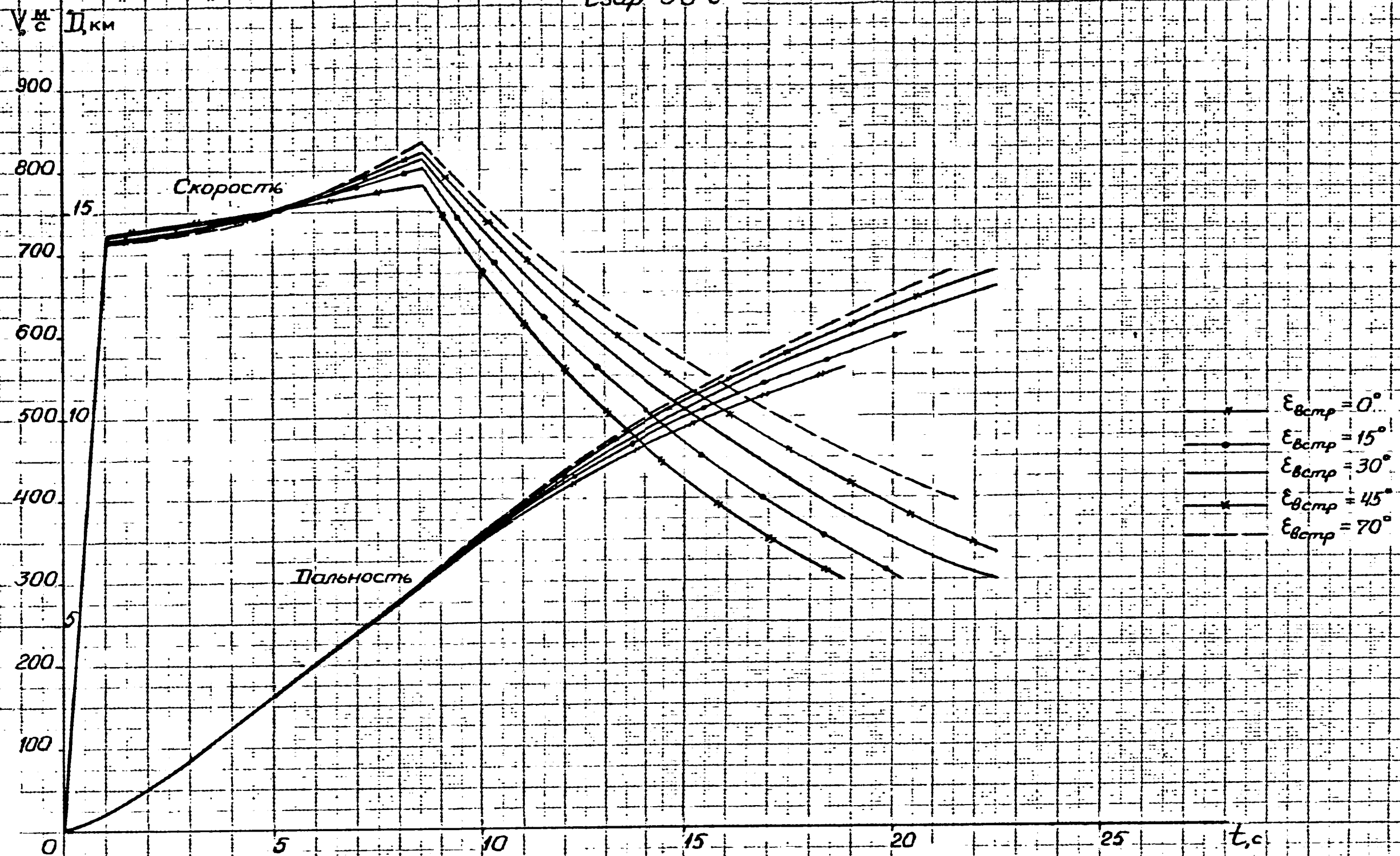


Рис.2.6. Изменение скорости и дальности полета по времени.

$t_{\text{зап}} \approx 15^\circ\text{C}$

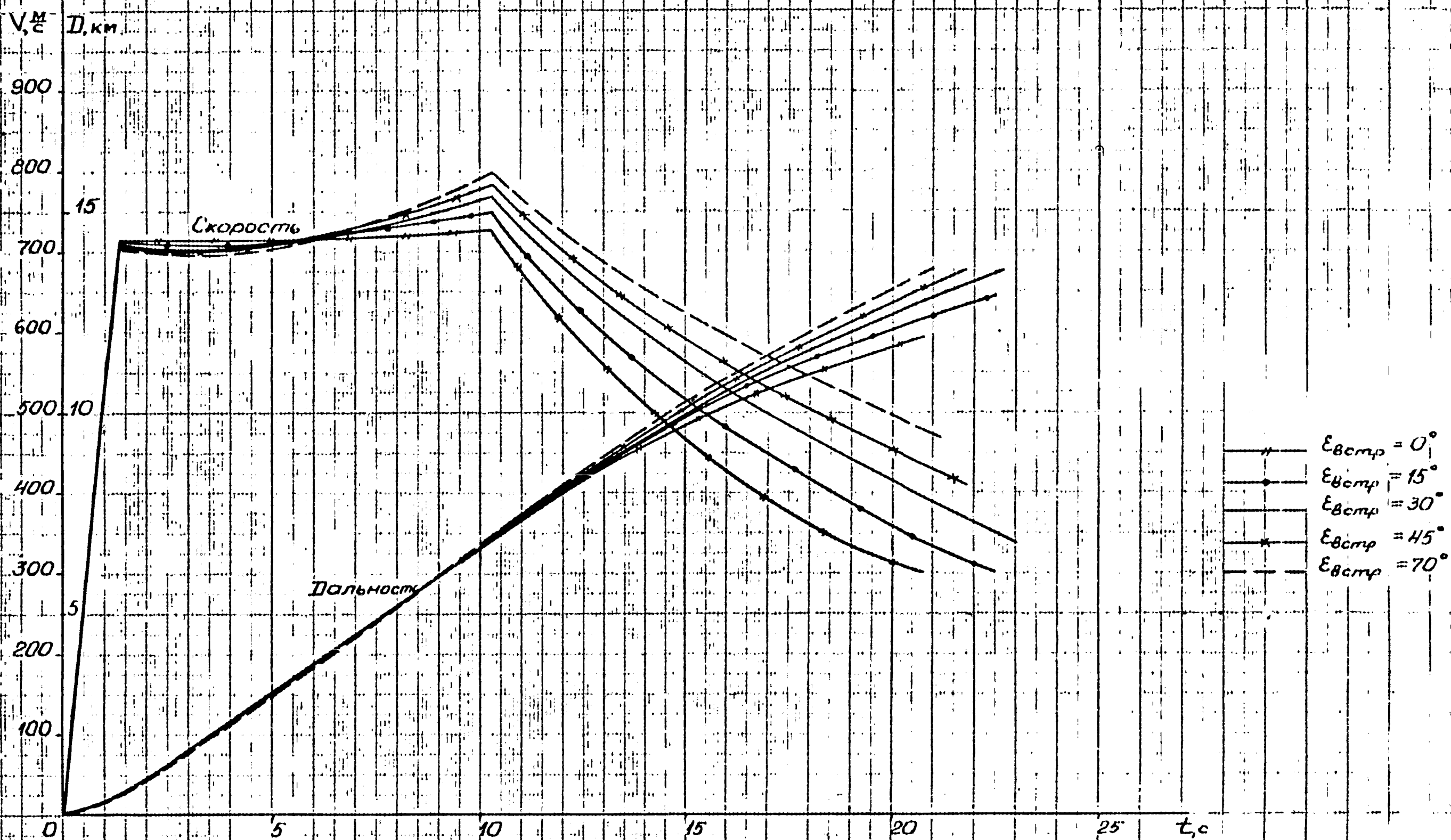


Рис.2.7. Изменение скорости и дальности полета по времени.

$t_{\text{зап}} = -50^{\circ}\text{C}$

$V, \frac{\text{м}}{\text{с}}$   $D, \text{км}$

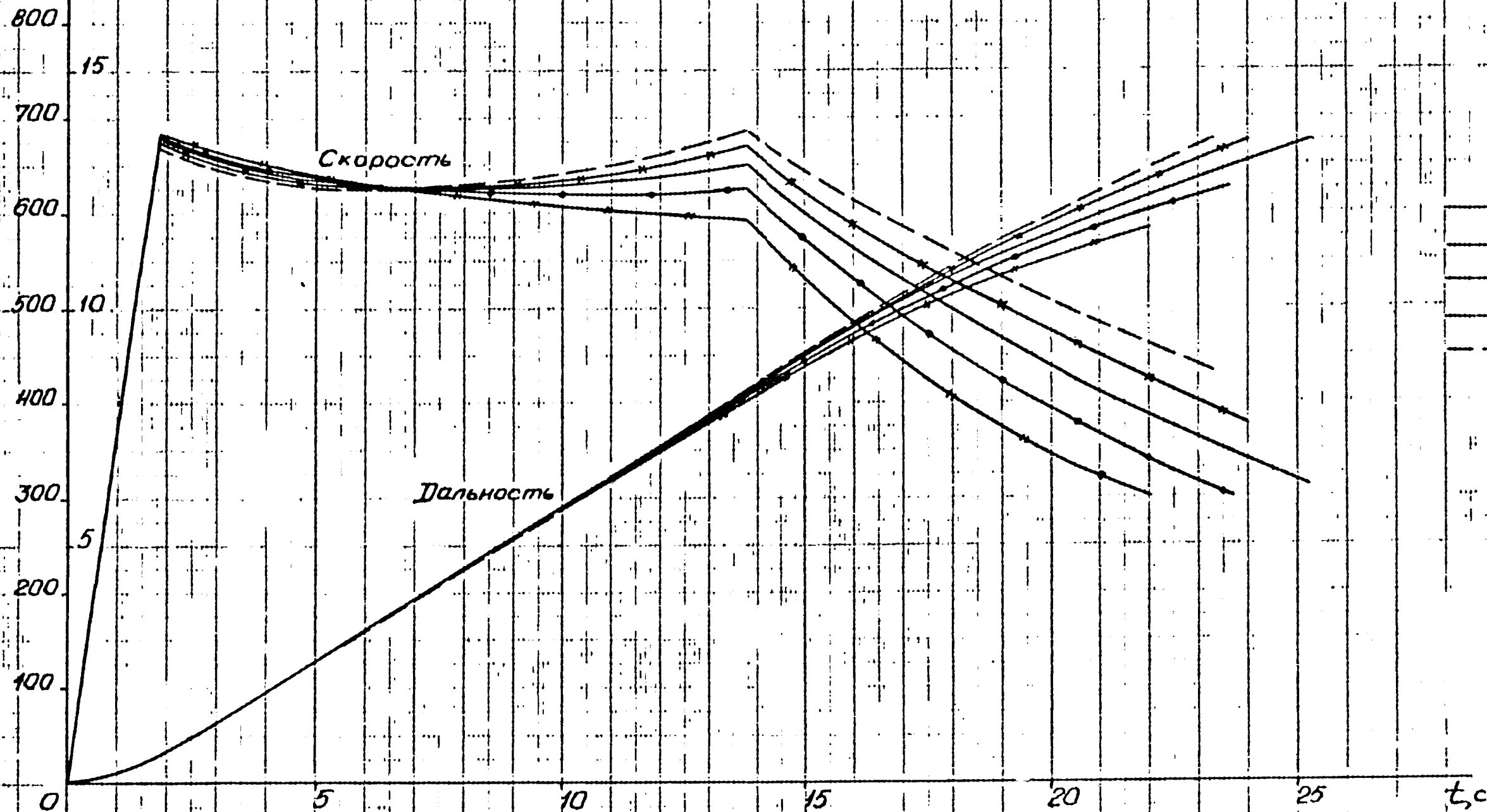


Рис. 2.8. Изменение скорости и дальности полета по времени.

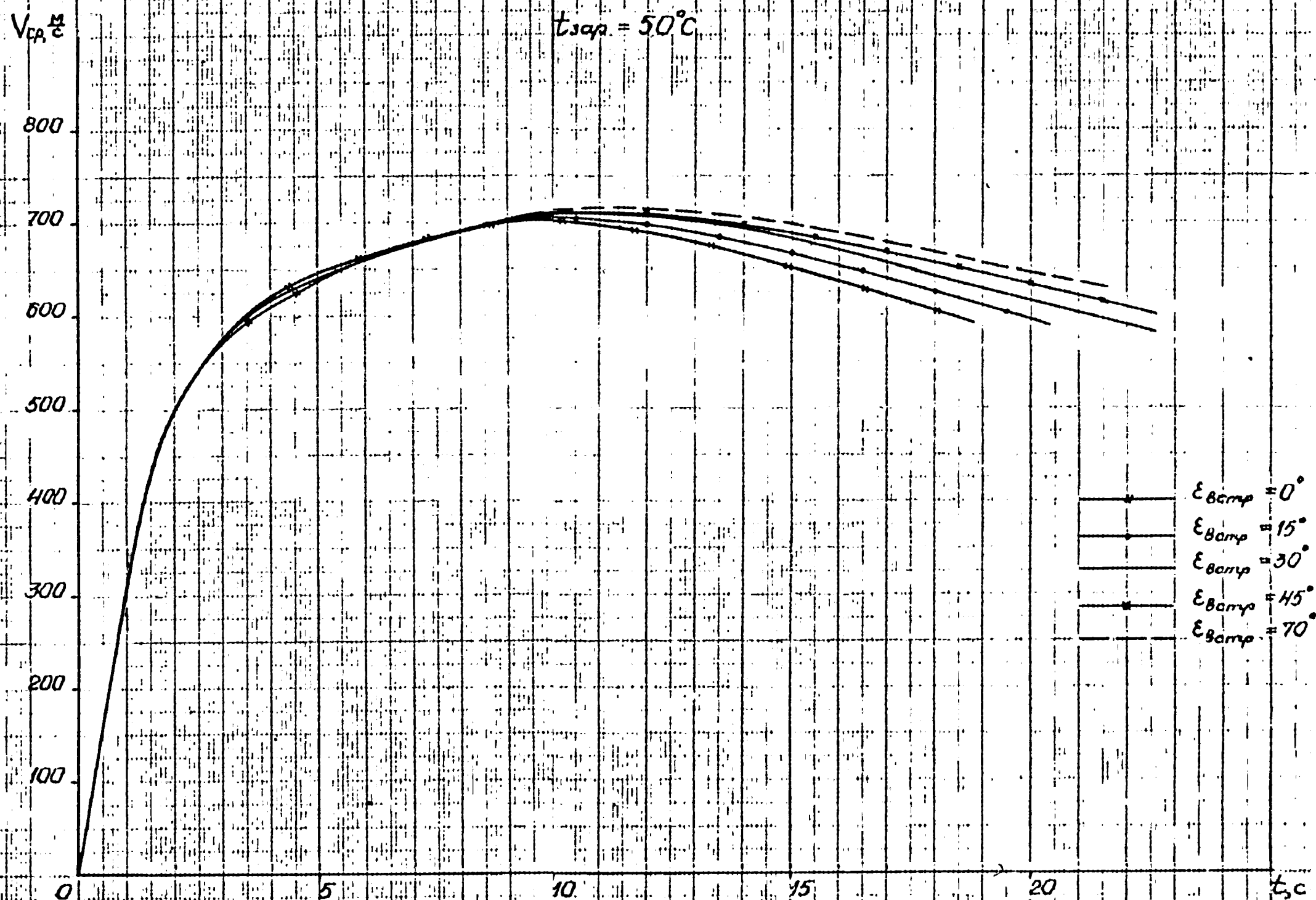


Рис. 2.9. Изменение средней скорости полета по времени



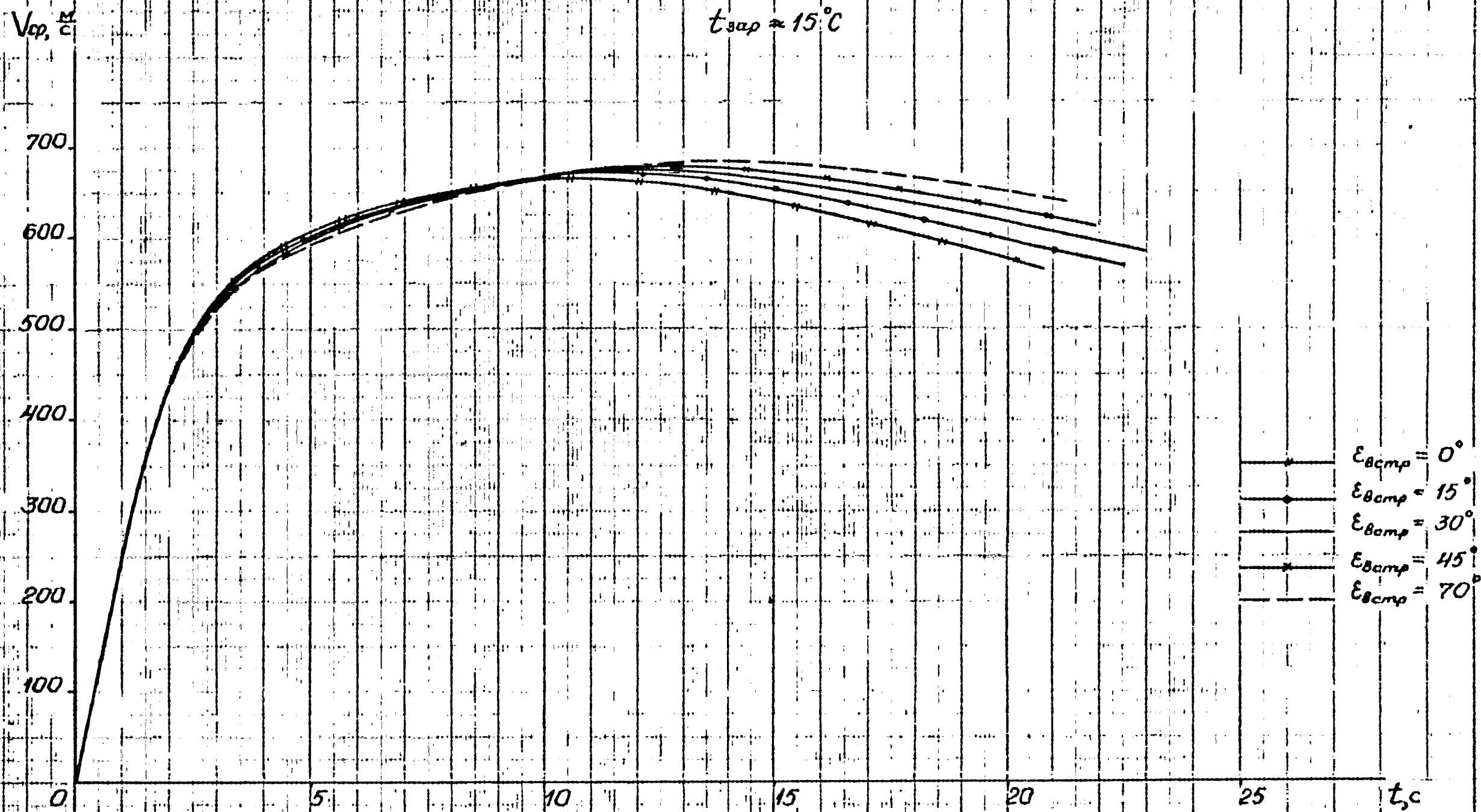


Рис. 2.10. Изменение средней скорости полета по времени.



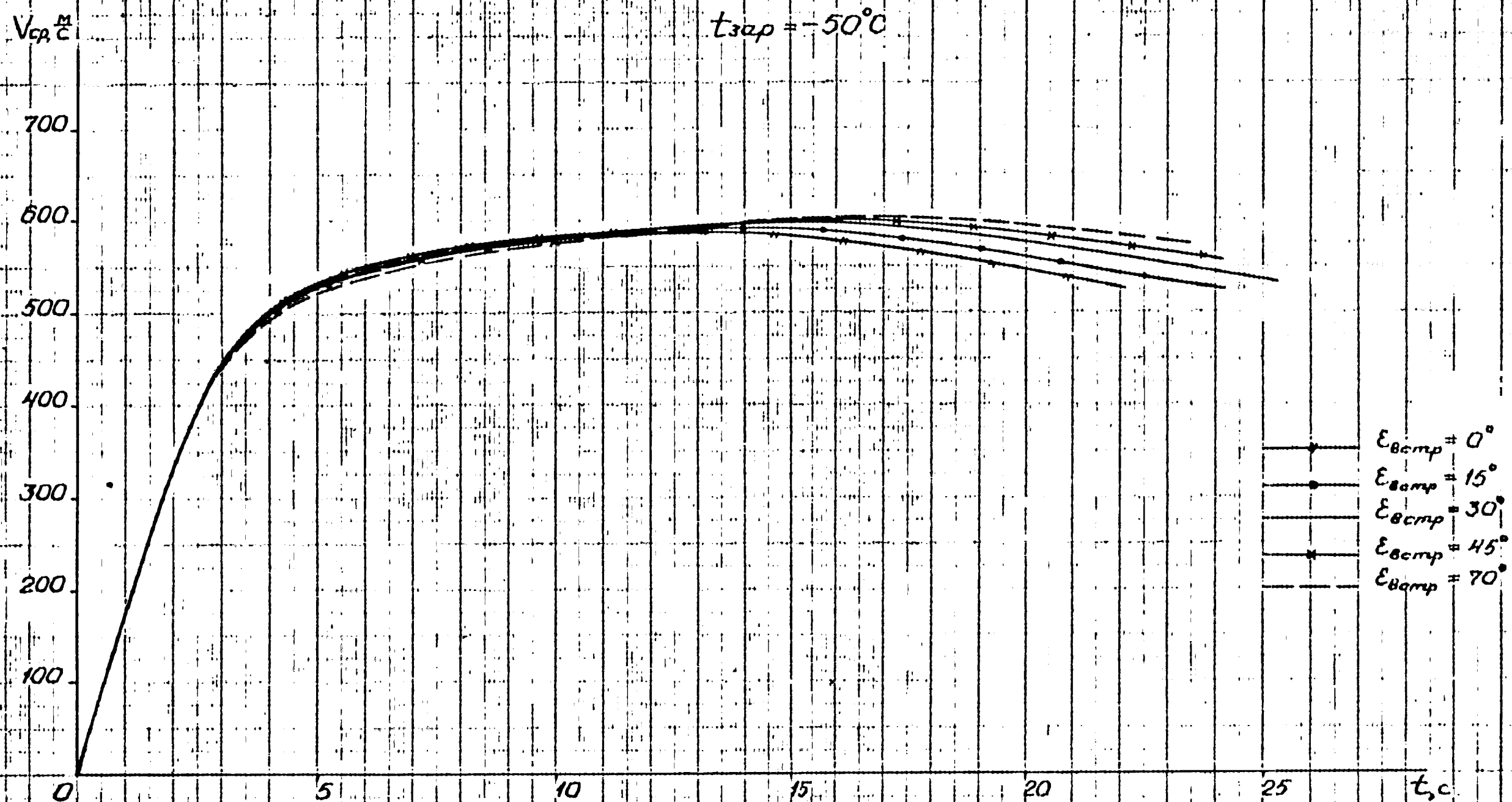


Рис. 2.11. Изменение средней скорости полета по времени

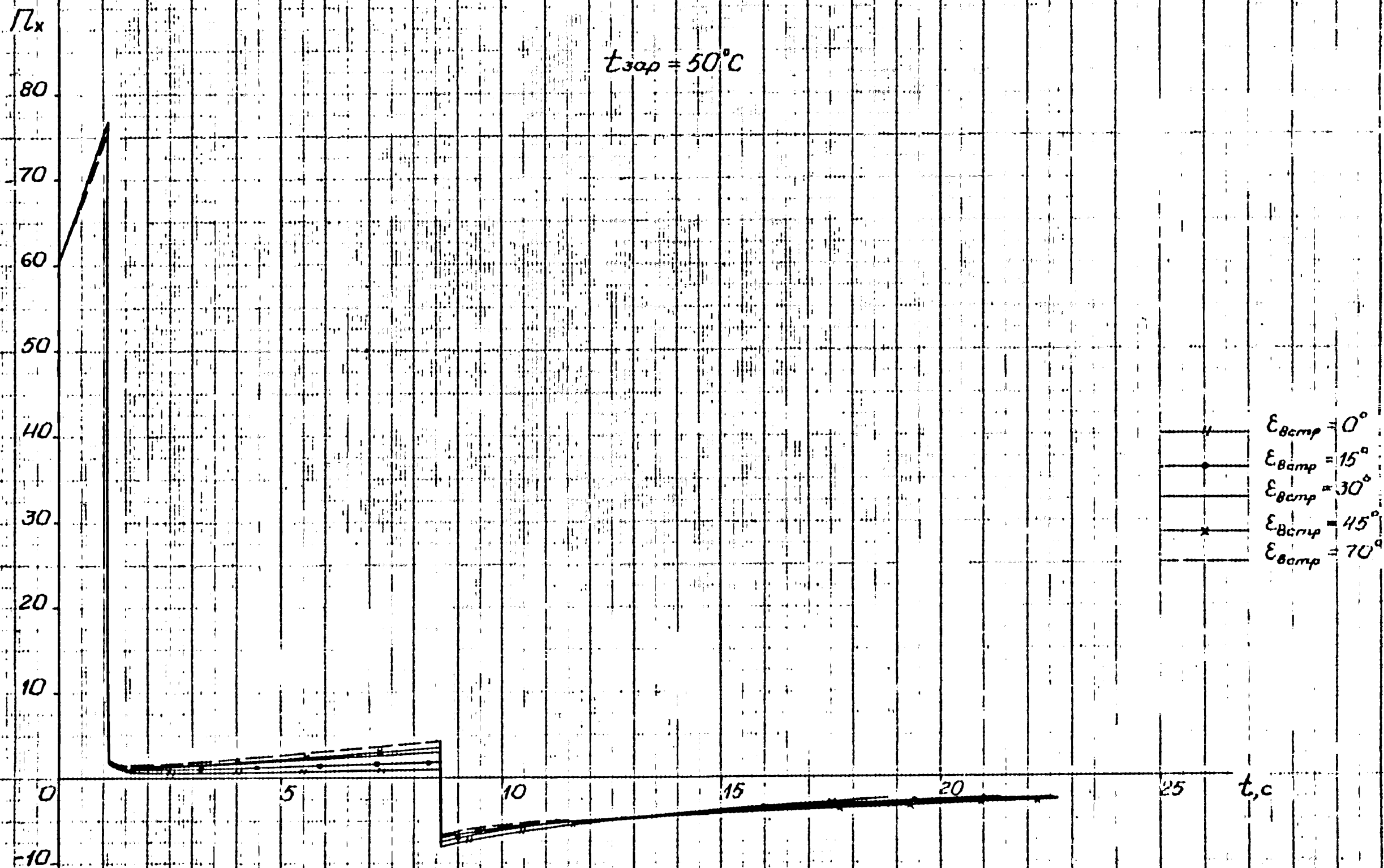


Рис. 2.12. Изменение продольных перегрузок по времени.

$t_{зар} \approx 15^\circ\text{C}$

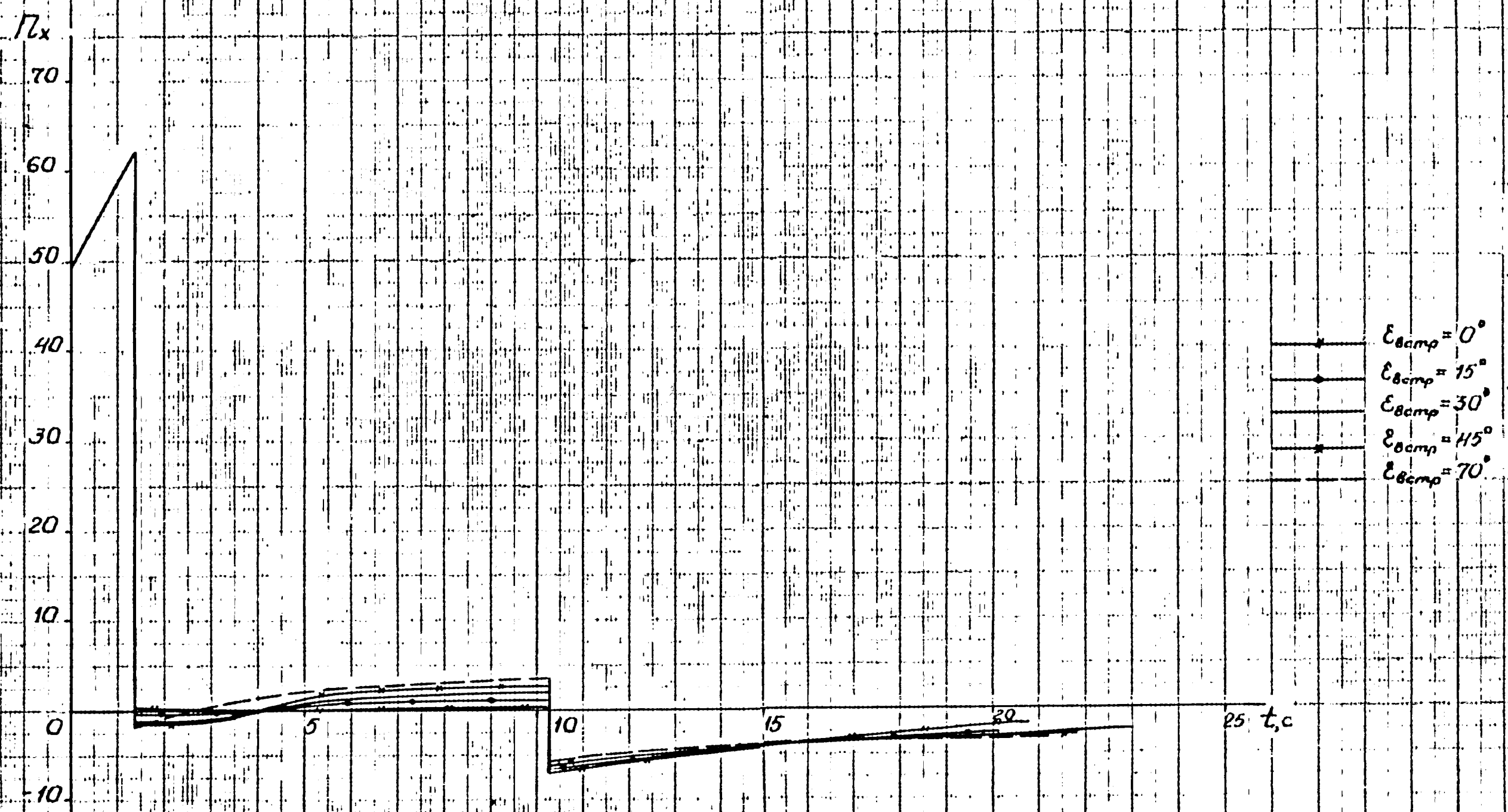


Рис.2.13. Изменение продольных перегрузок по времени.

$t_{\text{зоп}} = -50^{\circ}\text{C}$

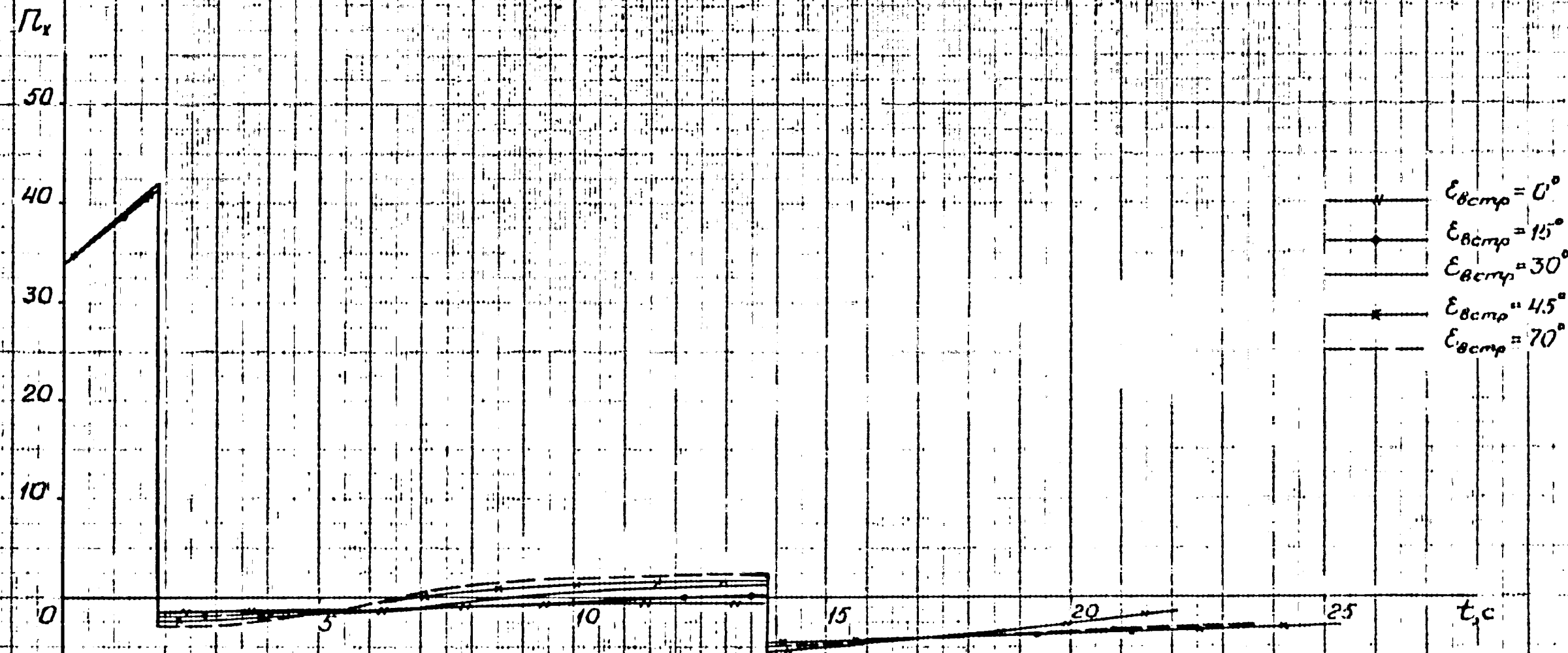


Рис. 2.14. Изменение продольных перегрузок по времени.

Имя	Имя	Имя	Имя	Имя
Имя	Имя	Имя	Имя	Имя

45H6T.0000.0377

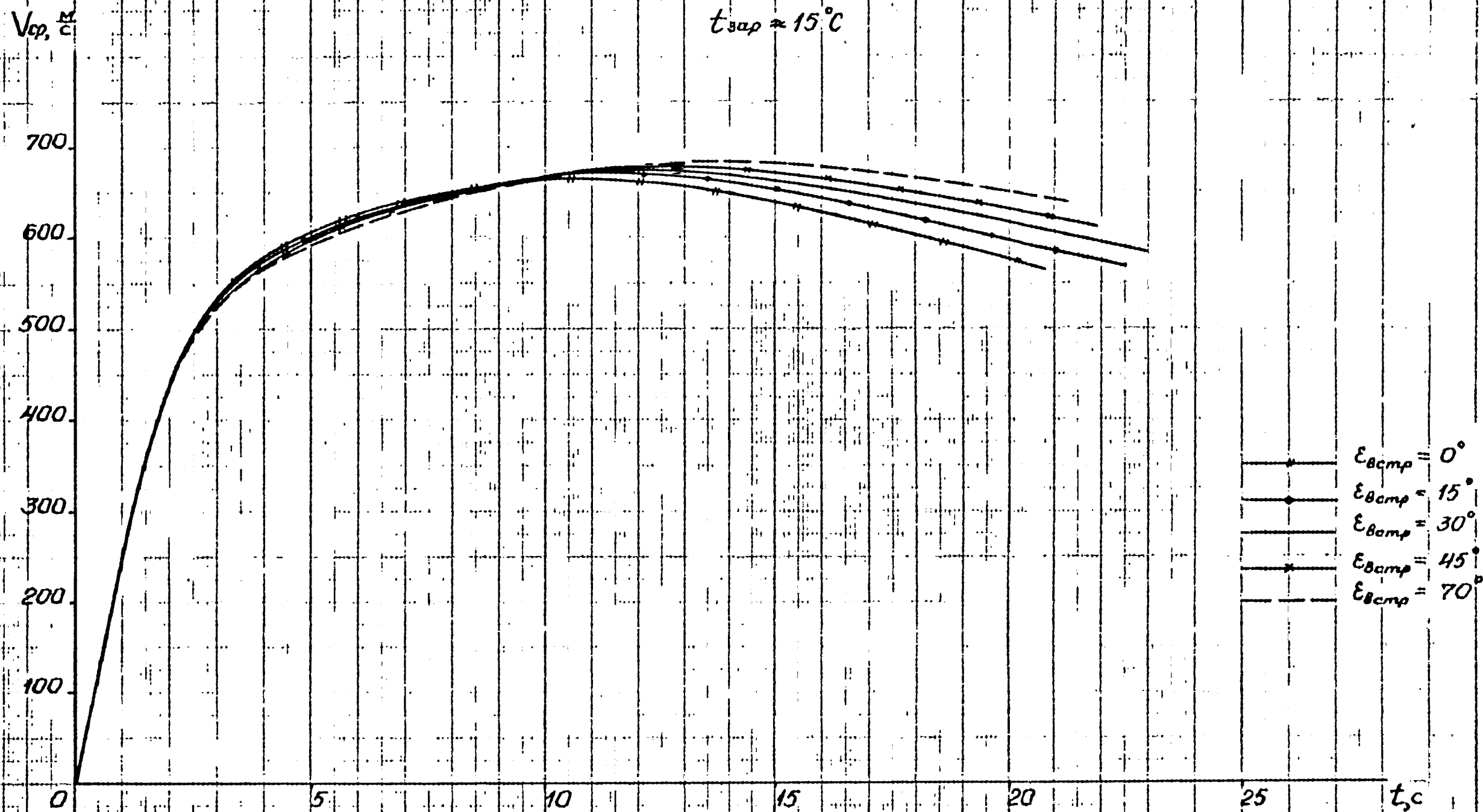


Рис. 2.10. Изменение средней скорости полета по времени.

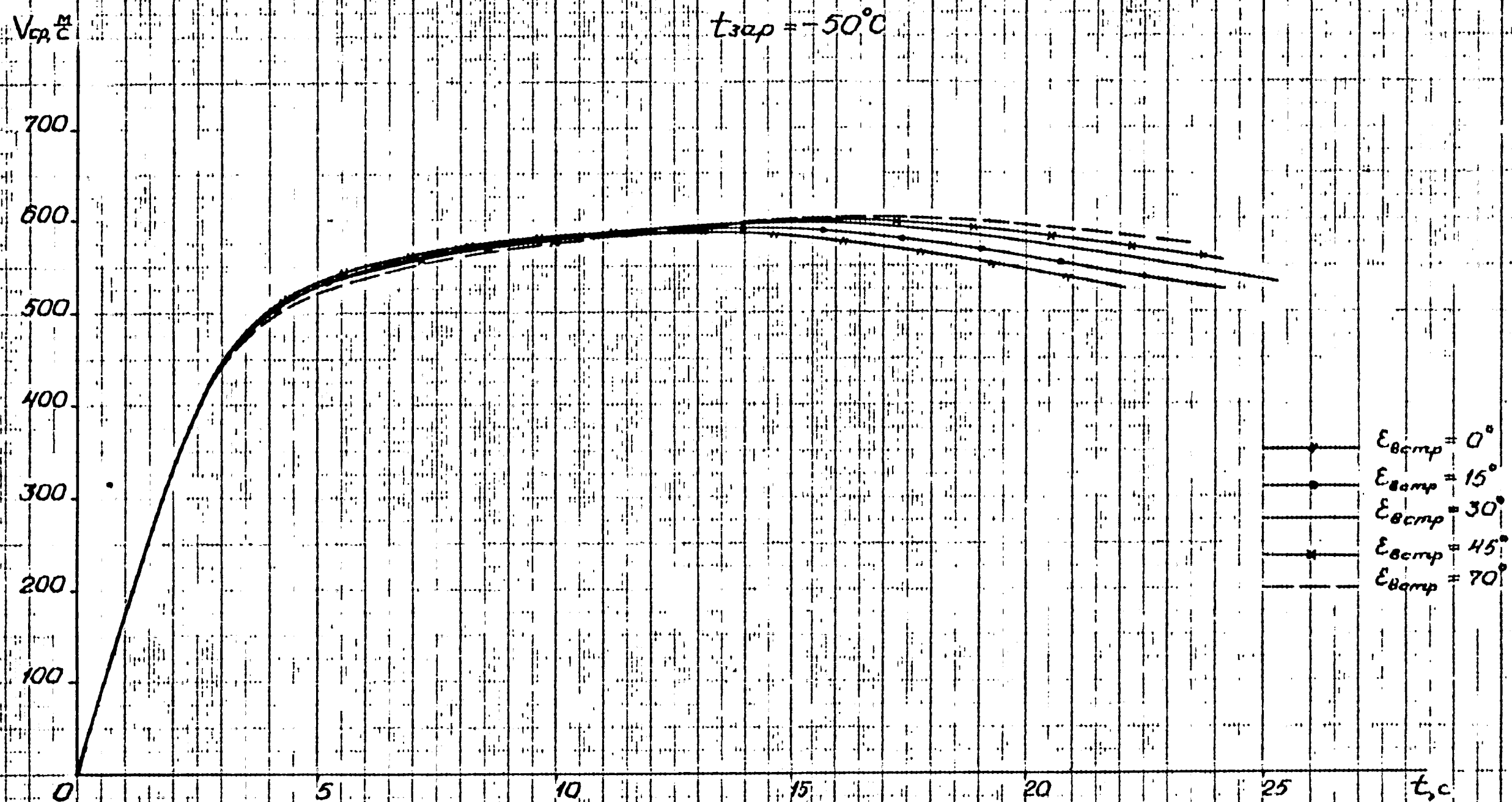


Рис. 2.11. Изменение средней скорости полета по времени

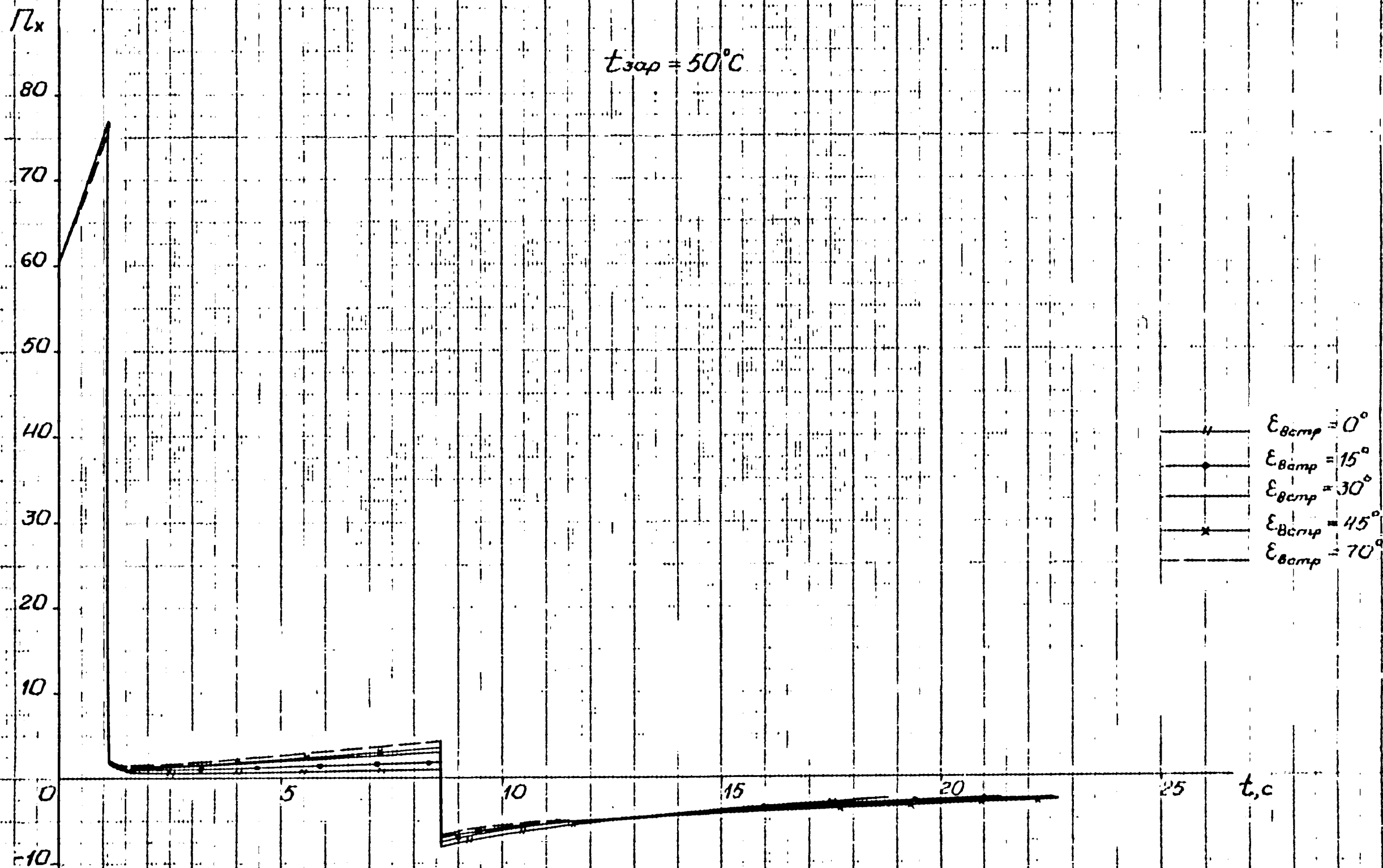


Рис. 2.12. Изменение продольных перегрузок по времени.



$t_{зар} \approx 15^\circ\text{C}$



Рис. 2.13. Изменение продольных перегрузок по времени.



$t_{\text{зоп}} = -50^{\circ}\text{C}$

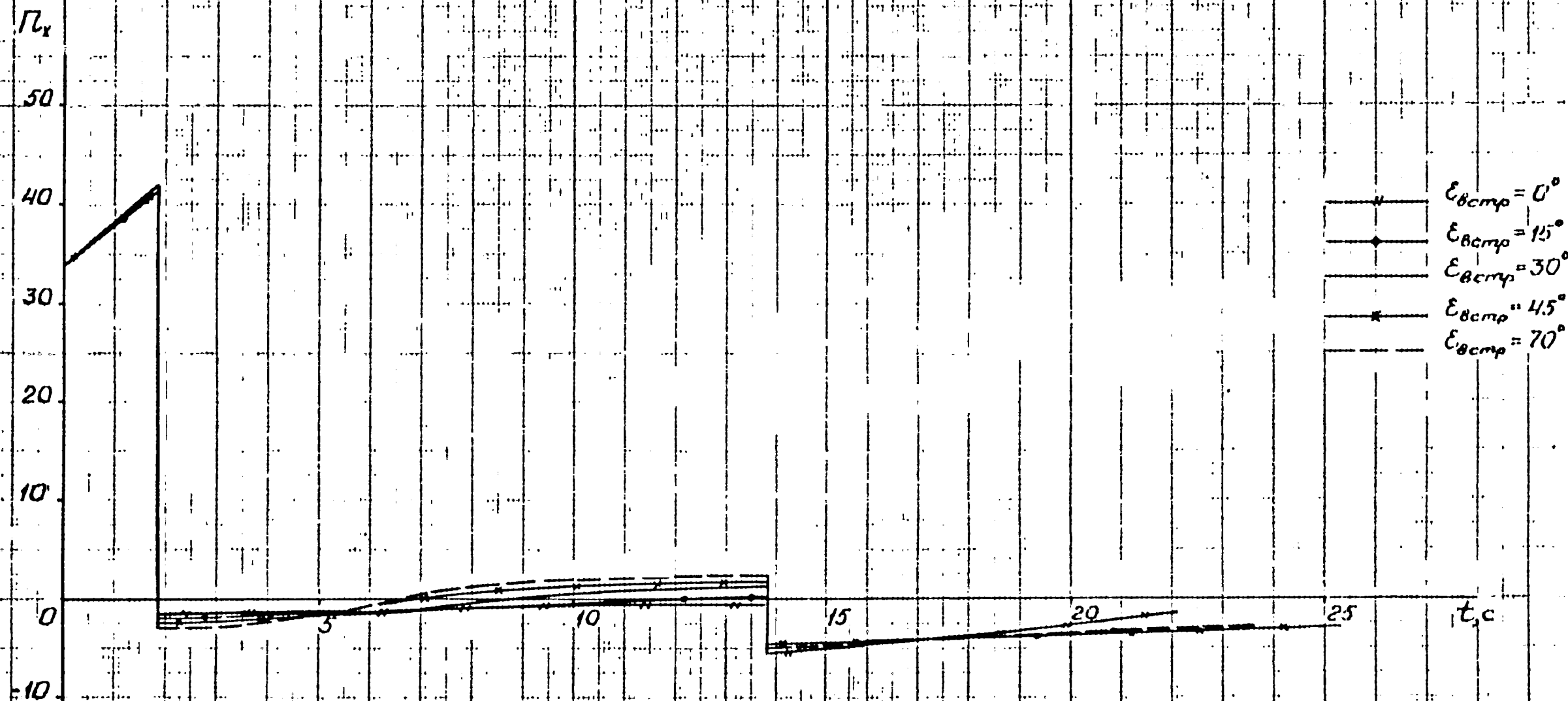


Рис. 2.14. Изменения продольных перегрузок по времени.

Имя	Имя	Имя	Имя	Имя
Имя	Имя	Имя	Имя	Имя

45H6T.0000.037

### 3. О Ц Е Н К А Э Ф Ф Е К Т И В Н О С Т И

Ракета 45Н61 предназначена для поражения низколетящих авиационных крылатых ракет типа АЛКМ, самолетов тактической авиации и боевых вертолетов.

Ввиду того, что ракета 45Н61 системы 7516 проектируется на базе ракеты 9М330 системы 9К330, на ракете 45Н61 сохраняется боевая часть 9Н316, разрабатываемая предприятием п/я А-5498 для ракеты 9М330.

В отличие от ракеты 9М330 на ракете 45Н61 устанавливается полуактивная головка самонаведения и многофункциональный блок аппаратуры, в связи с чем возникает необходимость и целесообразность разработки нового радиовзрывателя 8616 взамен рассмотренного предприятием п/я Р-6047 в эскизном проекте ракеты 45Н6. Предварительная проработка радиовзрывателя, основанного на применении полуактивного двухканального фазо-амплитудного пеленгатора с доплеровской селекцией принимаемых сигналов, проведена предприятием п/я А-3325.

#### 3.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

##### 3.1.1. У с л о в и я в с т р е ч и р а к е т ы с ц е л я м и

При проработке вопросов построения нового радиовзрывателя и для оценки эффективности боевого снаряжения в качестве основных целей рассмотрены: авиационная крылатая ракета типа АЛКМ, самолеты *Г*-4 и *Г*-15 и боевой вертолет типа "Хью-Кобра".

Координаты точек и условия встречи ракеты с целями, использованные в расчетах, представлены в табл. 3.1.

					45Н61. 0000. 0ЭП	Лист 37
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		

Таблица 3.1

Тип цели	№ точки встр.	$D$ , км	$H$ , км	$V$ , м/с	$\beta_p$ , град	$\epsilon_p$ , град	$V_z$ , м/с	$\beta_z$ , град	$\epsilon_z$ , град	$V_{отн.}$ , м/с
АКР типа АЛКМ	1	7÷10	0,06	500	0	-20	200	180	0	690
	2	7÷10	0,30	500	0	-20	300	180	0	790
	3	4÷5	0,30	750	0	-10	300	180	0	1050
	4	7÷10	0,30	500	-30	-20	300	180	0	770
Самолеты типа $F-4$ , $F-15$	1	6	5,5	760	-18	68	560	180	0	1090
	2	10	2,0	420	-55	1	560	180	0	870
	3	10	2,0	410	-57	1	420	180	0	730
	4	8	2,0	560	-50	8	560	180	0	1010
Вертолет типа "Хью-Кобра"	1	6	5,0	760	-18	68	140	180	0	820
	2	10	2,0	420	-55	1	140	180	0	510
	3	8	2,0	560	-50	8	140	180	0	650

В таблице обозначено :

$D, H$  - наклонная дальность и высота точки встречи ракеты с целью соответственно,

$V_p(V_z)$  - скорость ракеты (цели),

$\beta_p(\beta_z), \epsilon_p(\epsilon_z)$  - углы, определяющие направление проекций вектора скорости ракеты (цели) в горизонтальной и вертикальной плоскостях земной системы координат.

45Н6Т.0000.03П

Лист

38

Изм. Лист № докум. Подп. Дата

### 3.1.2. Характеристики уязвимости целей

Характеристики поражающего действия осколков и характеристики уязвимости цели типа *Г-4* приняты в соответствии с согласованным приложением № I к "Исходным данным на разработку технического предложения по зенитной ракетной системе С-400" (1974 г.).

Характеристики уязвимости ракеты типа АЛКМ, самолета типа *Г-15* и вертолета типа "Лью-Коора" взяты из материалов приложения № I-2 к итоговому отчету войсковой части 03444 по научно-исследовательской работе "Грифон" - "Исходные данные по уязвимости аэродинамических целей при действии осколочно-фугасных боевых частей (проект)" (1978г.).

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

В - для самолетов и вертолетов ;

А (при невзведенной автоматике СБЧ) - для АГ АЛКМ.

### 3.1.3. Характеристики боевого снаряжения

Боевая часть 9Н316 имеет следующие основные характеристики:

масса, кг	14,5
угол разлета 90% осколков, град	4
начальная скорость осколков в угле разлета изменяется по закону, близкому к линейному и равна, м/с :	
на переднем фронте поля поражения	1500
на заднем фронте поля поражения	2200
распределение осколков в угле разлета	близкое к равномерному

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н67.0000 03П

Лист

39

масса отдельного осколка, г	3,1
размеры осколка, мм	10x10x4
материал осколка	сталь
общее число осколков, шт.	2200
баллистический коэффициент осколка, I/м	0,016

П о л у а к т и в н ы й   р а д и о в з р ы в а т е л ь   86B6  
имеет область срабатывания, симметричную вектору относительной скорости сближения ракеты с целью, формируемую с помощью пеленгационного, (фазо-амплитудного) и доплеровского (частотного) каналов по логике "И-И".

Антенная система радиовзрывателя состоит из шести пассивных излучателей, расположенных по окружности диаметром, соизмеримым с длиной волны. Сигналы излучателей суммируются в двух параллельных каналах: в одном (суммарном) – непосредственно, в другом (разностном) – с нарастающим фазовым сдвигом от излучателя к излучателю. Такая конструкция антенны позволяет получить информацию о фазе промаха, содержащуюся в соотношении сигналов суммарного и разностного каналов.

Изменение углов срабатывания пеленгационного канала радиовзрывателя в зависимости от условий встречи ракеты с целью достигается введением в суммарный канал пеленгатора автоматической регулировки усиления сигнала, что позволяет обеспечить автоматическое изменение угла срабатывания в зависимости от отношения величины относительной скорости "ракета-цель"  $V_{отн.}$  к величине промаха  $h$ .  
Дополнительное изменение угла срабатывания может осуществляться с помощью переменной задержки  $\tau$ , изменяемой по информации о  $V_{отн.}$  со станции наведения.

Частотный канал радиовзрывателя, выполненный аналогично частотным каналам радиовзрывателей 5X47 ракеты 5Б5ГР и 88Б6 ракеты 12К6, содержит два узконаправленных исполнительных фильтров с отстройками  $\Delta F_1 = 12$  кГц и  $\Delta F_2 = 18$  кГц. В исполнительной схеме частотного канала предусмотрена постоянная задержка  $\tau$  и задержка  $\tau_3$  вводимая экстраполятором, величина которой  $\tau_3 = K_3 (t_2 - t_1)$  (где  $K_3$  – коэффициент экстраполяции, а  $t_1$  и  $t_2$  – моменты срабатывания первого и второго фильтров) является функцией условий встречи ракеты с целью:

$$\tau_3 = f(V_{отн.}, h)$$

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
------	------	----------	-------	------

45Н6Т. 0000.0ЭП

Лист  
40

### 3.2. УСЛОВНЫЕ ЗАКОНЫ ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛЕЙ.

Для оценки уровней условных законов поражения целей использованы данные по ожидаемым углам срабатывания радиовзрывателя, полученные предприятием п/я А-5325 методом математического моделирования в соответствии с принятой логикой работы радиовзрывателя.

Анализ условия встречи ракеты с целью по всей зоне поражения и координатных законов поражения целей в рассмотренных точках зоны показал, что для улучшения согласования области срабатывания радиовзрывателя с полем поражения боевой части при стрельбе по самолетам целесообразно управлять областью срабатывания РВ путем введения переменных значений коэффициента экстраполяции  $Kэ$  и величины задержки  $\tau$  в зависимости от фазы промаха  $\xi$ . Связи с этим расчеты условных законов поражения целей проведены как для случая неуправляемой по  $\xi$  области срабатывания, так и для случая управляемой области срабатывания.

Рассмотрены два варианта построения схемы срабатывания РВ, в которых реализуется :

1) Неуправляемая область срабатывания с  $Kэ=1$  и  $\tau = 1,5$  мс.

2) Один из возможных вариантов управляемой области срабатывания :

$Kэ=1,9$ и	$\tau = 1,5$ мс	при	$\xi = 0 \pm 45^\circ$
$Kэ=1,1$ и	$\tau = 1,5$ мс	при	$\xi = 90 \pm 45^\circ$
$Kэ=0$ и	$\tau = 3$ мс	при	$\xi = 180 \pm 45^\circ$
$Kэ=1,1$ и	$\tau = 1,5$ мс	при	$\xi = 270 \pm 45^\circ$ .

Результаты расчета условных законов поражения целей, осредненные по фазе промаха, представлены в табл. 3.2. Там же показаны максимально достижимые уровни условных законов поражения целей при идеальном согласовании боевого снаряжения.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	45Н67.0000.03П	Лист 41
------	------	----------	-------	------	----------------	------------

Таблица 3.2

Тип цели	№ точки встр.	Условные законы поражения целей $I(h)$								
		Неуправляемая область срабатывания РВ			Управляемая область срабатывания РВ			Идеальное согласование боевого снаряда		
		$h=5$	10	15 м	$h=5$	10	15 м	$h=5$	10	15 м
АКР типа АЛКМ	1	0,98	0,75	0,48	0,99	0,74	0,51	0,99	0,77	0,62
	2	0,99	0,75	0,48	0,99	0,75	0,52	0,99	0,77	0,60
	3	0,99	0,76	0,49	0,99	0,72	0,50	0,99	0,76	0,60
	4	0,95	0,69	0,45	0,98	0,70	0,48	0,98	0,72	0,58
Самолет типа $F-4$	1	0,60	0,54	0,47	0,60	0,73	0,51	0,87	0,78	0,51
	2	0,88	0,70	0,34	0,90	0,74	0,40	0,95	0,74	0,40
	3	0,90	0,68	0,37	0,88	0,70	0,36	0,92	0,71	0,37
	4	0,93	0,72	0,45	0,91	0,72	0,39	0,94	0,72	0,45
Самолет типа $F-15$	1	0,34	0,30	0,13	0,46	0,43	0,23	0,77	0,55	0,23
	2	0,53	0,34	0,14	0,48	0,33	0,16	0,71	0,37	0,16
	3	0,55	0,34	0,13	0,51	0,34	0,16	0,73	0,40	0,18
	4	0,55	0,36	0,16	0,48	0,39	0,19	0,70	0,37	0,19
Вертолет типа "Хью-Кобра"	1	0,89	0,84	0,68	-	-	-	0,95	0,85	0,68
	2	0,98	0,90	0,72	-	-	-	0,99	0,90	0,74
	3	0,96	0,90	0,73	-	-	-	0,99	0,90	0,75

Данные, приведенные в табл.3.2 показывают, что в рассмотренных условиях встречи ракеты с целью управление областью срабатывания РВ по принятой схеме не приводит к существенному повышению среднего уровня условного закона поражения. Из подробных материалов расчета видно, что в случае управления областью срабатывания по распределению значений условного закона по фазе промаха более равномерное, чем без управления. Однако это обстоятельство не является определяющим. Окончательное решение о целесообразности управления областью срабатывания радиовзрывателя может быть принято только после проведения дополнительных исследований различных вариантов зависимостей угла срабатывания радиовзрывателя от фазы промаха и расчетов вероятности поражения цели по всей зоне поражения во всем возможном диапазоне условий встречи ракеты с целью.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	45Н6Т.0000.0ЭП	Лист
						42

Из таблицы 3.2 видно, что боевое снаряжение ракеты 45Н6Т с принятыми в расчетах характеристиками в рассмотренных условиях встречи ракеты с целью обеспечивает достаточно высокие уровни условного закона поражения целей. Эти уровни близки к максимальным уровням, которые может обеспечить боевая часть 9Н316 при стрельбе по целям типа *Т-4*, "Хью-Кобра" и АЛКМ. Для цели типа *Т-15* на промахе 5 м значения условного закона поражения существенно отличаются от максимальных, ввиду недостаточного согласования поля поражения боевой части с областью срабатывания радиовзрывателя.

### 3.3. ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ ПОРАЖЕНИЯ ЦЕЛЕЙ

В табл. 3.3 представлены значения вероятности поражения цели одной ракетой в рассмотренных условиях встречи в зависимости от случайной составляющей ошибки наведения  $\sigma$ . Расчеты проведены по упрощенной методике при условии, что динамическая ошибка наведения  $h_d$  равна нулю.

Таблица 3.3

Тип цели	№ точки встречи	Вероятность поражения цели одной ракетой $W$			
		$\sigma = 3$	$\sigma = 5$	$\sigma = 7$	$\sigma = 8$ м
АЛКМ	1,2,3	0,95	0,87	0,78	0,73
	4	0,94	0,84	0,73	0,67
<i>Т-4</i>	1	0,87	0,72	0,57	0,5
	2	0,93	0,83	0,73	0,65
	3	0,94	0,84	0,74	0,67
	4	0,95	0,87	0,77	0,73
<i>Т-15</i>	1	0,69	0,45	0,32	0,24
	2,3,4	0,80	0,59	0,42	0,36
"Хью-Кобра"	1	0,97	0,91	0,84	0,80
	2,3	0,98	0,93	0,88	0,83

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
------	------	----------	-------	------

45Н6Т. 0000 03П

Лист

43



Из табл.3.3 следует, что при ожидаемых ошибках наведения, характеризующихся значениями  $\sigma = 7 \pm 8$  м и  $h_g = 0$ , цели типа АЛКМ,  $\mathcal{F}$ -4 и "Хью-Кобра" могут быть поражены с достаточно высокой вероятностью -  $0,67 \pm 0,78$  (АЛКМ),  $0,5 \pm 0,77$  ( $\mathcal{F}$ -4) и  $0,80 \pm 0,88$  ("Хью-Кобра").

Значения вероятности поражения самолета  $\mathcal{F}$ -15, отличающегося повышенной живучестью, при указанных ошибках наведения низки ( $0,24 \pm 0,42$ ), удовлетворительные уровни  $W$  ( $0,45 \pm 0,59$ ) достигаются при значениях  $\sigma = 5$  м.

Необходимо отметить, что при стрельбе по АР АЛКМ со взведенной автоматикой СБЧ при взаимодействии осколков с преградой с большой вероятностью может произойти активный взрыв боевой нагрузки цели. Это связано с тем, что АЛКМ оснащается системой встречного подрыва.

Для предотвращения активного взрыва специальной боевой части АЛКМ необходима боевая часть с высокоскоростными поражающими элементами, которые воздействовали бы на БВ СБЧ прежде, чем произойдет срабатывание системы встречного подрыва. По имеющимся данным время от момента воздействия на датчики системы встречного подрыва до срабатывания СБЧ составляет не более 50 мкс. В связи с этим поражающий элемент должен достигать поверхности заряда БВ СБЧ не позже, чем через 50 мкс после соударения с поверхностью цели. Предварительные оценки показывают, что для этого необходима боевая часть с поражающими элементами, имеющими скорости соударения с целью не менее 4000 м/с.

Вопросы о возможности создания такой боевой части и соответствующей ей системы подрыва требуют специальной проработки. Для проведения этих работ необходимы сведения о реальных временах срабатывания системы встречного подрыва и расстояниях между зарядом БВ СБЧ и поверхностью соответствующего отсека цели.

					45Н67.0000.03П	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		44

#### 4. З О Н А П О Р А Ж Е Н И Я

На рис. 4.1 приведена зона поражения ракеты, отражающая её боевые возможности (вертикальное сечение).

При построении зоны приняты следующие ограничения.

Дальняя граница зоны на высотах  $H=4 + 12$  км ограничена максимальной длительностью полета ракеты 25 с и составляет 13,5 км.

Дальняя граница зоны на малых высотах определяется конечной скоростью полета ракеты 300 м/с и составляет примерно 11,5 км.

Ближняя граница зоны поражения при стрельбе по самолётам и малоскоростным крылатым ракетам определяется минимальным временем, необходимым для обработки начальных условий на участке самонаведения.

Минимальное время полета на ближнюю границу определяется как сумма времен

$$t_{min} = t_{ав} + t_{зсн} + t_{кст} + t_{\theta},$$

где  $t_{ав}$  - время работы двигателя на стартовом режиме

$$t_{ав} \approx 1,3 \text{ с};$$

$t_{зсн}$  - время на поиск и захват цели головкой самонаведения

$$t_{зсн} \approx 0,5 + 0,7 \text{ с};$$

$t_{кст}$  - время переходного процесса контура стабилизации (время выхода на перегрузку)

$$t_{кст} \approx 0,1 \text{ с};$$

$t_{\theta}$  - время, потребное для отработки начальной ошибки

$$\text{по вектору скорости ракеты } (4\theta=8^\circ); t_{\theta} \approx \frac{2 \cdot \Delta \theta}{\theta} \approx 0,7 \text{ с}.$$

Таким образом, минимальное время полета на ближнюю границу составляет  $t_{min} \approx 2,8 \text{ с}$ , что соответствует дальности 1,5 + 2 км.

45Н6Т.0000.0ЭП

H,  
км

10

5

0

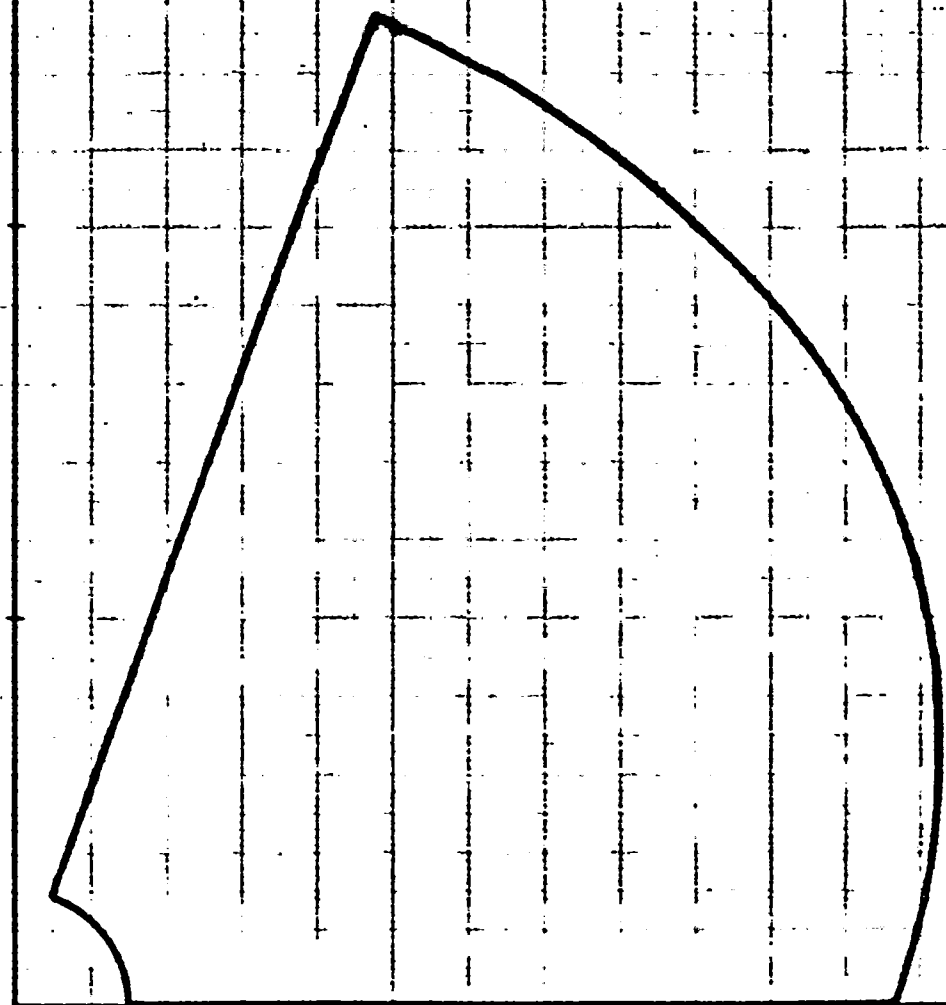
5

10

15

20 X, км

Рис. 4.1. Зона поражения.



ПРОЕКТ ОСНОВНЫХ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ  
ТРЕБОВАНИЙ К РАКЕТЕ 45Н6Т

Ракета 45Н6Т предназначена для самообороны активных средств ЗВК ПВО страны - увеличения плотности стрельбы в условиях отражения массированных налетов средств воздушного нападения на предельно малых и малых высотах (до 12 км).

Основными целями являются крылатые ракеты типа АЛКМ. Должны быть определены боевые возможности ракеты по самолетам типа F-4, F-15, FВ-111 и вертолетам типа "хью-Коора".

2. Ракета должна обеспечивать следующие летно-баллистические характеристики :

дальность полета на низких траекториях - 11,5 км, конечная скорость 300 м/с ;

дальность полета на высотах 4÷12 км - 13,5 км, конечные скорости 300÷470 м/с; средние скорости на этой дальности 630÷530 м/с.

3. Располагаемые перегрузки ракеты должны составлять :

в диапазоне дальностей 1÷7 км - 30 ;

на дальности 12 км в диапазоне высот 4÷12 км - 5 (в каждом канале управления).

4. Ракета должна обеспечивать поражение заданных целей на параметре 9 км до высот 10 км.

Ближняя граница зоны поражения не более 1,5÷2 км.

5. Старт ракеты - вертикальный, из транспортно-пускового контейнера с помощью катапультирующего устройства. Перед стартом производится разворот пусковой установки по азимуту для совмещения биссекторной плоскости ракеты с плоскостью склонения.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т. 0000 ОПН1

Лист

47

Включение двигателя производится в полете по сигналу, вырабатываемому на борту ракеты.

6. Наведение ракеты на цель происходит по командам с полу-активной радиолокационной головки самонаведения.

7. К моменту начала самонаведения разброс по положению вектора скорости ракеты не должен превышать  $\pm 6^\circ$  относительно невозмущенной траектории.

8. Масса боевой части должна быть не более 14,5 кг.

9. Время подготовки ракеты к старту при нахождении на пусковой установке – не более 7с; время от момента выдачи команды "Пуск" до начала движения ракеты  $\sim 1с$ .

10. Минимальный интервал пуска ракет при залповой стрельбе должен быть  $2 \div 3 с$ .

11. Вероятность поражения одной ракетой самолетов тактической авиации (типа F-4), при точности наведения  $\sigma_n = 7 \div 8 м$  (среднеквадратическое значение) должна быть не менее  $0,5 \div 0,7$ .

12. Надёжность ракеты должна характеризоваться следующими показателями:

Коэффициентом боевой готовности ракеты

$$K_{БРГ} = \begin{cases} 0,981 \text{ на I-м году эксплуатации,} \\ 0,9 \text{ на IO-м году эксплуатации; } \end{cases}$$

Коэффициентом боевой работы ракеты

$$K_{БРР} = \begin{cases} 0,925 \text{ на I-м году эксплуатации,} \\ 0,772 \text{ на IO-м году эксплуатации.} \end{cases}$$

13. Ракета должна обеспечивать нормальную боевую работу комплекса при ветре до 30 м/с и размещении на высотах до 3000 м над уровнем моря.

14. Срок хранения ракеты в ТПК в естественных условиях и на ПУ 10 лет.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

45Н6Т.0000.0ЭП

Лист

48

В разработке материалов проекта принимали участие:

- от отдела 80: Архангельский И.И., Бестужев С.С., Боканов Г.А.,  
Горлова Г.А., Гришук Л.И., Гуськова З.С.,  
Егорова Л.Д., Иоринов Е.С., Калогин Ю.Г.,  
Карпов В.И., Карпов С.Е., Красиков А.И.,  
Кулагина Г.Р., Мизрохи В.Ч., Мынкин Ю.Г.,  
Никулин Н.Н., Озеринин В.Н., Пантелеев Н.И.,  
Пелиховский А.В., Правдина О.Д., Рязанов Г.И.,  
Санкин В.К., Старожилов К.А., Тишков В.П.,  
Ретиков С.К., Химич О.М., Хитенков С.П.,  
Чудов Е.Р., Яковлева М.А.;
- от отдела 81: Воскресенский А.М., Гузиков Ч.Л., Елизерова Ф.К.,  
Захаров К.Р., Кулагин Н.Т., Малийковская В.Н.,  
Маничев Е.В., Раагоенов А.А., Сафонов В.Е.,  
Станевский Г.А., Петерин Ю.Г.;
- от отдела 82: Анастасиади С.З., Зимовнов А.З., Пономарев З.И.,  
Потемкин А.С., Галышкин А.В., Щерякова С.А.;
- от отдела 83: Борисов П.И., Бредихин Г.Г., Глазков В.П.,  
Ильина М.В., Кочлов О.Г., Тюрин С.Н.,  
Ушаков В.И., Харькова Е.П.;
- от отдела 86: Банников Г.П., Никитин А.Г., Гомаленцев В.М.,  
Пютин Л.Ф., Чегинышев Л.Н.;
- от отдела 19: Антонова З.А., Цветков Н.А.;
- от отдела 92: Зобер Е.Б., Ломазов А.Г.;
- от лаборатории 09: Кабанов Р.А.

					45Н6Т.0000.0ЭП	49
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		