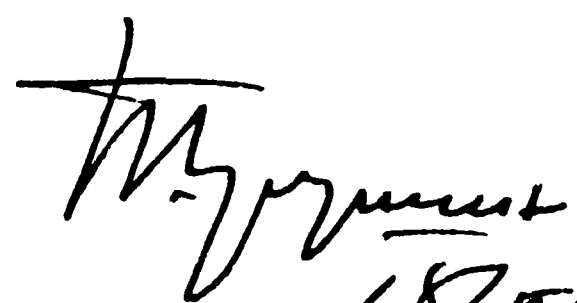


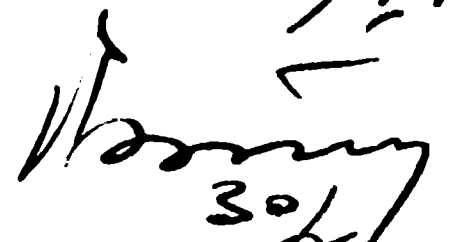
П Р И Л О Ж Е Н И Е

К " ЭСКИЗНОМУ ПРОЕКТУ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ
В-760 СО СПЕЦИАЛЬНЫМ БОЕВЫМ ЗАРЯДОМ " ЮСГ " "


ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
ОКБ-2 ГКАТ

 /П.ГРУШИН/
18.5.61

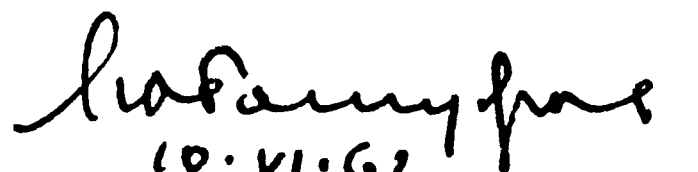
ЗАМ.ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА

 /В.КОТОВ/
30.4


НАЧАЛЬНИК ПРОЕКТНОГО ОТДЕЛА

 /Б.ПУХОВ/
25.5.61

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
ФИЛИАЛА ОКБ-2

 /М.ЛЮБОМУДРОВ/
10. VI. 61

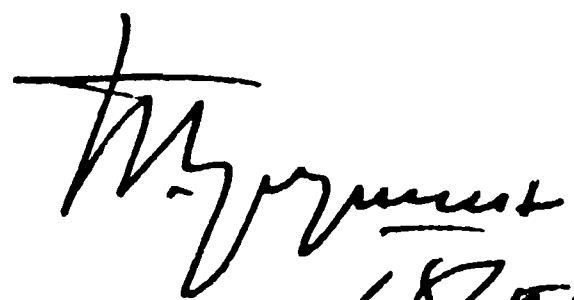
ВЕДУЩИЙ КОНСТРУКТОР

 /Г.КИРИЧЕНКО/
25.5.61


П Р И Л О Ж Е Н И Е

К " ЭСКИЗНОМУ ПРОЕКТУ ЗЕНИТНОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ
В-760 СО СПЕЦИАЛЬНЫМ БОЕВЫМ ЗАРЯДОМ " Ю5Г " "


ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
ОКБ-2 ГКАТ

 /П.ГРУШИН/
18.5.61

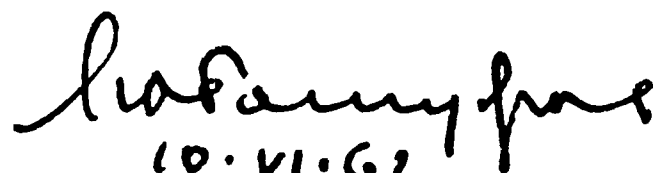
ЗАМ.ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА

 /В.КОТОВ/
30.4


НАЧАЛЬНИК ПРОЕКТНОГО ОТДЕЛА

 /Б.ПУХОВ/
25.5.61

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
ФИЛИАЛА ОКБ-2

 /М.ЛЮБОМУДРОВ/
10. VI. 61

ВЕДУЩИЙ КОНСТРУКТОР

 /Г.КИРИЧЕНКО/
25.5.61

С О Д Е Р Ж А Н И Е

	Стр.
Введение	4
Глава I. <u>Уточнение летных данных ракеты</u>	6
Глава II. <u>Уточнение характеристик контуров</u> <u>управления и стабилизации ракеты</u>	15
1. Устойчивость контуров стабилизации и управления	16
2. Устойчивость и качество стабилиза- ции ракеты по крену после сброса ускорителя с учетом нелинейности кон- тура стабилизации	30
3. Влияние переключения с основного блока управления и визирования на дублирующий на точность наведения ракеты	33
4. Оценка эксплуатационной надежности ракеты	37
Глава III. <u>Изменения в двигательной установке и</u> <u>конструкции планера ракеты</u>	40
1. Изменения в двигательной установке.	41
2. Изменения в конструкции планера....	59
Глава IV. <u>Электросистема ракеты. Виброустойчи-</u> <u>вость бортовой аппаратуры и боевой части</u>	64
1. Электросистема ракеты	65
2. Стыковка электросистемы ракеты с боевой частью. Система обогрева боевой части	85
3. Виброустойчивость бортовой аппарату- ры ракеты и боевой части	94

стр.

Глава У. Подготовка ракеты в техническом
дивизионе. Наземное оборудование.

97

1. Подготовка ракеты на технологи-
ческом потоке ТД и ЗРД

98

2. Наземное контрольное и вспомога-
тельное оборудование. Пусковая
установка

101

Глава У1. Анализ выполнения ТТЗ на ракету..

104

В В Е Д Е Н И Е

В настоящем дополнении к „Эскизному проекту зенитной управляемой ракеты В-760 со специальным боевым зарядом "105Г" (выпущенному в ноябре 1960г.) приведены уточненные материалы по разбросу летных данных ракеты в зависимости от состояния атмосферных условий и допустимого разброса тяг маршевого двигателя и ускорителя, дополнительные данные по параметрам контуров управления и стабилизации, ^{а также} предварительная оценка эксплуатационной надежности ракеты.

Кроме того, приведены конструктивные изменения элементов корпуса, бортовой электросистемы и двигательной установки ракеты, повышающие ее эксплуатационные характеристики (надежность, простоту эксплуатации и др.), внесенные по результатам совместных испытаний ракеты В-755 и с учетом замечаний 4 ГУ МО на эскизный проект ракеты В-760. На основе окончательной компоновки боевой части и блока автоматики предохранения и подрыва на ракете показаны изменения конструкции отсека № 2^а, вызванные наличием системы обогрева боевой части.

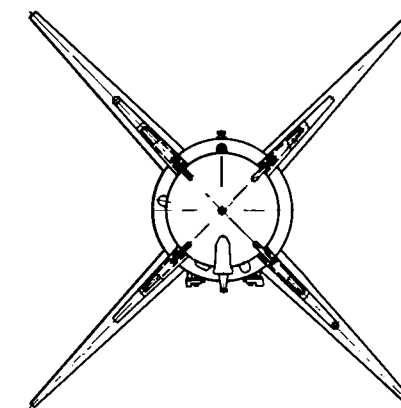
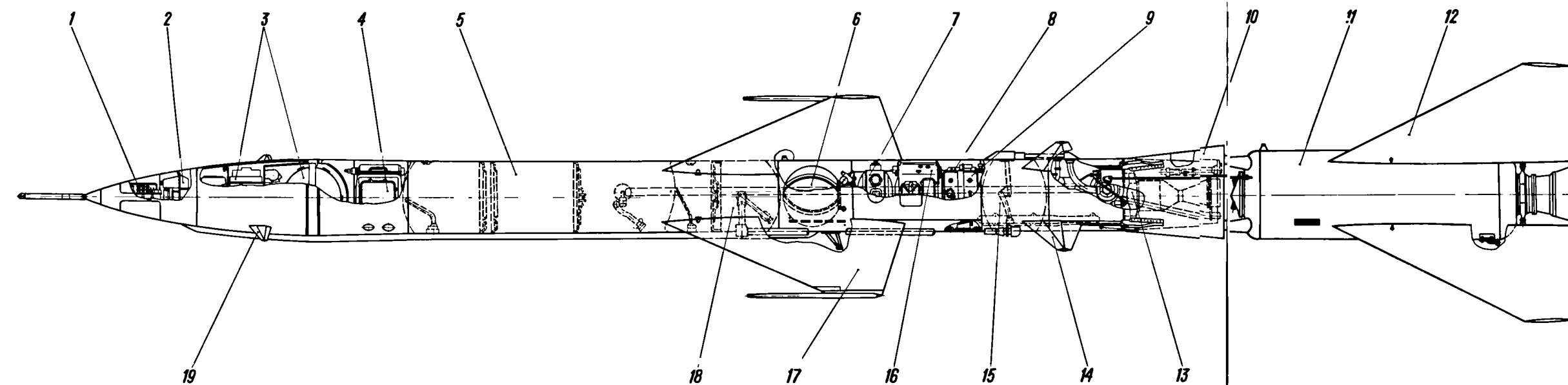
Уточненная компоновка ракеты В-760 приведена на рис. 0.1.

Даны также согласованные с разработчиком боевой части (НИИ-1011) уточненная схема подготовки ракеты В-760 на технологическом потоке технического дивизиона и краткие сведения о передвижной ремонтно-технической базе на автотяге (ПРТБА), используемой для подготовки специальных боевых частей в войсках.

Часть вопросов, затронутых в замечаниях 4 ГУ МО и относящихся к вероятности поражения целей специальной боевой частью, будут отражены в специальном отчете ОКБ-2.

Вопросы выдачи станцией наведения команды на подрыв боевой части (Кз) при наведении по методу "трехточка" при отсутствии ^{точной} информации по дальности и зоны поражения целей в случае применения пассивных помех рассматриваются головным разработчиком комплекса (КБ-1 ГКРЗ).

Заключение по аэродинамике и прочности ракеты В-760, а также материалы по продувке моделей в трубах будут представлены заказчику непосредственно ЦАГИ.



1-датчики, 2-радиотелеметрическая станция, 3-специальная боевая часть, 4-блок радиуправления, 5-бак „0“, 6-воздушно-арматурный блок, 7-автопилот, 8-преобразователь тока ПТО-800, 9-батарея бортового питания, 10-упорный конус, 11-пороховой ракетный двигатель, 12-стабилизатор, 13-жидкостный ракетный двигатель, 14-руль, 15-бак Г₂, 16-блок радиуправления (дублирующий), 17-крыло, 18-бак Г₁, 19-дестабилизатор.

Рис.0.1. Компоновка ракеты

ГЛАВА I
УТОЧНЕНИЕ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ
РАКЕТЫ.

В настоящей главе представлены материалы по разбросу летных данных ракеты от номинальных в зависимости от следующих факторов: состояния атмосферы, разброса времени работы ускорителя и разброса тяги маршевого двигателя в пределах допусков. Допуск на тягу маршевого МРД составляет ± 150 кг. При этом разброс летных данных определен для двух самых неблагоприятных сочетаний исходных параметров:

I вариант:

- минимальное время работы ускорителя - $t_1 = 2,5$ сек;
- максимальное значение тяги МРД - $T_0 = 3650$ кг;
- время активного полета $t_a = 49,2$ сек (при выработке 92% топлива);
- условия полета в летних атмосферных условиях - индекс "лето".

II вариант:

- максимальное время работы ускорителя $t_1 = 4$ сек;
- минимальное значение тяги МРД $T_0 = 3350$ кг;
- время активного полета $t_a = 55,0$ сек (при выработке 92% топлива);
- условия полета в зимних атмосферных условиях - индекс "зима".

При расчете летных данных ракеты в условиях полета при различном состоянии атмосферы использованы труды Центральной аэрологической обсерватории (ЦАО), в которых приведены среднегодовые данные состояния атмосферы в районе Подмосковья. Изменение массовой плотности, скорости звука и давления в зависимости от высоты полета приведены на рис. 1.1 и 1.2, получены расчетом при решении уравнения состояния идеального газа при двух крайних значениях изменения температуры воздуха по высотам.

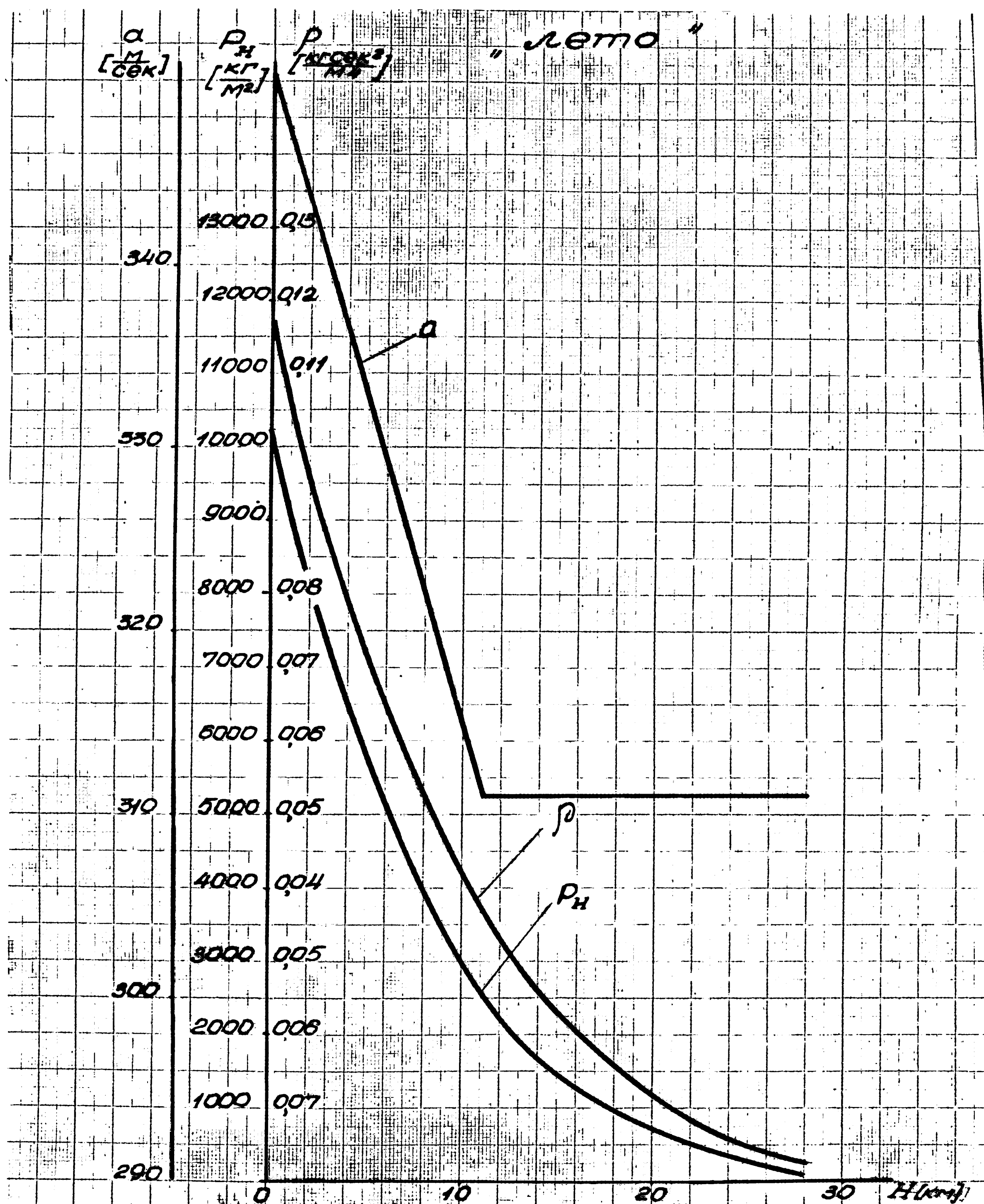


Рис. 1.1. Средние значения плотности (ρ) воздуха, барометрического давления (P_n) и скорости звука в воздухе (a) для летнего состояния атмосферы в районе Подмоскobia

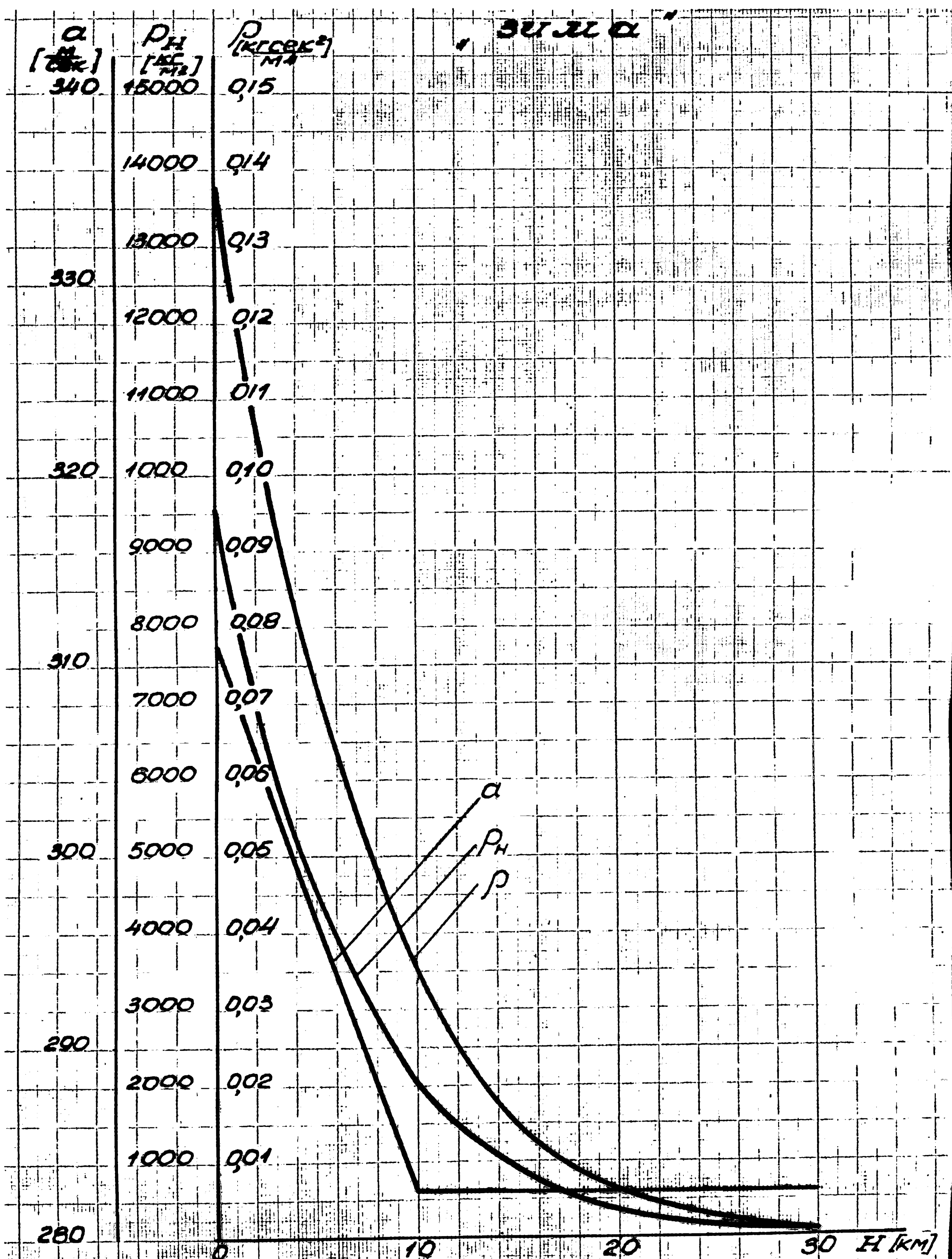


Рис. 1.2. Средние значения плотности (ρ) воздуха, барометрического давления (ρ_H) и скорости звука в воздухе (α) для зимнего состояния атмосферы в районе Подмосковья

На рис. 1.3 показаны предельные значения дальности активного полета ракеты до высоты 50 км при различных условиях полета. Значения средней скорости полета ракеты в конце активного участка траектории в зависимости от угла наклона траектории к горизонту для тех же условий полета отличаются от номинальных не более, чем на 30 м/сек.

Летные данные ракеты в виде зависимости скорости и дальности полета ракеты от времени приведены на рис. 1.4 и 1.5.

Результаты расчетов показывают, что дальность активного полета ракеты в летних условиях состояния атмосферы несколько уменьшается по сравнению с дальностью полета при номинальных условиях и составляет 35,4-36,8 км, т.е. дальность уменьшилась всего лишь на 300 - 800 м.

Летные данные рассчитывались на средние условия вывода ракеты на траекторию метода наведения и при условном ограничении минимального процента выработки топлива 92%. Тактический разброс летных данных ракеты при действии всех факторов может быть несколько большим, чем приведенный.

В дополнение к летным данным ракеты, приведенным в эскизном проекте, на рис. 1.6 приведены летные данные ракеты при полете по траектории с углом наклона 10° .

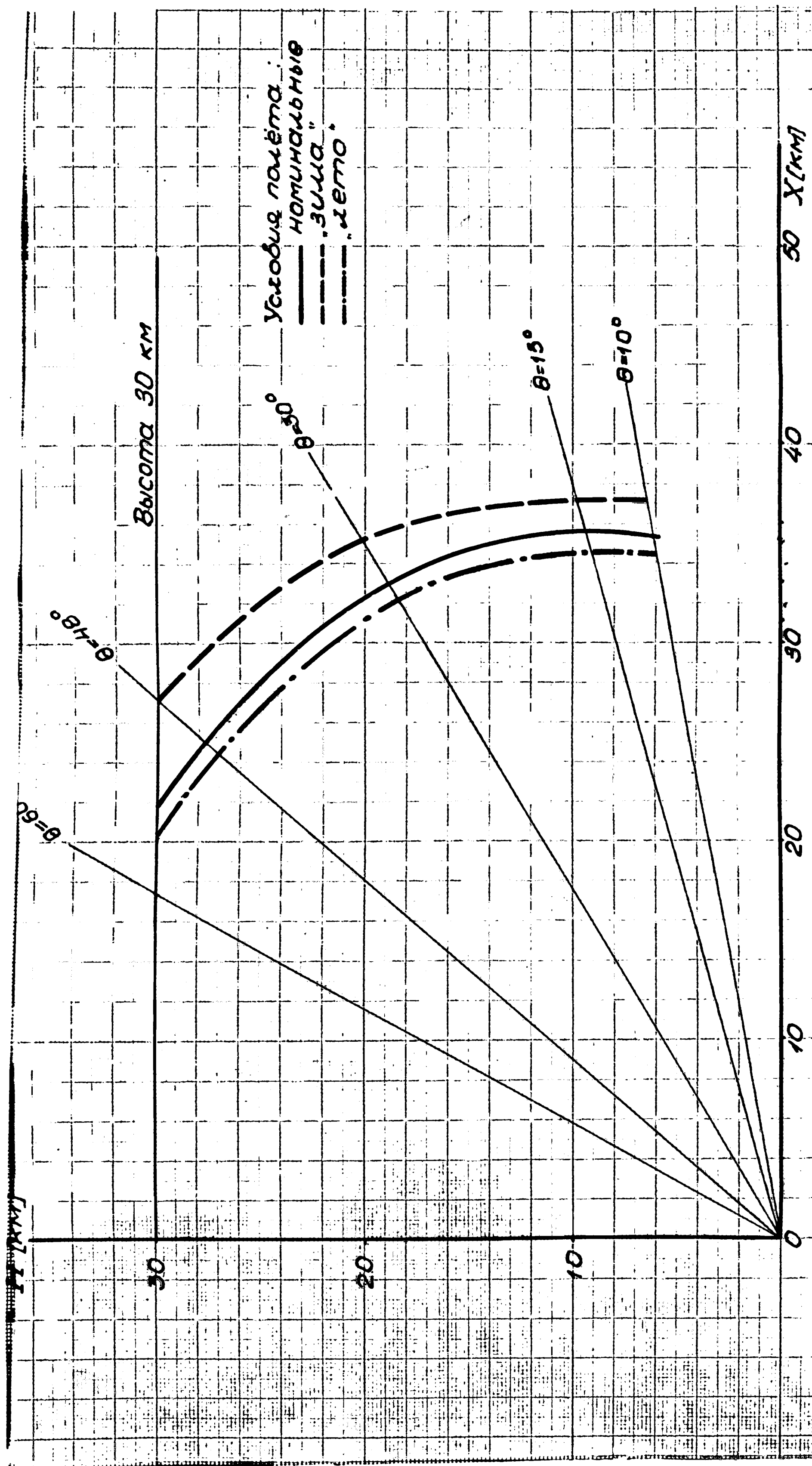
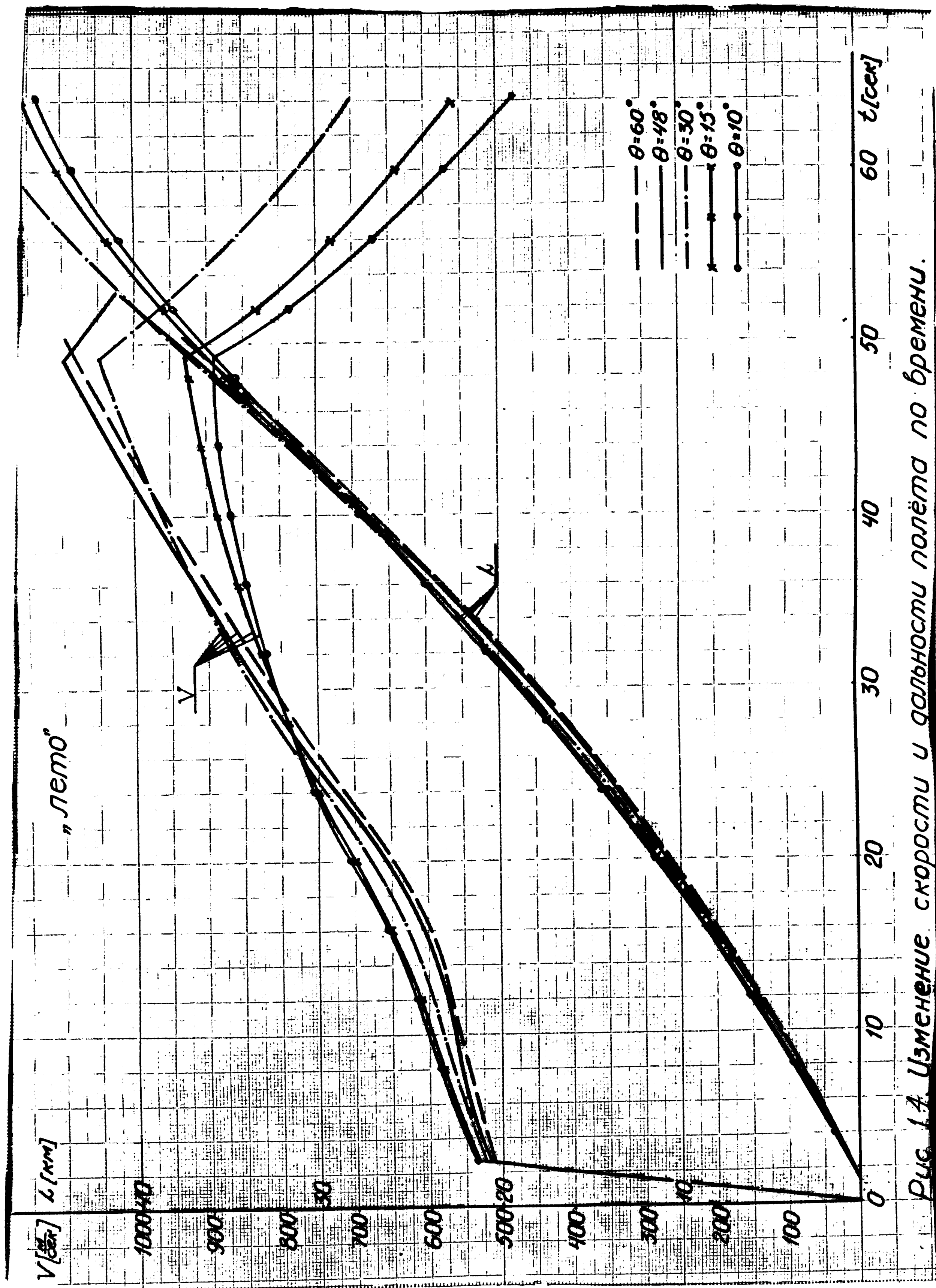


Рис. 1.3. Предельные значения дальности полёта ракеты
до высоты 30 км в зависимости от различных условий полёта



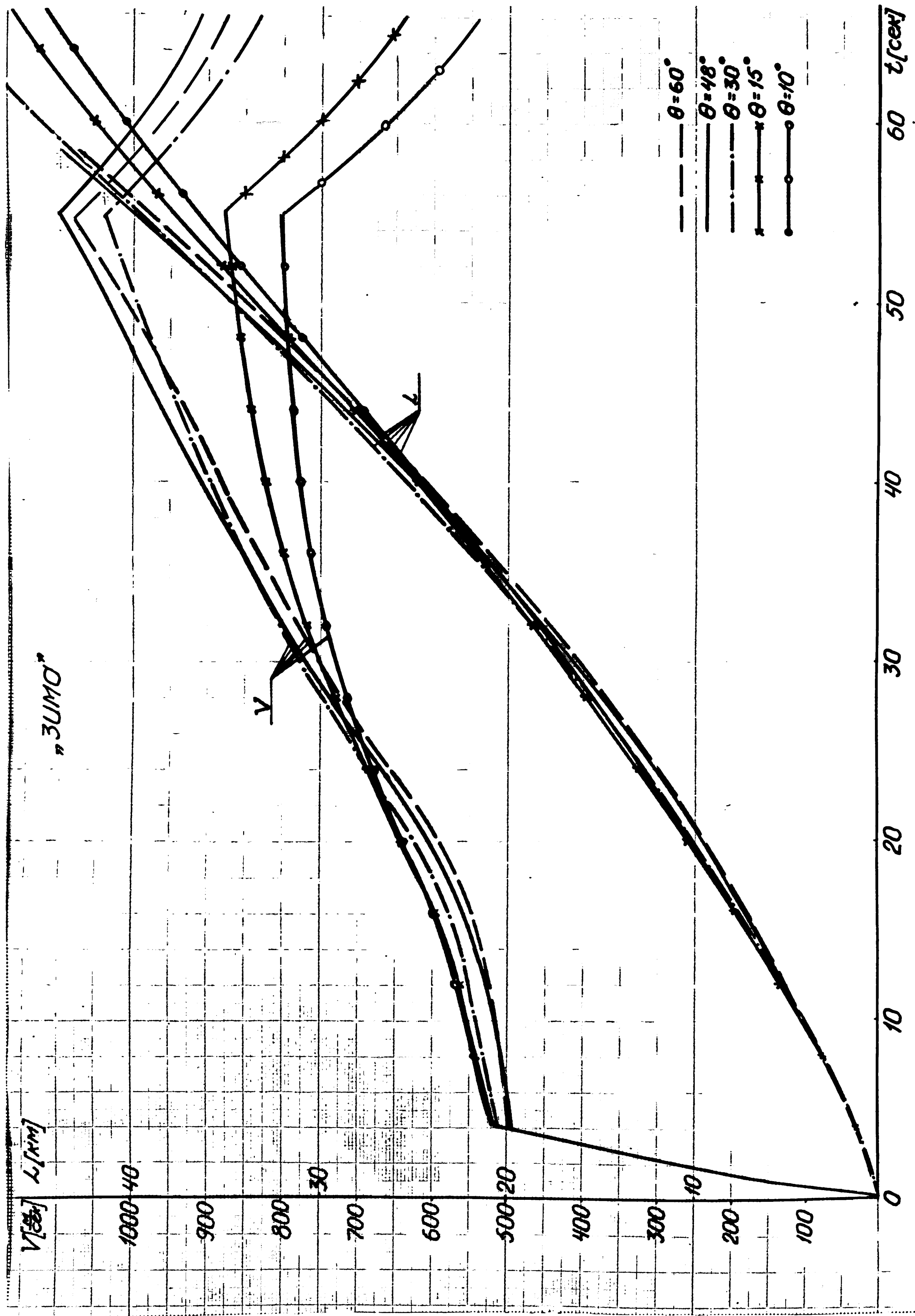


Рис. 1.5. Изменение скорости и дальности полёта по времени.

ОСОБОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО

Ф.И. N2- 9285

14

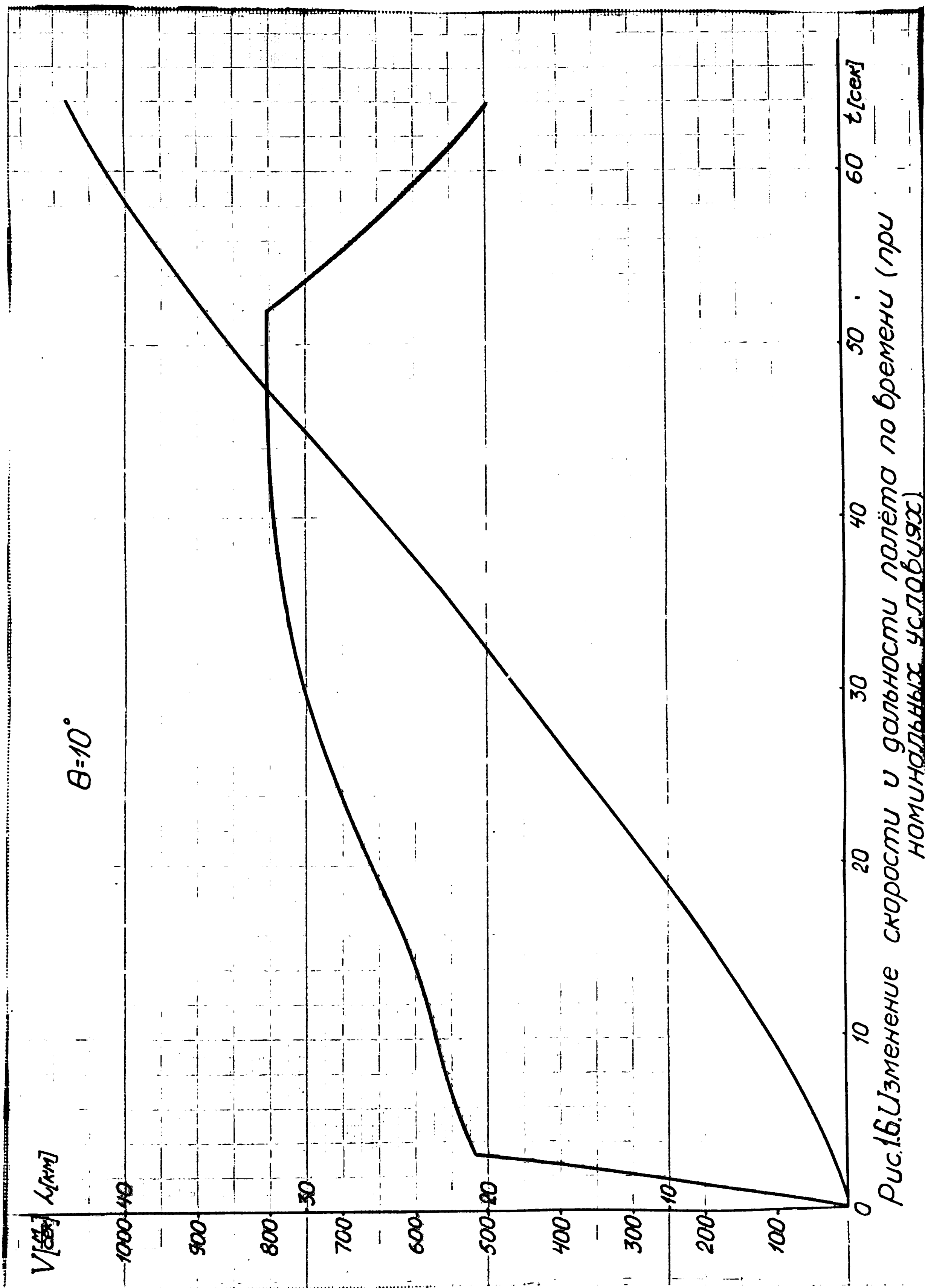


Рис. 16. Изменение скорости и дальности полёта по времени (при номинальных условиях)

Г Л А В А П .

У Т О Ч Н Е Н И Е Х А Р А К Т Е Р И С Т И К
К О Н Т У Р О В У П Р А В Л Е Н И Я И
С Т А Б И Л И З А Ц И И Р А К Е Т Ы .

1. УСТОЙЧИВОСТЬ КОНТУРОВ СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ.

На основе дополнительно проведенного анализа контуров стабилизации и управления были уточнены параметры автопилота ракеты. По сравнению с величинами параметров, приведенных в "Эскизном проекте ракеты В-760", параметры автопилота были изменены следующим образом:

$$K_{\Delta\gamma} = 0,85 \frac{\text{град}}{\text{град.сек}} \quad (\text{вместо } 0,7 \frac{\text{град.}}{\text{град.сек}}) ;$$

$$K_{\Delta\psi} = 1,3 \frac{\text{град}}{\text{м/сек}^2} \quad (\text{без изменения});$$

$$M_{\Delta\psi} = 0,0 \text{ сек} \quad (\text{вместо } 0,1 \text{ сек});$$

$$T_{\Delta\psi} = 0,635 \text{ сек} \quad (\text{вместо } 0,735 \text{ сек});$$

$$K_{\text{сг}} = \begin{cases} 2,8 \\ 2,8+0,25 \\ 0,25 \end{cases} \quad \text{при} \quad P_q = \begin{cases} 0,2 \\ 0,2+1,9 \\ 1,9 \end{cases}$$

Изменение коэффициента усиления свободного гироскопа приведено на рис. 2.1.

Изменения параметров автопилота по каналам 1-П сказываются на устойчивости контуров стабилизации и управления ракеты весьма незначительно. Поэтому частотные характеристики, приведенные в "Эскизном проекте ракеты В-760", с достаточной точностью определяют устойчивость контуров стабилизации и управления по каналам 1-П.

Принятое в настоящее время изменение в законе регулирования $K_{\text{сг}} = K_{\text{сг}}(P_q)$ увеличивает запасы устойчивости контура стабилизации ракеты по крену на величину $20 \ell_g \frac{K_{\text{сг. ст.}}}{K_{\text{сг. нов}}}$.

Эти выводы подтверждаются частотными характеристиками, приведенными на рис. 22+25.

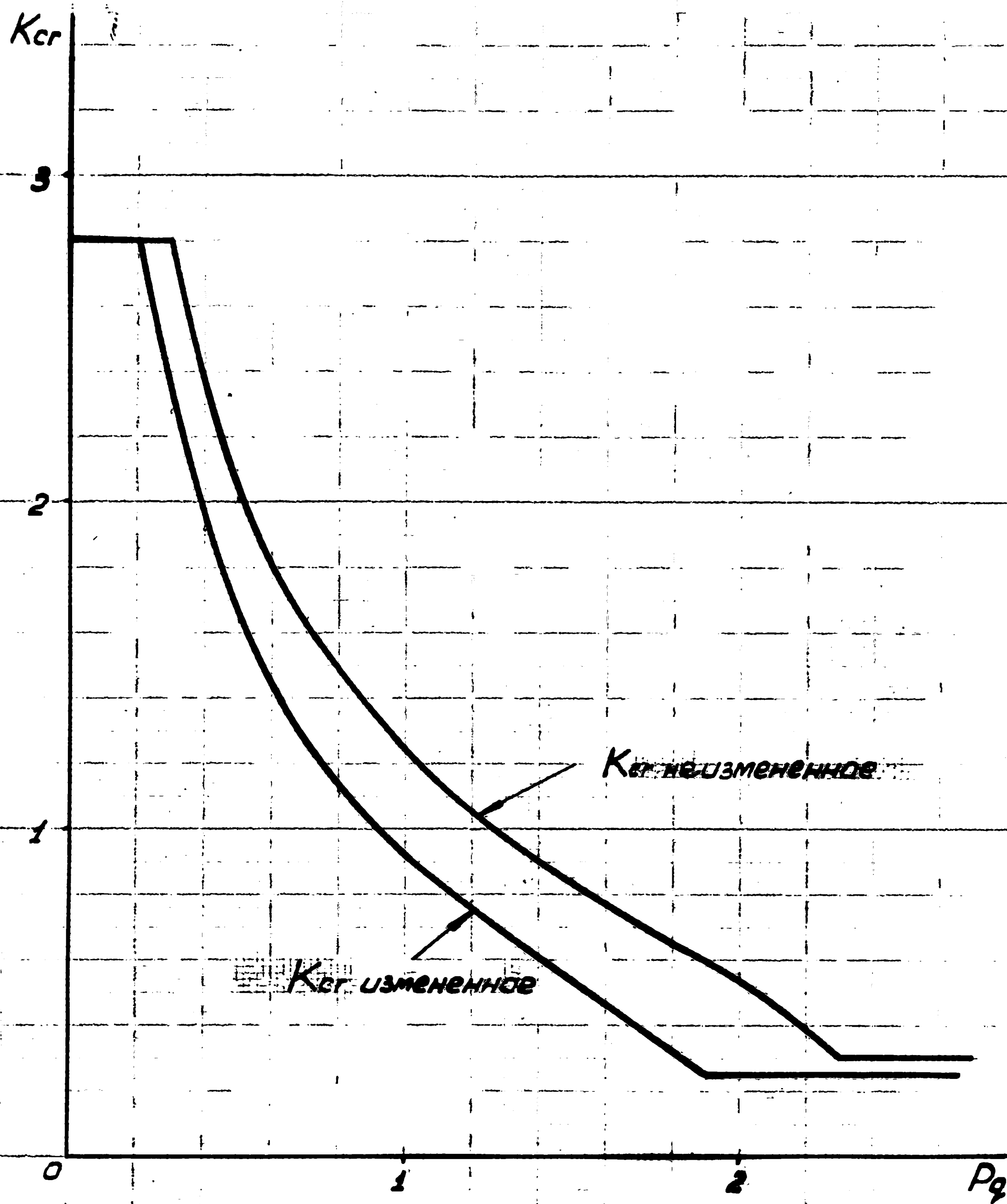


Рис. 2.1. Изменение коэффициента усиления свободного гироскопа $K_{cr} = f(P_q)$.

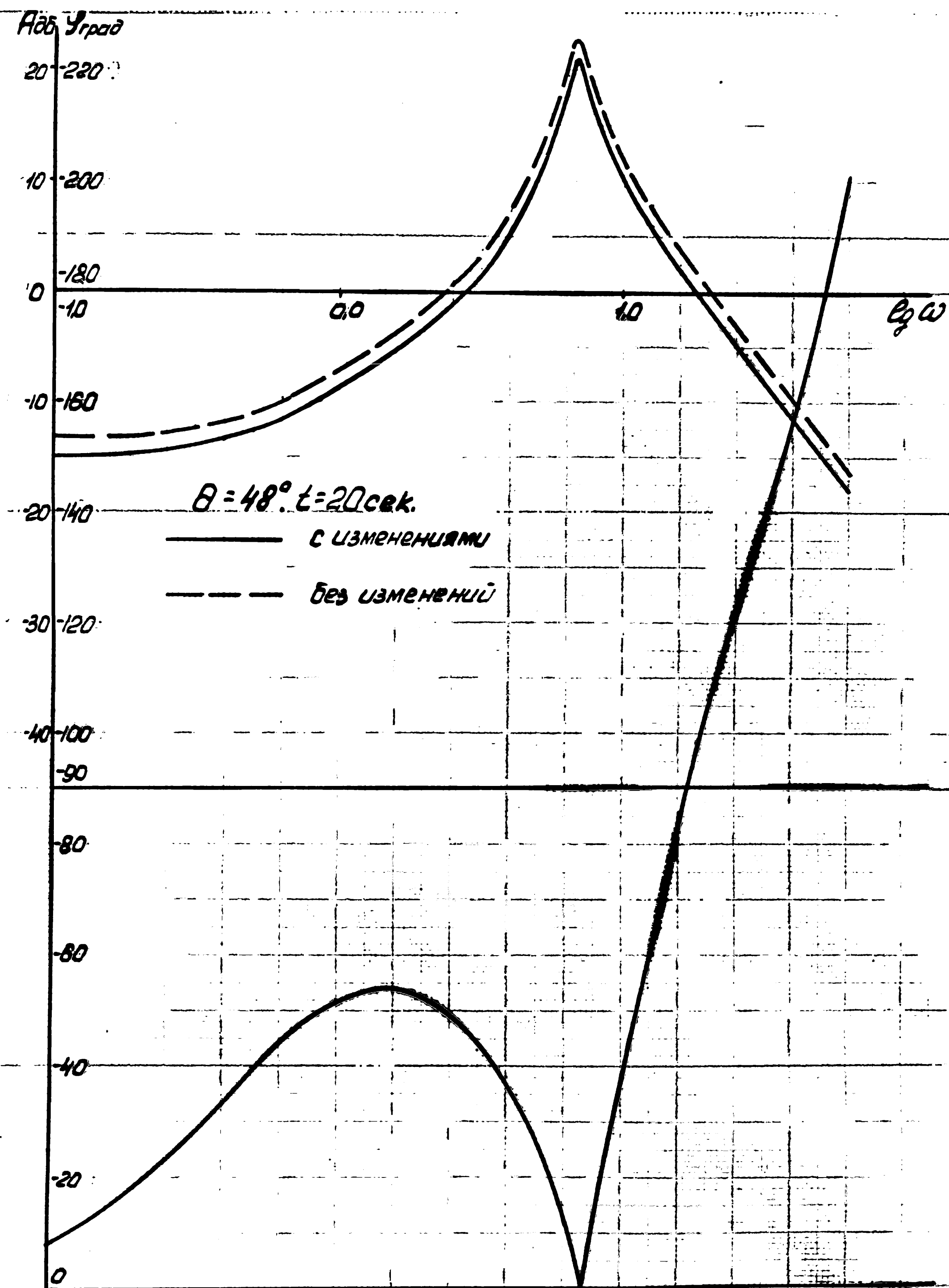


Рис. 2.2. Частотные характеристики разомкнутого контура демпфирования.

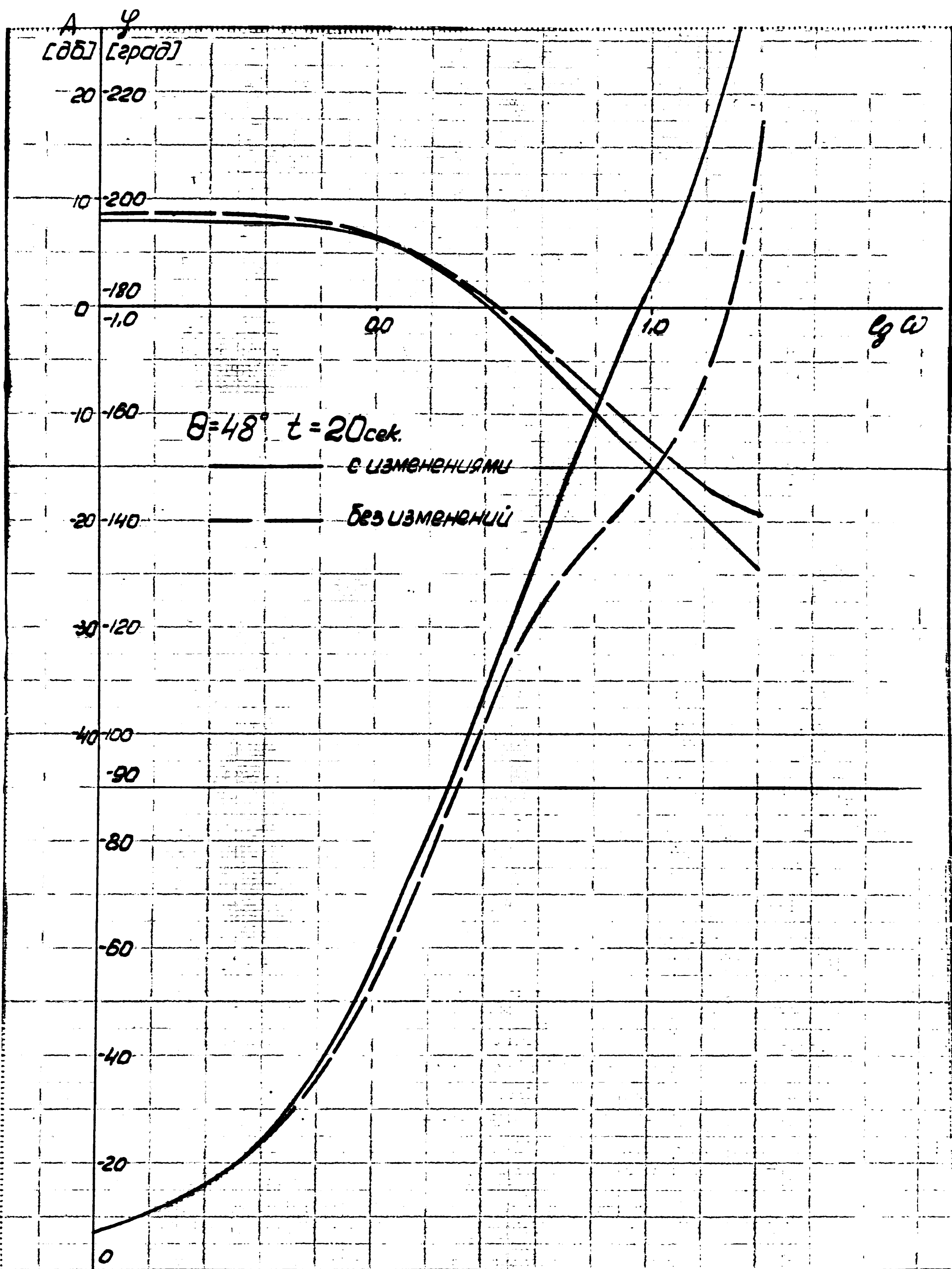


Рис. 23. Частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации по каналу I-II.

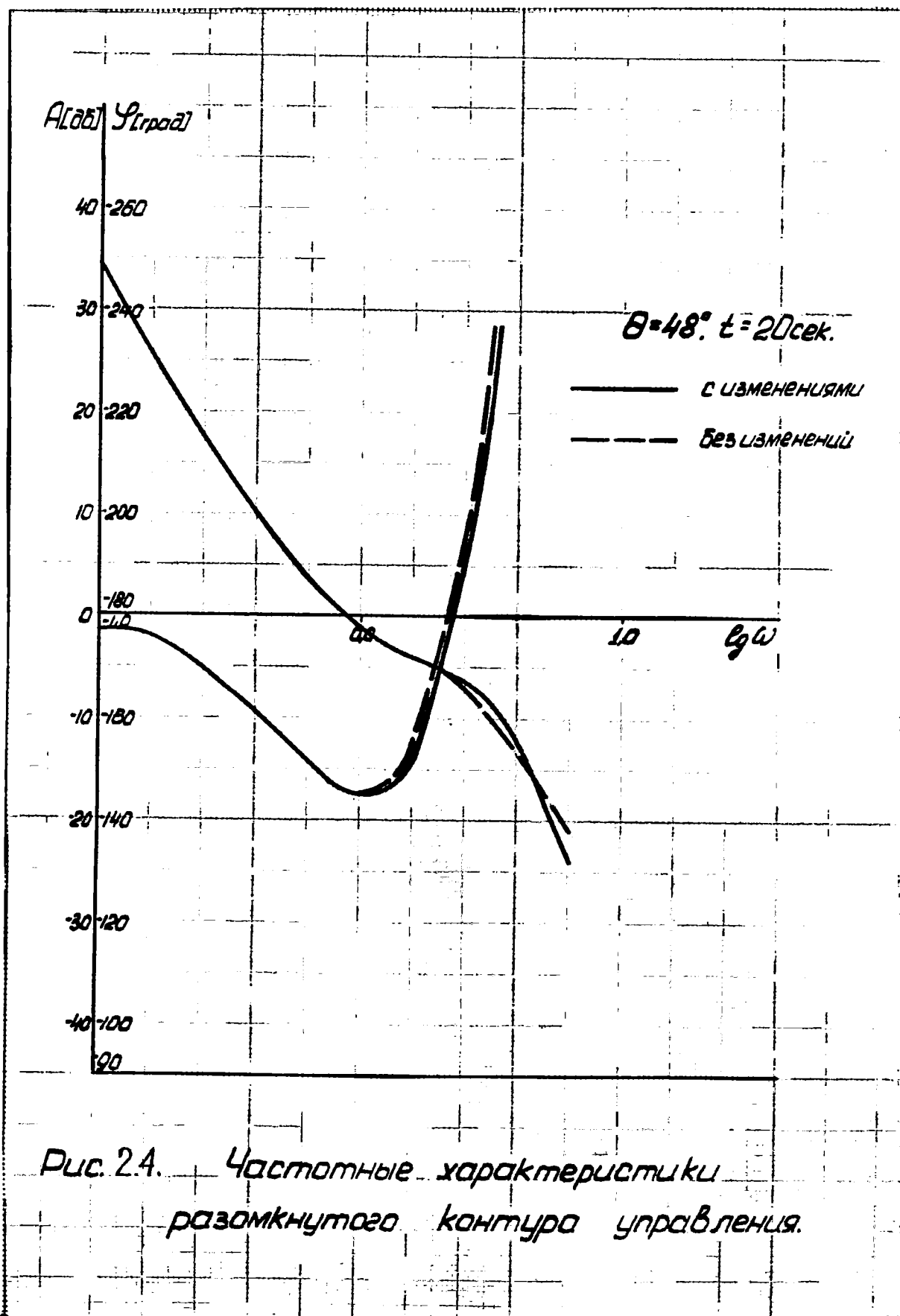


Рис. 2.4. Частотные характеристики разомкнутого контура управления.

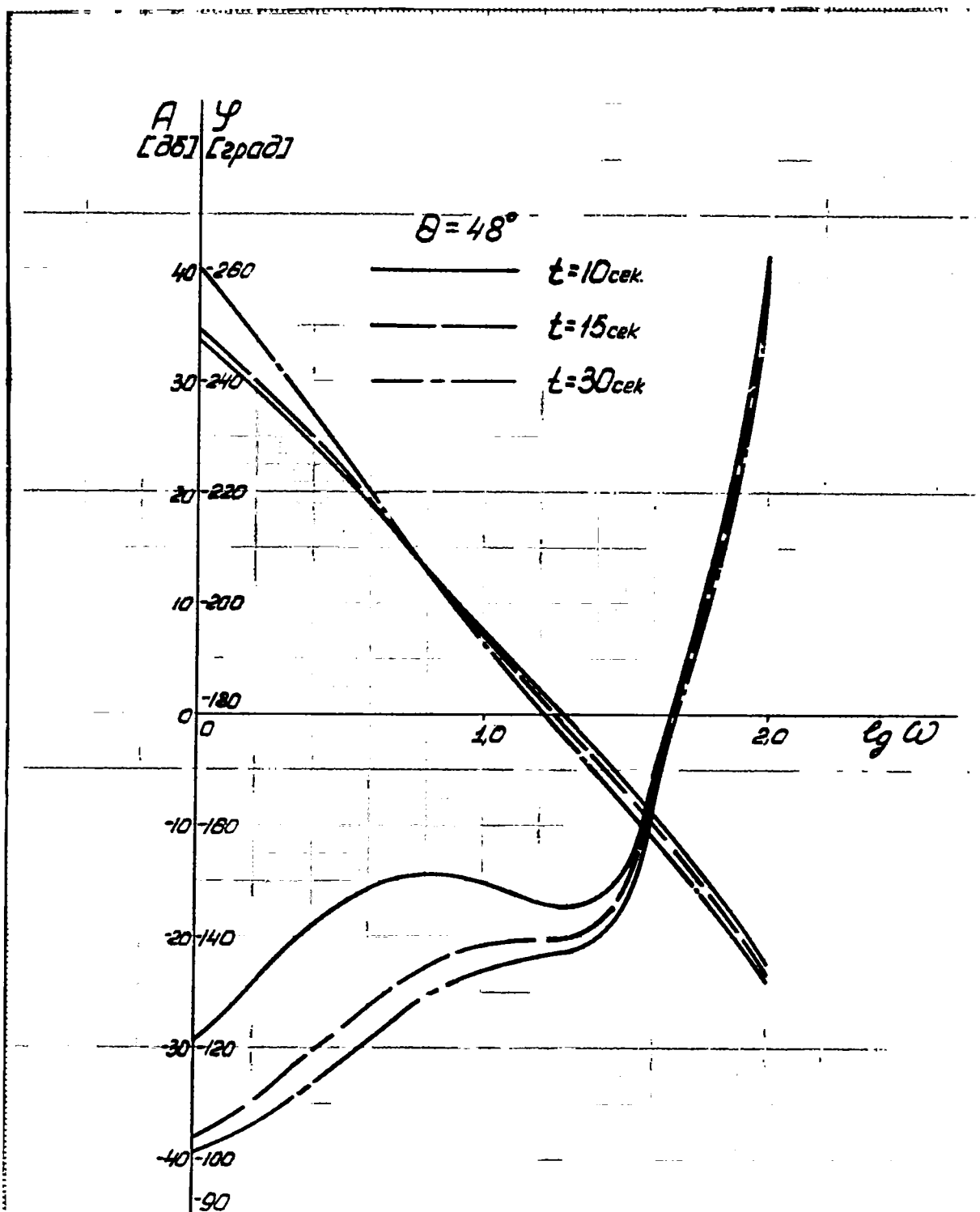


Рис. 2.5. Частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации по каналу крена с учетом изменения $K_{cr} = K_{cr}(P_2)$.

В выпущенном ранее эскизном проекте были приведены расчеты и построения, характеризующие динамику полета ракеты в зоне, ограниченной диапазоном углов места $\theta = 15^\circ \div 60^\circ$. При использовании пассивного участка возможна траектория полета ракеты в крайнюю нижнюю точку зоны поражения с $\theta = 10^\circ$.

При полете по такой траектории характеристики контуров управления и стабилизации практически совпадают с характеристиками на траектории $\theta = 15^\circ$.

В начальный момент управления ракетой ($t = 6 \div 8$ сек) в результате несоответствия величин истинной дальности и ее аппроксимации запасы устойчивости в контуре управления малы. Однако это имеет место очень непродолжительное время и величины запасов устойчивости быстро нарастают со временем (см. рис. 2.6). К 8-ой секунде полета запас по модулю равен уже 4,5 дБ. Кроме того, наличие повышенного коэффициента усиления контура управления на 6÷8 сек полета при ошибках встраивания в луч $h_0 > 150$ оказывает даже положительное влияние на процесс вывода ракеты на траекторию метода, сокращая время вывода.

Малые запасы устойчивости контура управления на режимах больших высот (малых скоростных напоров) практически не успевают проявиться из-за нестационарности процессов при наведении ракеты на цель. Это подтверждается опытом летных испытаний ракет В-760, В-750 ВН и В-755.

С целью увеличения надежности работы автопилота ракеты регулирование параметров автопилота (передаточного числа рулевого тракта (i) и коэффициента усиления свободного гироскопа ($K_{сг}$)) осуществляется с использованием для каждого параметра двух датчиков скоростного напора.

В случае выхода из строя одного из датчиков несколько изменяется закон регулирования соответствующего параметра (см. рис. 2.7 и 2.8), но при этом контуры стабилизации и управления ракеты устойчивости не теряют. Это положение подтверждается частотными характеристиками резонансных контуров стабилизации и управления, приведенными на рис. 2.9 + 2.12.

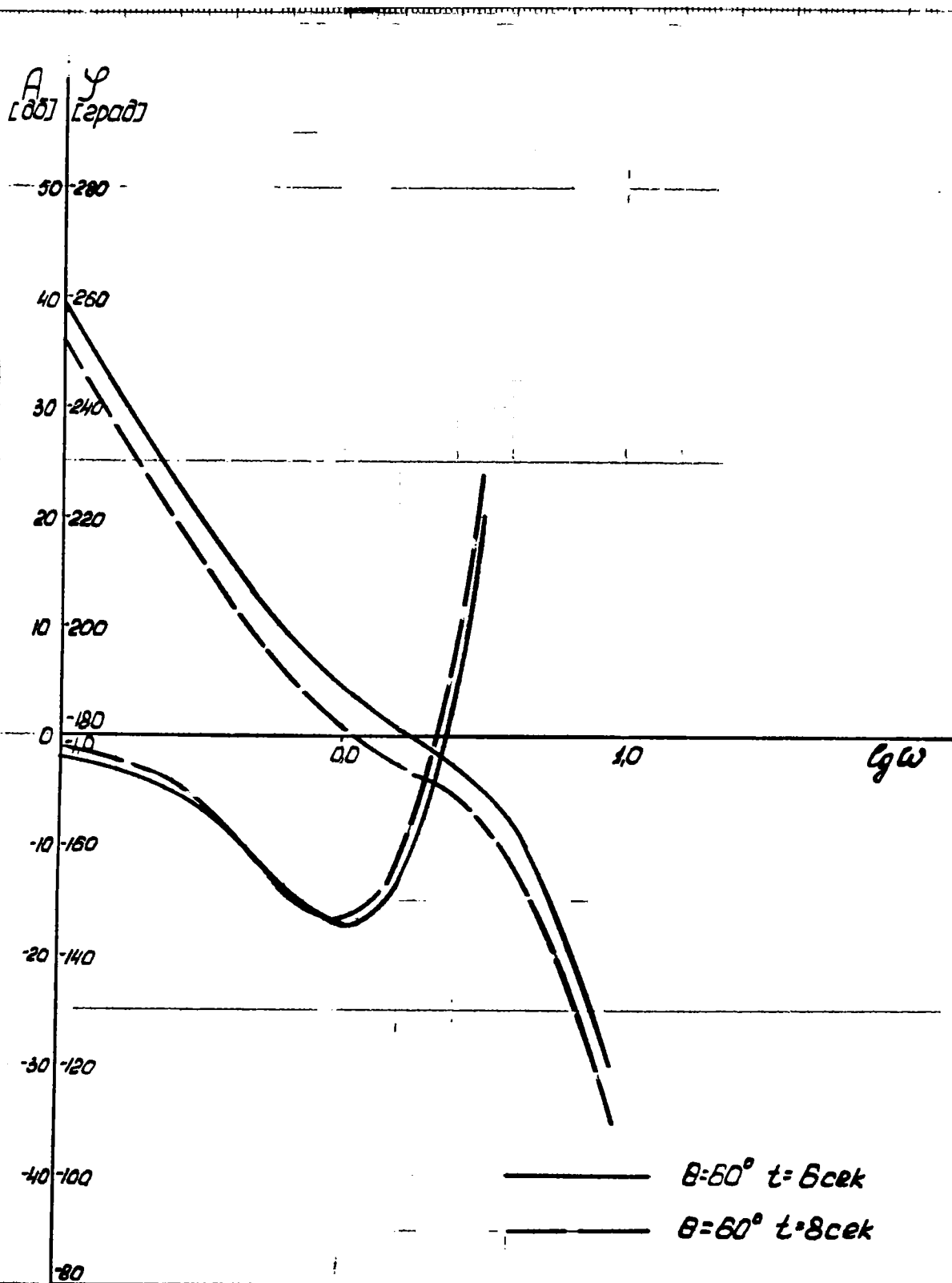


Рис. 2.6. Частотные характеристики разомкнутого контура управления.

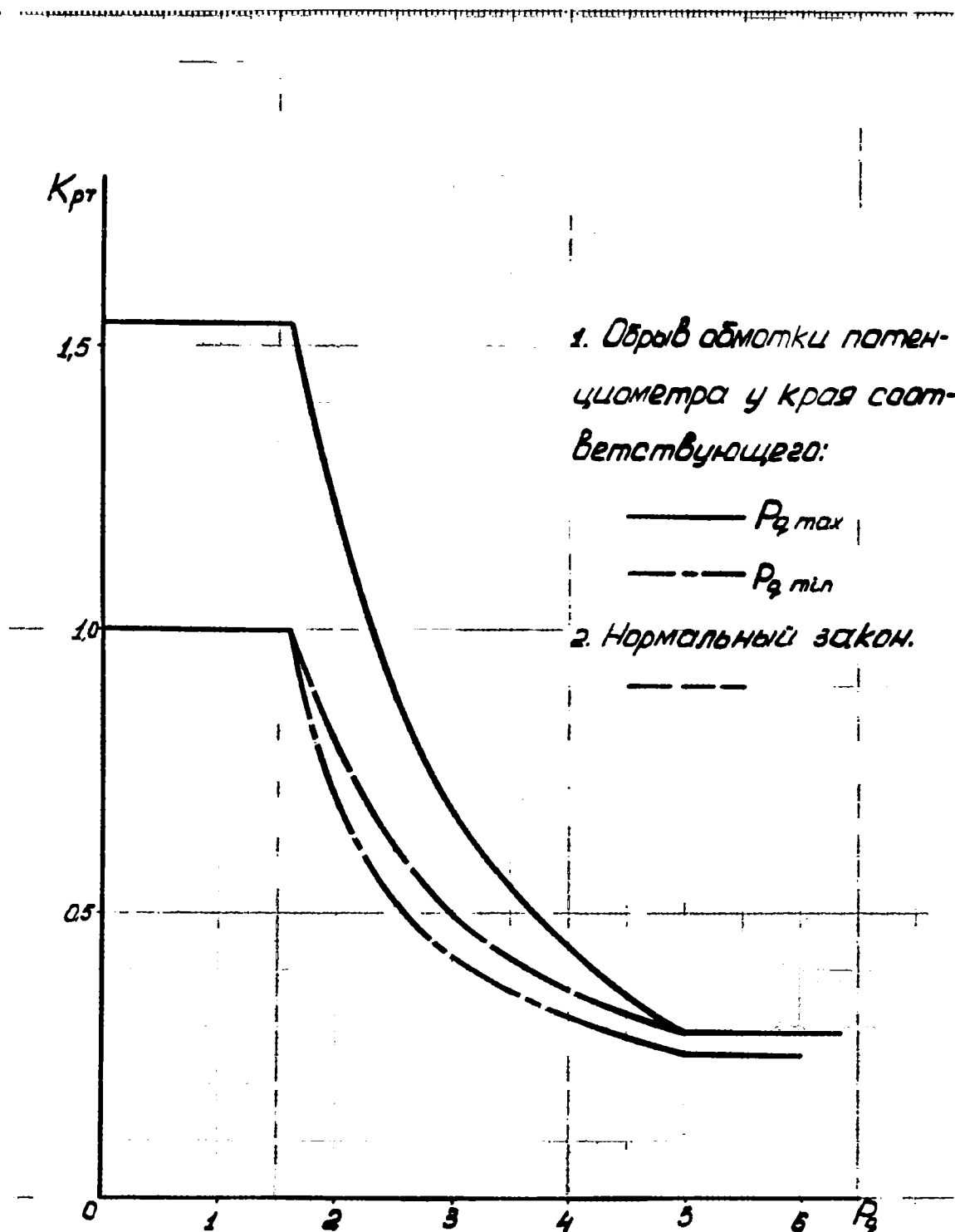


Рис. 2.7. Изменение коэффициента усиления рулевой машинки $K_{пр} = \frac{1}{L_z} f(R_z)$

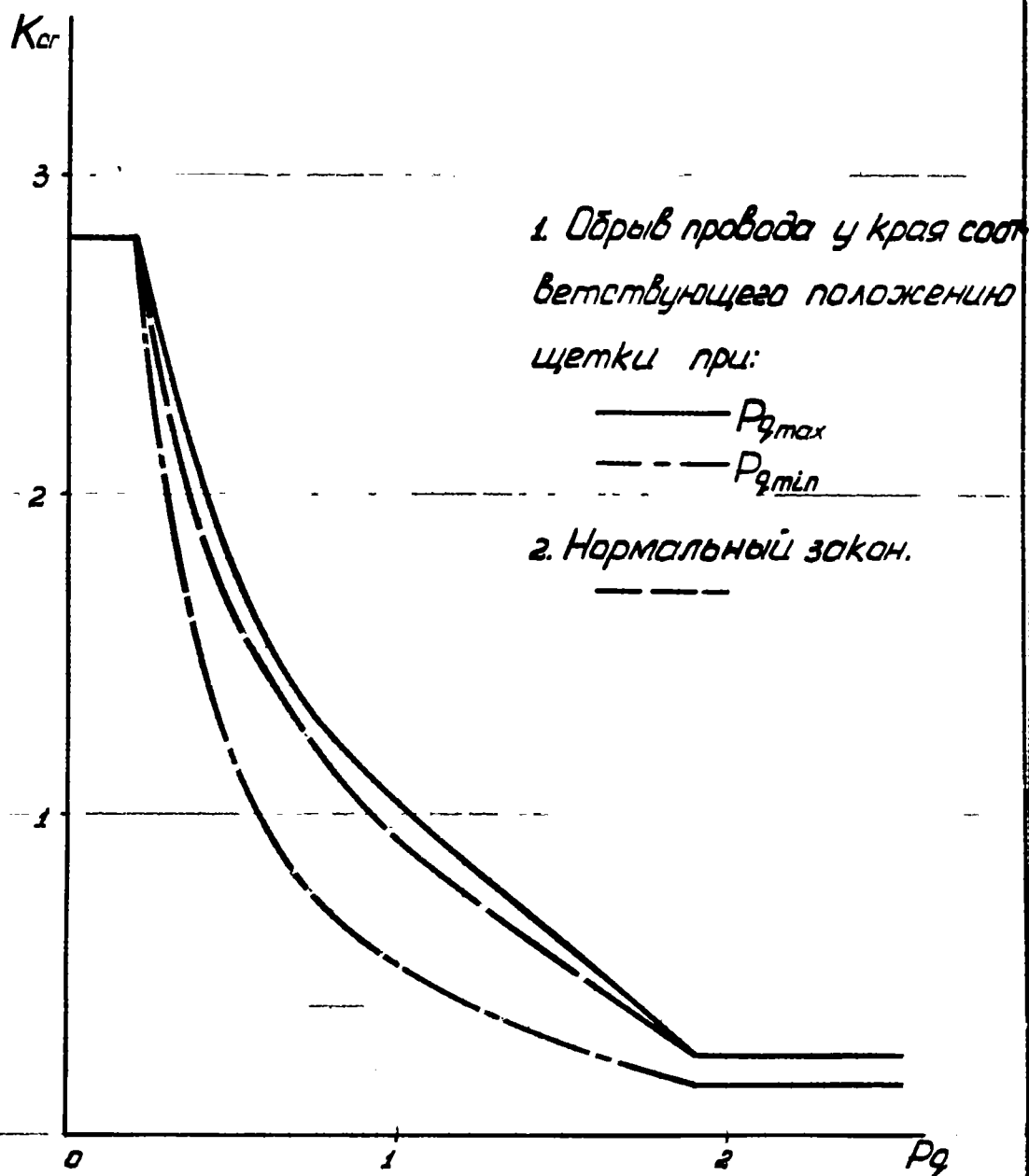


Рис. 2.8. Изменение коэффициента усиления свободного гироскопа $K_{cr} = f(P_q)$

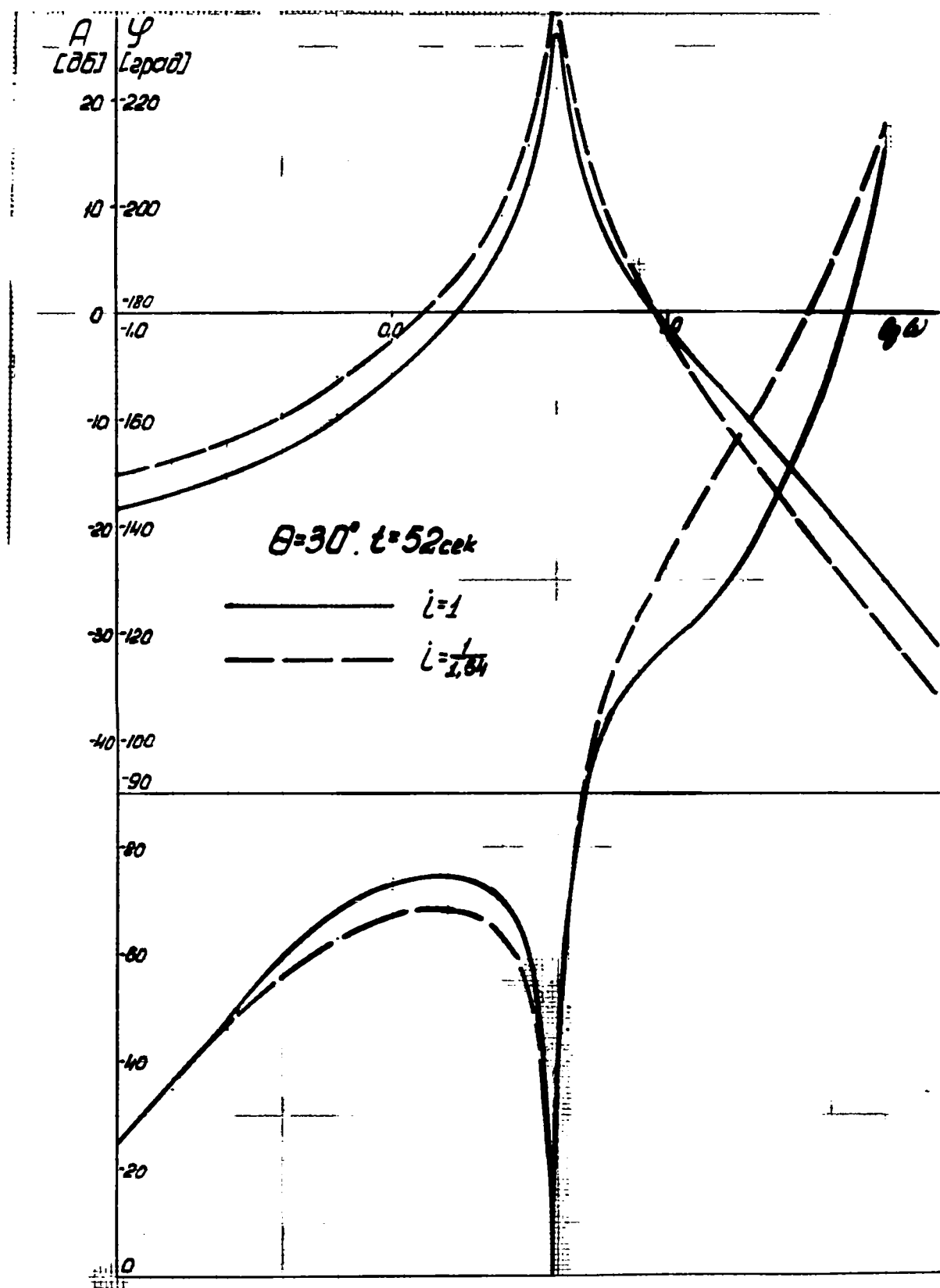


Рис. 2.9. Частотные характеристики разомкнутого контура демпфирования.

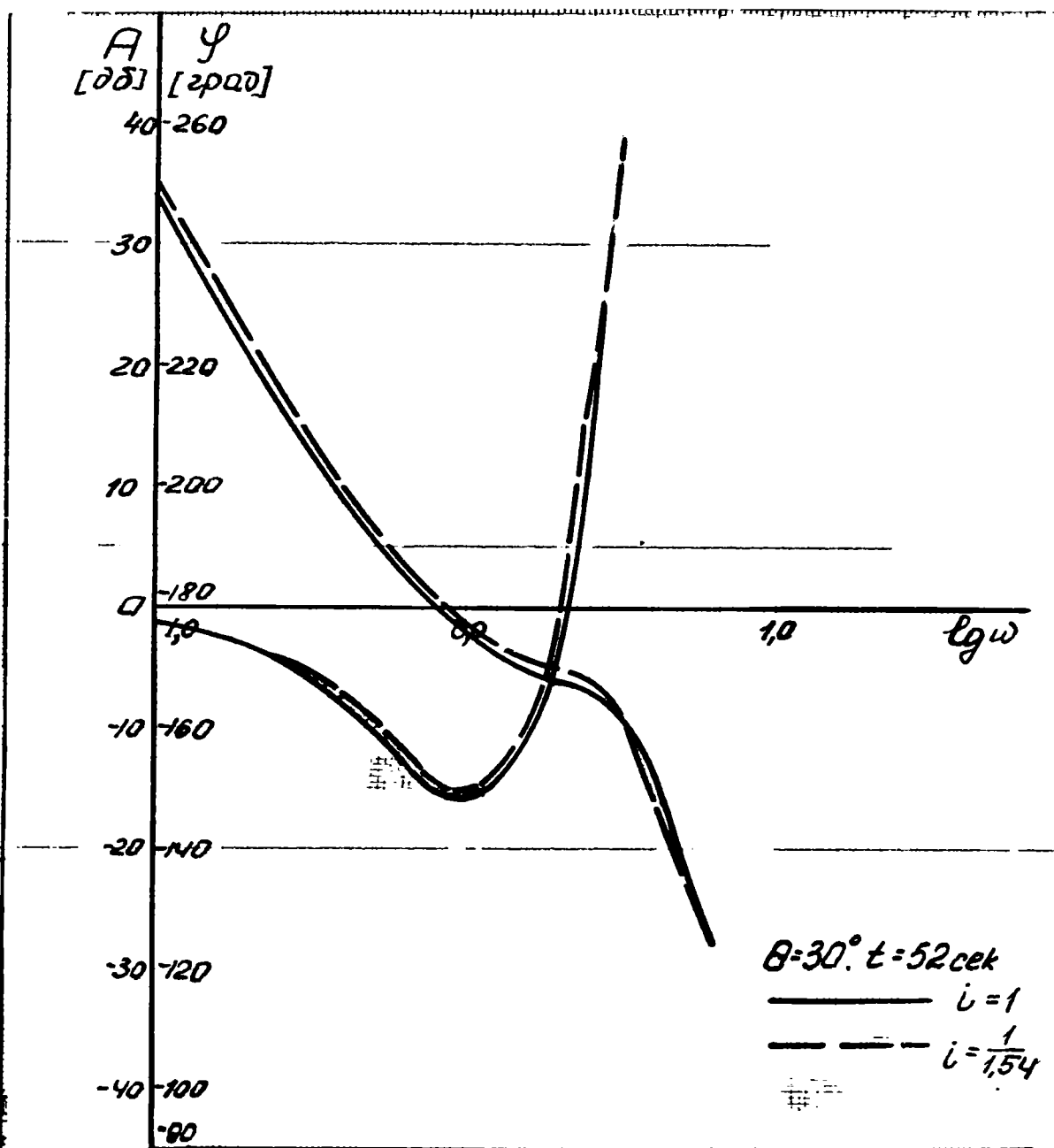


Рис. 2.11. Частотные характеристики разомкнутого контура управления.

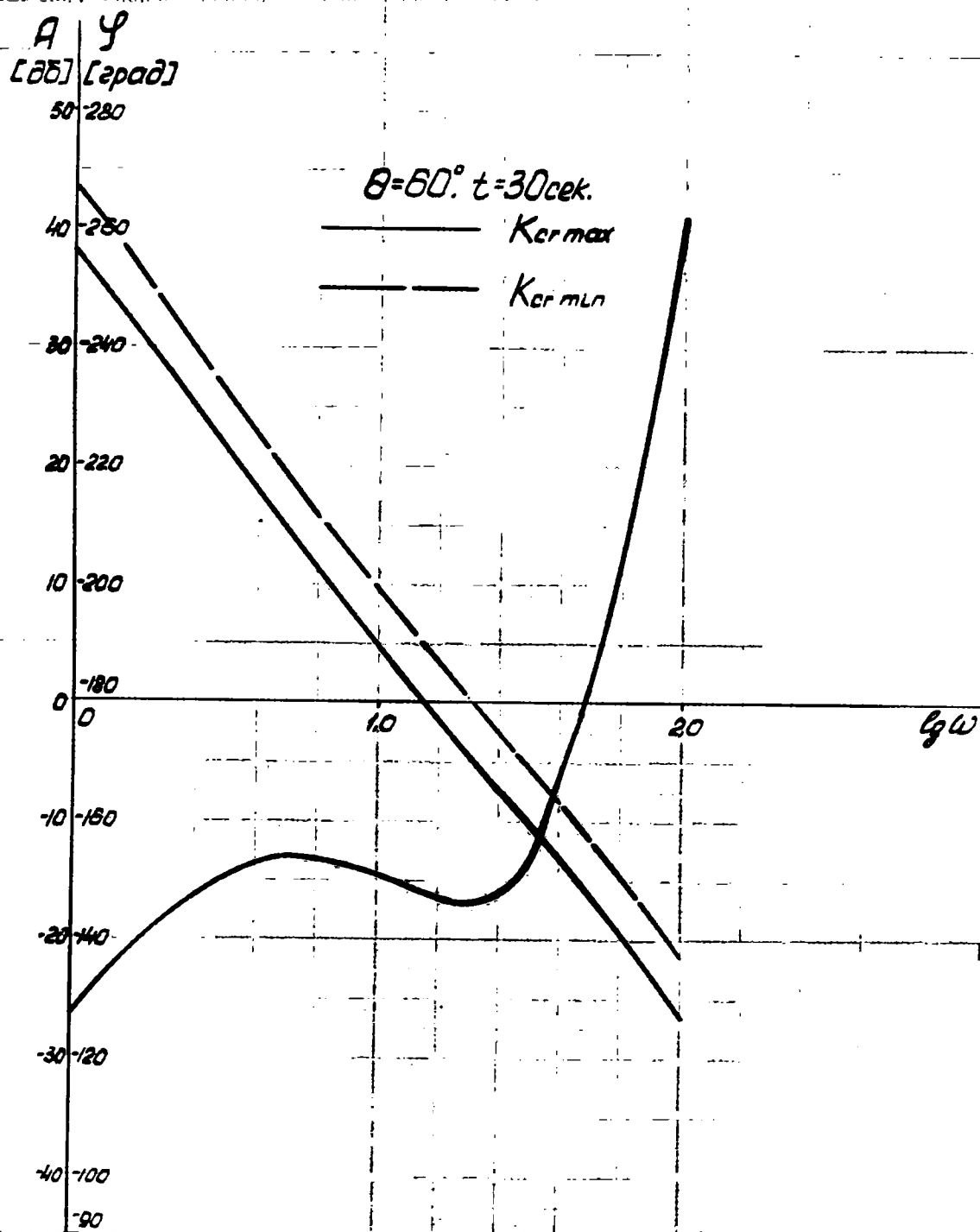


Рис. 2.12. Частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации по каналу крена

2. УСТОЙЧИВОСТЬ И КАЧЕСТВО СТАБИЛИЗАЦИИ РАКЕТЫ ПО КРЕНУ ПОСЛЕ СБРОСА УСКОРИТЕЛЯ С УЧЕТОМ НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ КОНТУРА СТАБИЛИЗАЦИИ.

На участке полета с ускорителем ракета не стабилизируется автопилотом. Так как ракета по крену не обладает статической устойчивостью, то к моменту сброса ускорителя, за счет действия внешних возмущений, накапливаются отклонения по углу крена (γ_0) и угловой скорости ($\dot{\gamma}_0$). В момент включения контура стабилизации по крену из-за наличия начальных условий по γ и $\dot{\gamma}$ элероны могут быть отклонены до величины $\delta_{эл. max}^* = \gamma_{л. max} \cdot K_{сг}$. Отклонение элеронов на $\delta_{\varepsilon} = \delta_{\varepsilon max}^*$ может вызвать вращение ракеты по крену с максимальной установившейся скоростью $\dot{\gamma}_{max} = \delta_{\varepsilon max}^* \frac{a_3}{a_1}$. Случай входа контура стабилизации в линейную зону $\gamma_{л} = 24^\circ$ со скоростью $\dot{\gamma}_0 = \dot{\gamma}_{max}$ можно считать наиболее опасным. Для этого случая при скоростях рулевой машины

$$\dot{\gamma}_0 = \begin{cases} 2000^\circ/\text{сек} \\ 1000^\circ/\text{сек} \end{cases} \quad \text{на рис. 2.13 и 2.14 построены переходные}$$

процессы $\gamma(t)$, $\dot{\gamma}(t)$ и $\delta(t)$. Время затухания переходных процессов составляет не более $0,7 \div 1,0$ сек (с учетом входа в линейную зону $0,25 \div 0,3$ сек), что подтверждается анализом летных испытаний ракеты В-755.

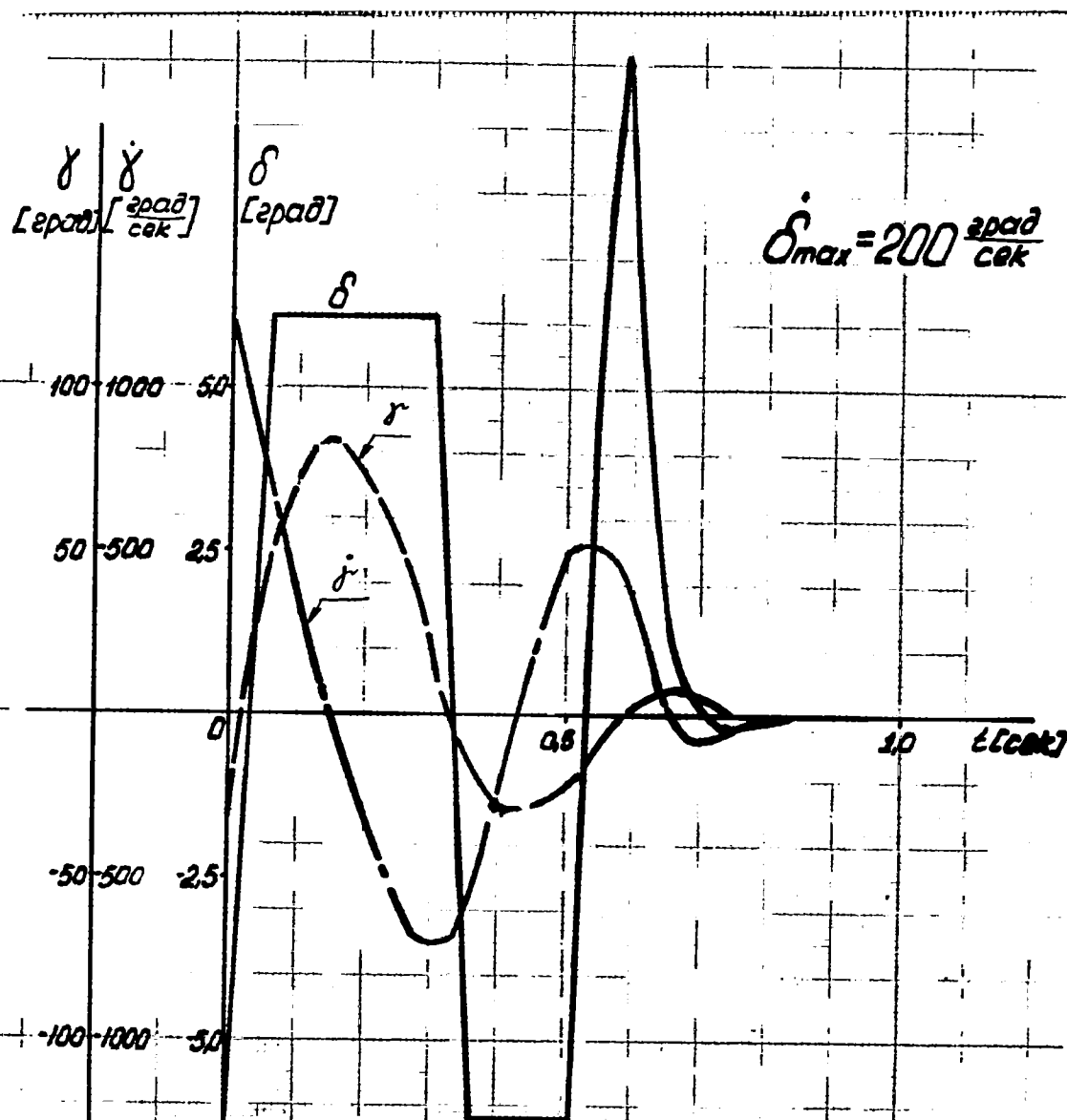


Рис. 2.13. Переходной процесс
после сброса ускорителя $t=3\text{сек}$.

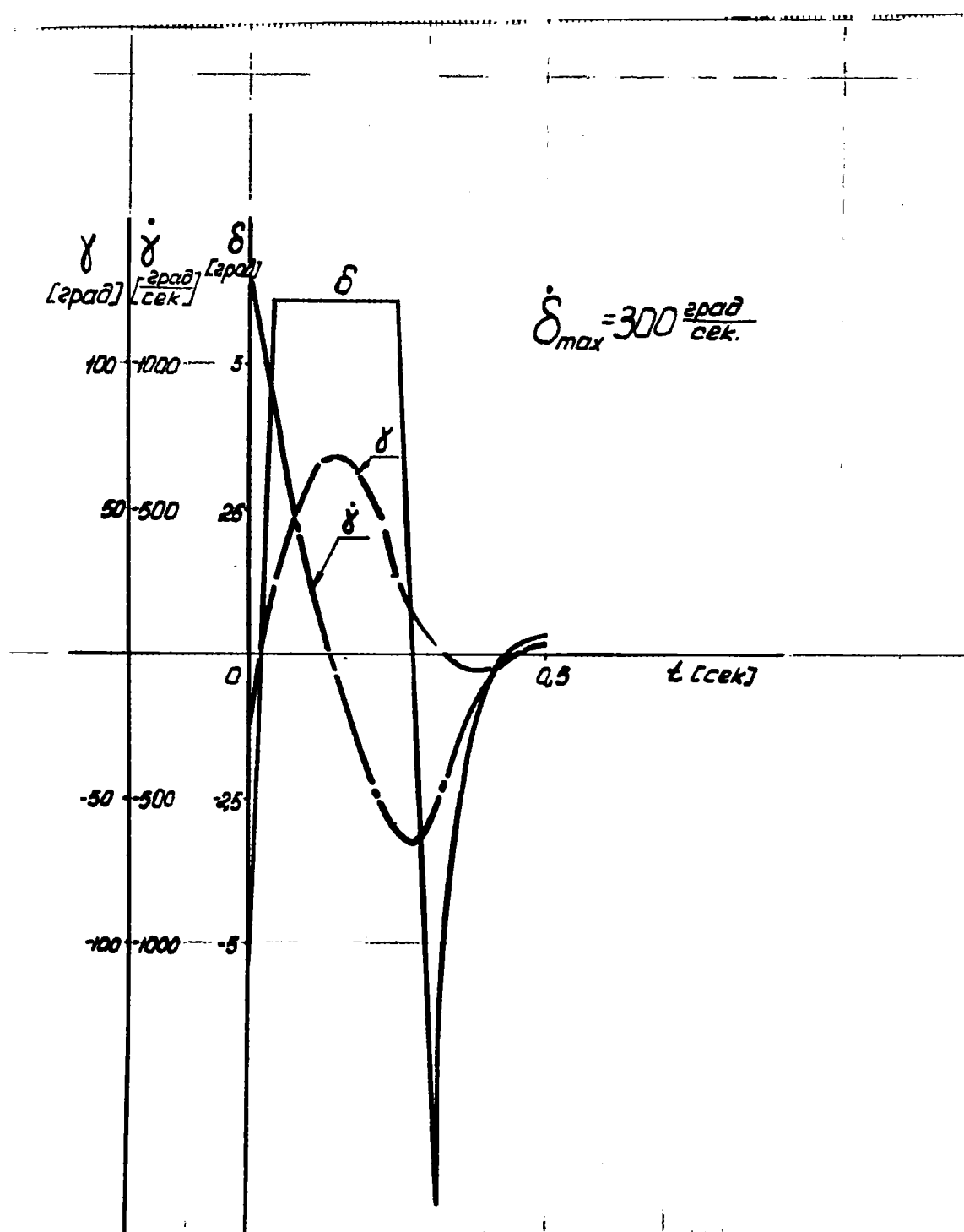


Рис. 2.14. Переходный процесс
после сброса ускорителя $t=3$ сек.

3. ВЛИЯНИЕ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ С ОСНОВНОГО БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И ВИЗИРОВАНИЯ НА ДУБЛИРУЮЩИЙ НА ТОЧНОСТЬ НАВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ.

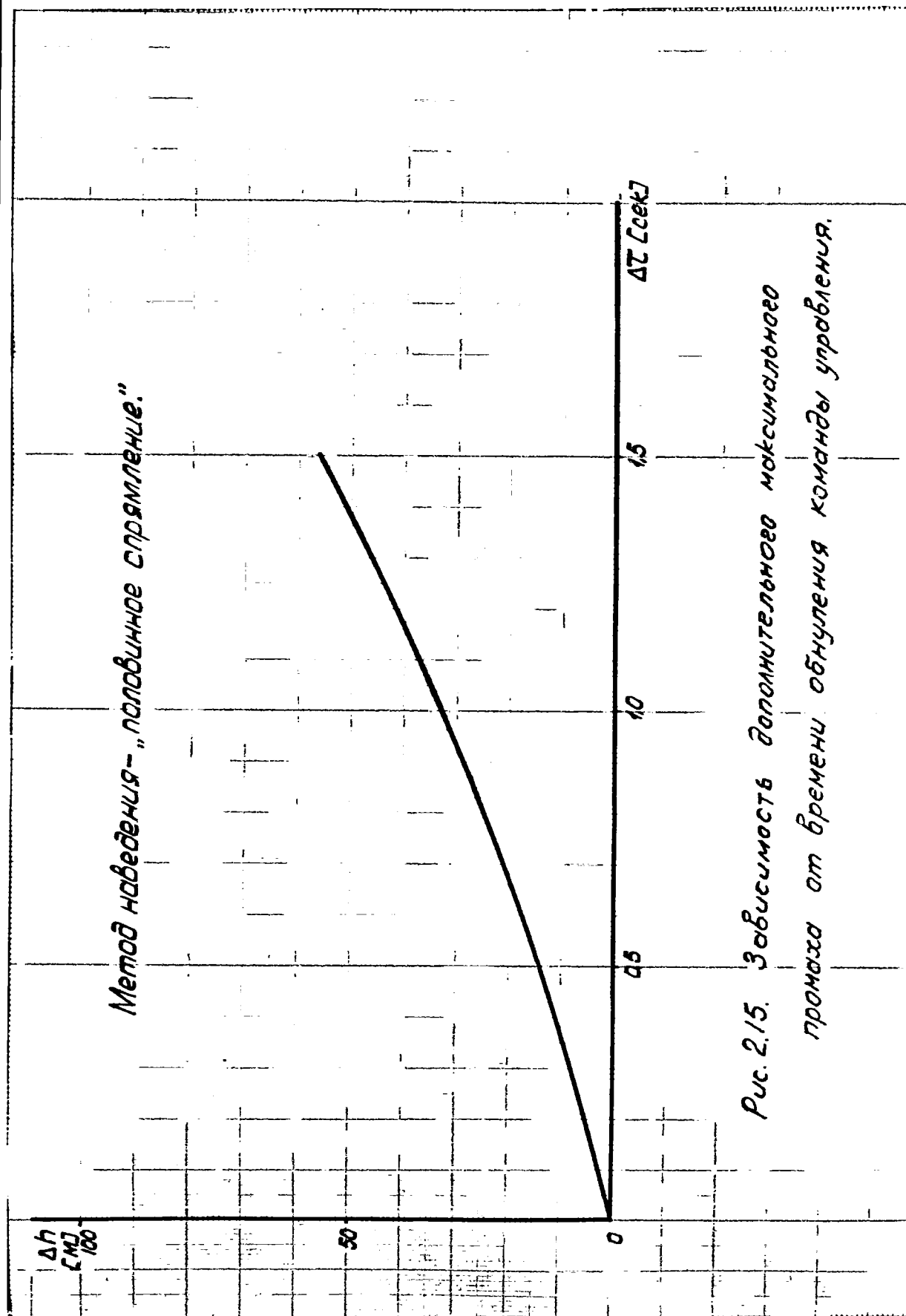
С целью увеличения надежности работы системы -75М с ракетой В-760 на ней установлены два одинаковых блока управления и визирования, дублирующие друг друга. При наведении ракеты на цель переход с одного блока управления и визирования на другой эквивалентен обнулению команды управления на время $\Delta \tau$. Обнуление команды на время $\Delta \tau$ вблизи точки встречи ракеты с целью увеличивает промах ракеты относительно цели. Для определения увеличения промаха в зависимости от времени обнуления команды вблизи точки встречи было проведено моделирование наведения ракеты. Рассматривались точки встречи ракеты с целью на высотах $H = 10; 15; 20; 25; 30$ км (траектория $\theta = 48^\circ$) при методах наведения "треточка" и "половинное спрямление".

Наведение ракеты на цель моделировалось без учета флюктуационных возмущений. В результате были получены графики, иллюстрирующие зависимость дополнительного максимального промаха ракеты относительно цели Δh от времени обнуления команды управления вблизи точки встречи ракеты с целью $\Delta \tau$ (см. рис. 2.15 и 2.16).

Для определения допустимого значения времени обнуления были проделаны расчеты вероятности попадания в круг радиусом $R = 200$ м с учетом ошибок, приведенных на рис. 2.15 и 2.16. Значения этих вероятностей приведены в таблицах № 1 и 2.

Таблица № 1 (метод наведения - "половинное спрямление").

$\Delta \tau$ (сек) \ H [км]	0,0	0,3	0,6	1,0	1,5
10	1,0	1,0	1,0	1,0	0,999
15	1,0	1,0	1,0	0,998	0,998
20	1,0	1,0	0,998	0,997	0,997
25	1,0	1,0	0,997	0,996	0,996
30	1,0	0,994	0,992	0,995	0,995



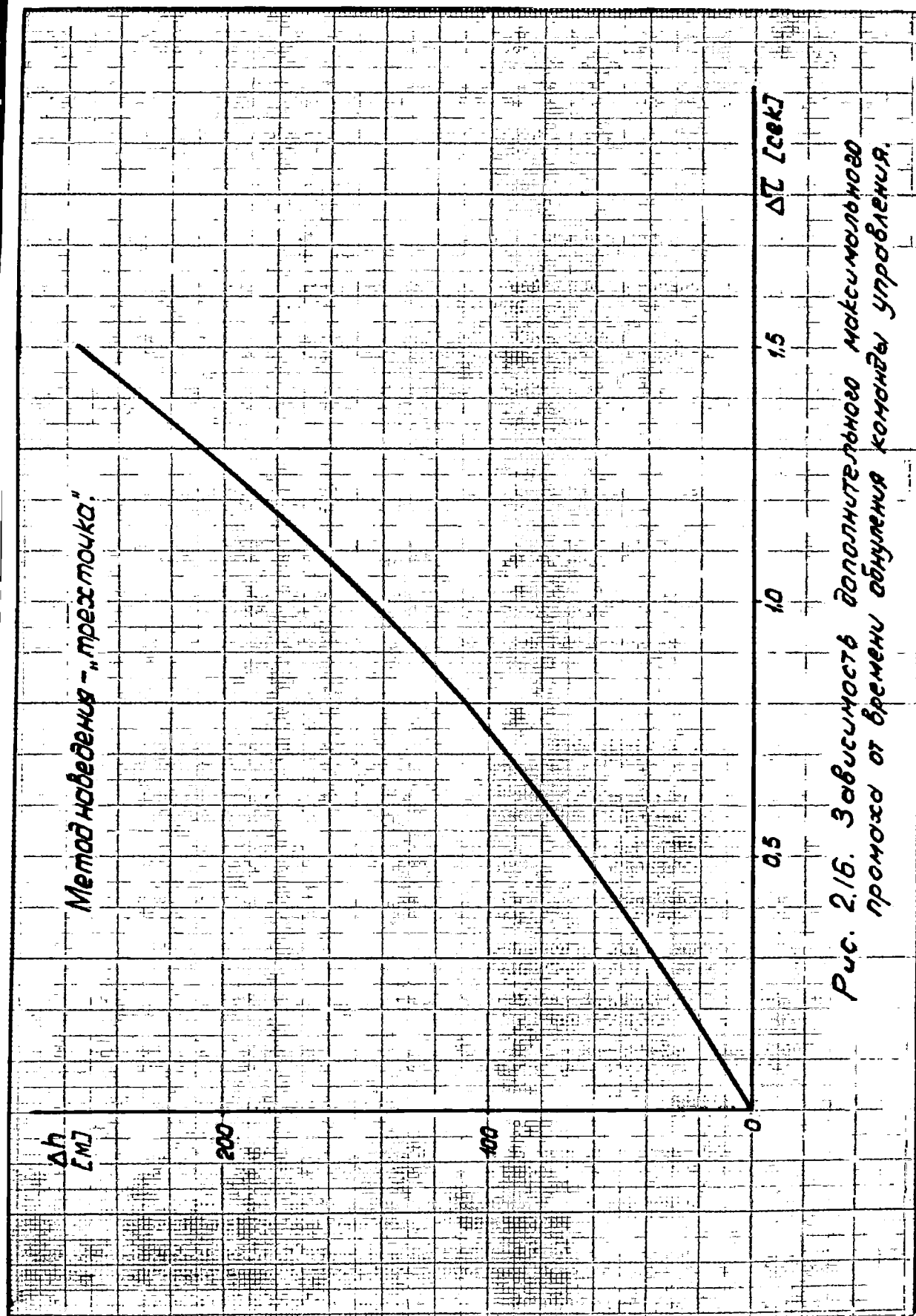


Таблица № 2 (метод наведения-" трехточка").

$\Delta \tilde{\tau}(\text{сек})$ $H[\text{км}]$	0,0	0,3	0,6	1,0	1,5
10	0,998	0,998	0,998	0,998	0,4
15	0,997	0,997	0,997	0,995	0,0
20	0,996	0,996	0,996	0,994	0,0
25	0,995	0,995	0,995	0,991	0,0
30	0,99	0,9	0,3	0,0	0,0

На основании сделанных расчетов можно сделать следующие выводы:

при наведении ракеты по методу "половинного спрямления" можно допустить обнуление команды вблизи точки встречи $\Delta \tilde{\tau} = 1,5$ сек;

при наведении по методу " трехточка":

при $H_{max} = 25$ км $\Delta \tilde{\tau} \leq 1,0$ сек,

при $H_{max} = 30$ км $\Delta \tilde{\tau} \leq 0,3$ сек.

4. ОЦЕНКА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ РАКЕТЫ.

Наличие на ракете специальной боевой части определяет повышение требования к эксплуатационной надежности ракеты в целом и отдельных ее элементов.

Ракета В-760 создается на базе ракеты В-755, надежность которой определена по результатам 32 пусков ракет на совместных испытаниях и равна $K_{БРР} = 0,9$. Однако, указанного числа пусков не достаточно для достоверного определения надежности ракеты. По имеющимся данным можно утверждать с достоверностью 95%, что величина $K_{БРР}$ для ракеты В-755 лежит в пределах:

$$0,755 < K_{БРР} < 0,970.$$

Более достоверные сведения по надежности имеются для ракет В-750В и В-750ВН, конструкция и оборудование которых близки к конструкции и оборудованию ракеты В-755. По результатам 877 пусков ракет В-750В и В-750ВН определены значения надежности боевой работы отдельных блоков ракеты и ракеты в целом, которые сведены в таблицу:

	Коэффициент надежности $K_{БРР}$	Пределы $K_{БРР}$ для достоверности 95%	
		Верхний предел	Нижний предел
Ракета В-750 ВН	0,871	0,890	0,848
Автопилот	0,983	0,989	0,970
Двигательная установка	0,975	0,979	0,956
Аппаратура радиоуправления и радиовизирования	0,940	0,953	0,921
Радиовзрыватель	0,960	0,955	0,950
Корпус	0,992	0,996	0,982
Источник питания	0,995	0,999	0,988

Следует подчеркнуть, что результаты испытаний Δ ракет В-755 хорошо согласуются по величине коэффициента эксплуатационной надежности с результатами испытаний ракет В-750 и В-750 Вн. Поэтому, имеющиеся статистические данные можно распространить на ракеты В-755 и В-760.

Приведенные данные показывают, что наиболее ненадежными элементами ракеты являются блок радиоуправления и радиовизирования и блок радиовзрывателя.

Величина коэффициента эксплуатационной надежности ракет В-750 Δ и В-755 недостаточна для ракеты В-760, которая должна использоваться в особо важных случаях. Кроме того, стоимость ракеты В-760 значительно выше стоимости ракеты В-755.

Поскольку радиус действия специальной боевой части во много раз больше радиуса срабатывания радиовзрывателя, предусмотрен подрыв боевой части по команде со станции наведения. Тем самым, на ракете В-760 исключен один из наиболее ненадежных элементов.

Кроме того, на ракете для повышения ее надежности предусмотрено дублирование недостаточно надежного блока радиоуправления и радиовизирования (ЛР). На ракете устанавливаются два блока ЛР (основной и резервный). Резервный блок вводится в действие с помощью специального переключающего устройства. Сигналом для переключения с основного блока на резервный является падение тока магнетрона основного блока ЛР ниже допустимого уровня.

Если считать, что надежность одного блока ЛР равна 0,94 (так и для блока ЛР ракеты В-750 Вн), а надежность переключающего устройства должна быть, по крайней мере, на два порядка ниже, то следует ожидать, что надежность аппаратуры радиоуправления и радиовизирования на ракете будет не ниже величины

$$K_{\text{ФРД}}^{\text{дубл}} = 1 - (1 - 0,94)^2 \approx 0,96.$$

Указанные мероприятия должны привести к повышению надежности ракеты по сравнению с ракетой В-750 Δ до величины.

$$K_{B-760} = K_{B-750BH} \frac{K_{ФРД}^{дубл}}{K_{ФР} \cdot K_{РВ}} = 0,962.$$

Однако следует считать эту величину нижним пределом надежности ракеты, так как при оценке ее надежности не принимались в расчет такие мероприятия, как: улучшение чувствительности блока ФРД, уменьшение источников помех, применение дополнительной тренировки блока при его изготовлении;

дублирование датчиков скоростного напора во всех трех каналах автопилота, а также дублирование отдельных электрических цепей; ужесточение требований к технологии изготовления отдельных узлов и блоков автопилота, введение дополнительных контрольных операций, применение золоченых контактов в наиболее ответственных узлах аппаратуры и др.

Таким образом, обобщение результатов летных испытаний серийных ракет В-750 В и В-750ВН позволяет указать в качестве нижнего предела значения надежности боевой работы ракеты В-760 величину $K_{БР} = 0,96$ (без учета надежности специальной боевой части).

Оценка эксплуатационной надежности ракеты на основе статистических данных по ракетам В-750В и В-750ВН является предварительной и будет уточнена в процессе летных испытаний.

Г Л А В А Ш

ИЗМЕНЕНИЯ В ДВИГАТЕЛЬНОЙ
УСТАНОВКЕ И КОНСТРУКЦИИ
ПЛАНЕРА РАКЕТЫ

1. ИЗМЕНЕНИЯ В ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ

К о н с т р у к т и в н ы е и з м е н е н и я

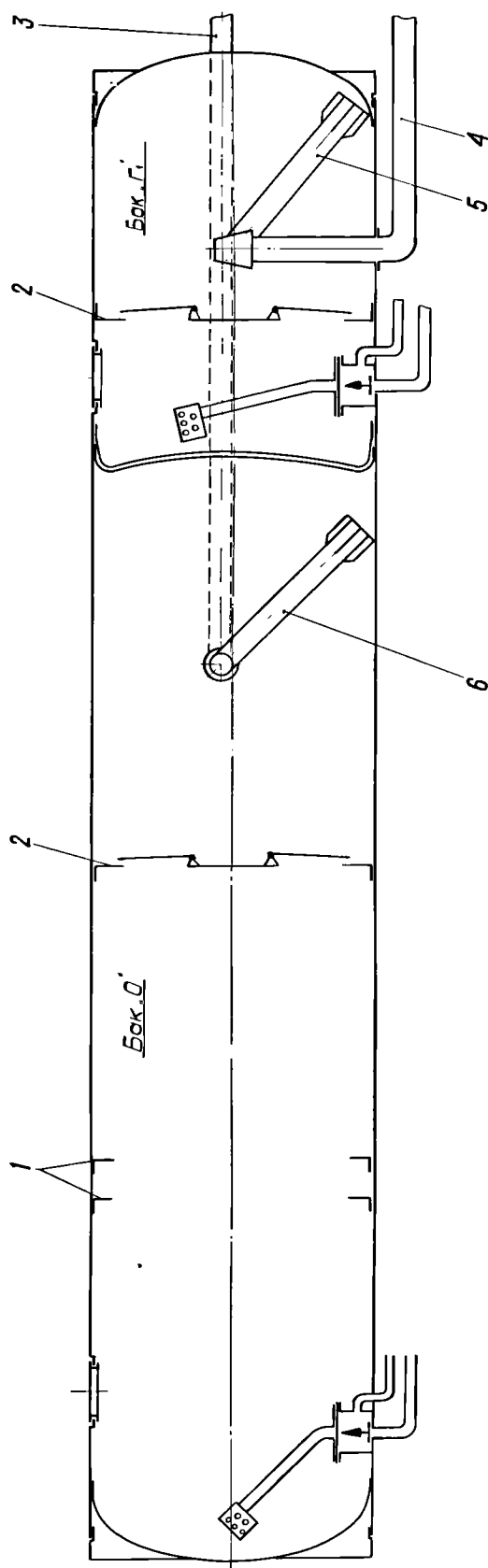
Конструктивные изменения двигательной установки вызваны стремлением улучшить характеристики ДУ в части средств забора топлива, эксплуатации и повышения надежности элементов ДУ на основе опыта, накопленного при летных испытаниях ракеты В-755.

Маршевый двигатель С2720, установленный на ракете В-760, аналогичен применяемому на ракете В-755, но не имеет отсечных клапанов в трактах окислителя и горючего. Возможность отказа от установки отсечных клапанов появилась в связи с тем, что по окончании работы двигателя под действием отрицательных перегрузок остатки компонентов топлива перемещаются в передние части баков и не захватываются заборными устройствами. Благодаря этому, устраняется возможность возникновения пульсационной работы камеры АРД.

Баки горючего и окислителя представляют емкость для окислителя (бак "0") и две емкости для горючего (баки "Г₁" и "Г₂"). Баки "0" и "Г₁" конструктивно объединены в отсек № 3, бак "Г₂" - представляет собой отсек № 5А.

Отсек № 3 /рис. 3.1/ представляет часть корпуса ракеты и имеет цилиндрическую форму. Обечайка отсека изготовлена из листового материала АМГЗ-П толщиной 2,8 мм.

В баки "0" и "Г₁" ввариваются клапанные перегородки 2. Клапанные перегородки препятствуют отливу окислителя и горючего от заборников 5 и 6 при неблагоприятных сочетаниях осевой и боковых перегрузок, что уменьшает конструктивные остатки окислителя и горючего.



1-СИЛОВЫЕ ШЛАНГУТЫ, 2-ПЕРЕГОРОДКА С КЛАПАНАМИ, 3-РАСХОДНЫЙ ТРУБОПРОВОД „Q“, 4-ТРУБОПРОВОД В БАК „Г“, 5-ЗАБОРНИК БАКА „Г“, 6-ЗАБОРНИК БАКА „Q“.

Рис. 3.1. СХЕМА БАКА „Q“ (ОТСЕКА №3)

В обечайку отсека № 3 вварены корпуса дренажно-заправочных горловин баков "О" и "Г₁", фланцы под заборники и корпуса мембранных узлов.

Отсек № 5А /рис. 3.2/представляет собою часть корпуса ракеты цилиндрической формы, диаметром 500 мм.

Обечайка отсека изготовлена из листового материала АМГЗ-П толщиной 2,8 мм. В передний шпангоут вваривается штуцер 1 для дренажа воздуха из бака "Г₂" при заправке. К обечайке отсека № 5А приваривается опора с угольником 2 для крепления заборника 3 и угольник 4 с дефлектором для подвода горючего из бака "Г₁".

Заборные устройства^{баков} "О", "Г₁" и "Г₂" аналогичны по конструкции и являются заборниками шарнирного типа.

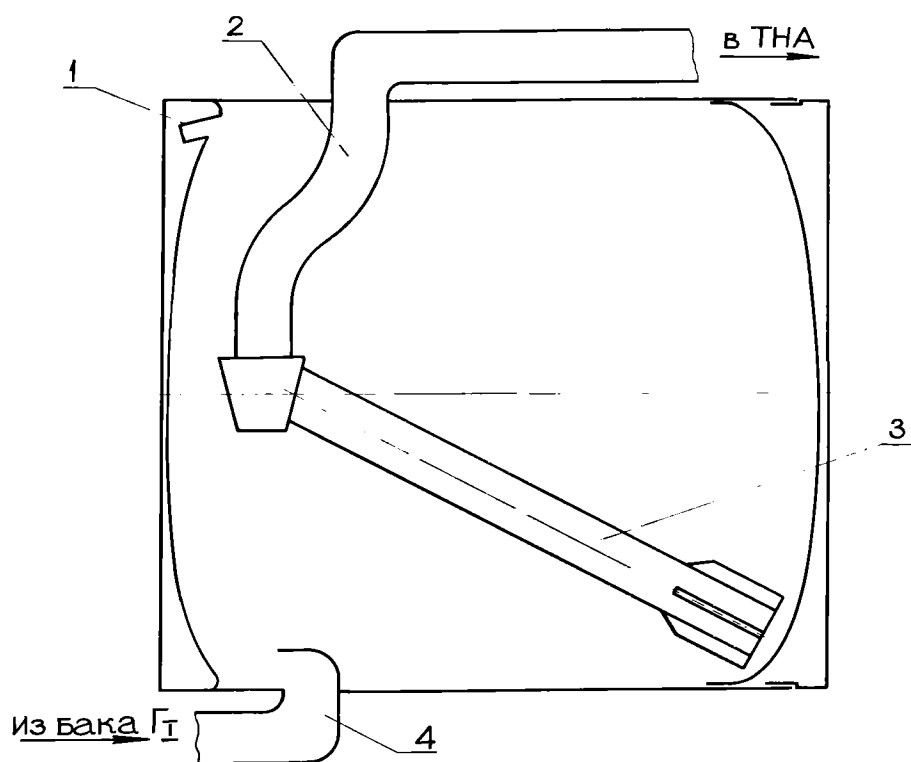
По конструкции и внешнему виду они не отличаются от рассмотренных в соответствующем разделе "Эскизного проекта ракеты В-760".

С х е м а р а б о т ы д в и г а т е л ь н о й у с т а н о в к и .

В связи с изменением схемы двигательной установки (отсутствуют отсечные клапана на маршевом МРД) появляется необходимость дополнить соответствующий раздел эскизного проекта некоторыми соображениями по особенностям работы ДУ ракеты.

После нажатия кнопки "пуск" срабатывает пироклапан пуска и воздух из баллона через редуктор наддува поступает к мембранным узлам, а через редуктор автопилота - к рулевым машинам, к регулятору тяги МРД, к механизму защиты трубки ПВД и в ампульную бортовую батарею.

После выхода батареи на режим подается импульс на пиропатроны пиросвечей стартового двигателя и МРД развивает тягу, необходимую для старта ракеты.



1-дренажный штуцер, 2-опора, 3-заборник, 4-угольник с дефлектором

Рис.3.2. Схема бака „Г₂“ (отсека №5А)

Под действием пороховых газов от ПРД срабатывают мембранные узлы и воздух для наддува поступает в баки "О" и "Г₁".

Как только скорость полета ракеты достигнет такой величины, когда давление скоростного напора воздуха становится равным $0,4 \text{ кг/см}^2$, сигнализатор скоростного напора замыкает цепь на подрыв пирозарядов пироклапана - газа. Газы из ПРД поступают на раскрутку турбины ТНА и в ножевые устройства пусковых клапанов. Окислитель и горючее поступают в насосы ТНА, а оттуда - в камеру сгорания и в газогенератор ПРД.

После отделения ускорителя ракеты от второй ступени вращение ротора турбины происходит за счет вазов, поступающих из газогенератора.

Через 24 сек полета от блока ПММ-60 подается электрический импульс на пирозаряды пироклапана отсечки, в результате чего прекращается доступ воздуха в регулятор тяги, меняется настройка регулятора и, соответственно, режим работы двигателя в сторону уменьшения тяги.

Когда давление воздуха в баллоне становится равным 85 кг/см^2 , срабатывает автоклапан отсечки и прекращается доступ воздуха на наддув баков. Весь остаток воздуха идет в рулевые машины автопилота.

А н а л и з р а б о т о с п о с о б н о с т и Д У
п о р е з у л ь т а т а м л е т н ы х и с п ы т а н и й
р а к е т ы В - 7 5 5 и у л у ч ш е н и е х а р а к -
т е р и с т и к з а б о р н ы х у с т р о й с т в
б а к о в .

На совместных испытаниях ракеты В-755 процент выработки топлива по высоким траекториям $/H = 20 \div 30 \text{ км/}$ составлял 91%. Соответственно, среднее время активного участка полета составляло $t_{акт} = 53,1 \text{ сек.}$ В результате анализа пусков совместных испытаний было принято решение об увеличении заправки окислителя на 4 литра $/6,5 \text{ кг/}$ и об изменении конструкции баков и забор-

ных устройств с целью увеличения выработки топлива. В частности, рекомендовалось изменить конструкцию разделительного донька между баками "0₁" и "0₂", что должно было дать увеличение выработки окислителя не менее, чем на 20 кг. В результате проведенной ОКЕ-2 ГКАТ проработки в серийное производство внедрены новые баки, с одним баком "0" вместо 2-х и с одним заборником в баке "0" /см. рис. 3.1./. Таким образом, в новой конструкции баков на ракетах В-755 и В-760 выработка окислителя на высоких траекториях должна быть увеличена не менее, чем на $\Delta G_{ок} = 26,5$ кг, что, в свою очередь, приведет к увеличению использования горючего при соотношении расходов компонентов на втором режиме работы двигателя $K_{II} = 3,6$ на

$$\Delta G_{гор} = \frac{\Delta G_{ок}}{K_{II}} \approx 7,5 \text{ кг.}$$

Общая выработка топлива должна увеличиться на

$$\Delta G_{\Sigma} = 26,5 + 7,5 = 34 \text{ кг.}$$

На совместных испытаниях заправка топлива составляла 709 кг. Выработка топлива составляла $0,91 \cdot 709 = 645$ кг. В серийных ракетах заправка будет составлять $709 + 6,5 = 715,5$ кг, а выработка $645 + 34 = 679$ кг. Соответственно процент выработки топлива на высоких траекториях должен составлять

$$\frac{679}{715,5} \cdot 100 = 94,8\%.$$

Новая конструкция баков и заборных устройств должна привести и к соответствующему увеличению процента выработки топлива и времени активного полета также и на пологих траекториях с $\theta = 15 + 30^\circ$. Это подтверждается проведенными летными испытаниями новых баков в пусках на высоту $H = 3$ км /пуски ракет В-755 №№ 91 и 92/, где время активного полета составляло 38,5 сек и 48,9 сек, а процент выработки топлива, соответственно 77% и 97%.

Для ракеты В-760 минимальная высота применения составляет 8,5 км, поэтому процент выработки топлива должен быть лучше, чем для ракеты В-755 в пусках на $H = 3$ км.

Надежность работы элементов ДУ ракеты В-760 может характеризовать тот факт, что за все 32 пуска совместных испытаний ракеты В-755 не было ни одного аварийного пуска по причине отхода в работе ДУ.

У л у ч ш е н и е э к с п л у а т а ц и о н н ы х
х а р а к т е р и с т и к д в и г а т е л ь н о й
у с т а н о в к и

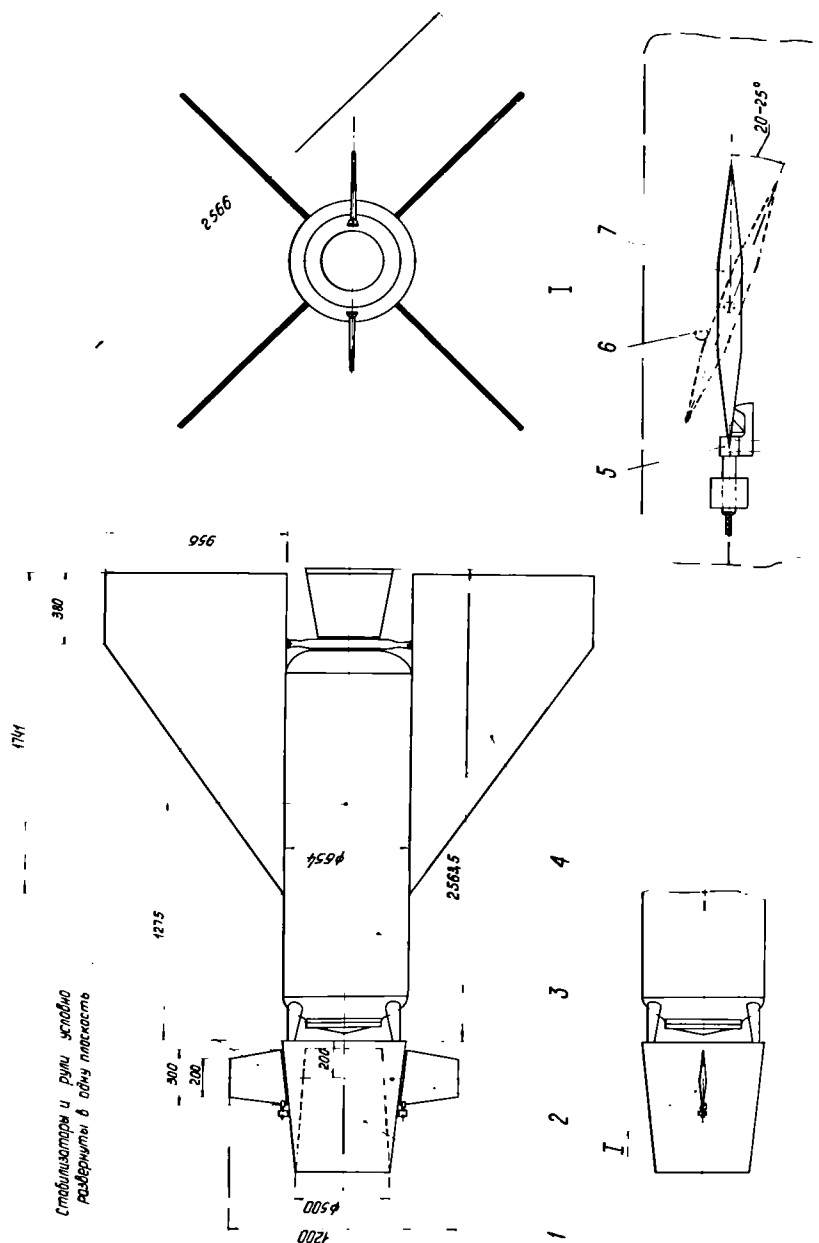
Уменьшение зоны падения ускорителей.

После совместных испытаний ракеты В-755 ОКБ-2 ГКАТ провело ряд мероприятий по улучшению эксплуатационных характеристик ДУ в части уменьшения зоны падения ускорителя, упрощения заправки топливных баков, слива и нейтрализации баков "0", расширения температурного диапазона ДУ до $\pm 50^{\circ}\text{C}$ и обеспечения одноразовой зарядки шар-баллона воздухом.

Согласно ТТТ на ракету В-760 /п.18/ зона падения стартового ускорителя не должна отличаться от зоны падения стартового ускорителя ракеты В-755. По ТТТ на ракету В-755 дальность падения ускорителей должна лежать в пределах 500±: 3000 м.

В настоящее время прорабатывается вопрос о выполнении этого требования. Для уменьшения дальности полета ускорителя конструктивно проработаны и частично проверены опытным путем устройства для торможения полета ускорителя.

Вариант с тормозной парашютной системой испытывался в полете на ракете В-750. Результаты испытаний показывают, что система не обладает достаточной надежностью. В настоящее время прорабатывается система торможения ускорителя с помощью специальных рулей /см. рис. 3.3/, устанавливаемых на ускорителе. После отделения ускорителя от ракеты рули становятся под



1-отсек НЗ, 2-руль, 3-корпус ПРА, 4-стабилизатор, 5-фиксатор, 6-стопор, 7-профиль руля.

Рис. 3.3 Схема установки рулей для уменьшения дальности падения ускорителя.

углом атаки к потоку ~~воздуха~~ и вызывают беспорядочное падение и вращение ускорителя. При этом, ломаются стабилизаторы, сопротивление ускорителя из-за беспорядочного падения возрастает и дальность падения сокращается.

Аналогичная конструкция торможения ускорителя испытывалась на ускорителях ракеты В-600П и показала хорошие результаты.

Вопрос о безопасном приземлении ускорителя прорабатывался ОКБ-2 ГКАТ. В результате проработки выявлено, что осуществление безопасного спуска ускорителя на парашюте /со скоростью 15 м/сек/ не может быть достигнуто без существенного ухудшения летных данных ракеты - из-за увеличения веса и лобового сопротивления ускорителя.

Улучшение эксплуатационных характеристик маршевой ДУ.

Измененная конструкция отсека № 3 (бак "0") /см.рис. 3.1/ значительно упрощает заправку /особенно заправку окислителя из емкости ТЗМ/, слив и нейтрализацию бака "0", делает эти операции аналогичными соответствующим операциям на ракетах З-750ВН.

Заправка, слив и нейтрализация баков "0" на ракетах В-750ВН отработаны и проверены в эксплуатации в войсковых частях.

В целях еще большего упрощения эксплуатации ракет В-755 и В-760, ГИПХ по заданию филиала ОКБ-2 ГКАТ проводит отработку методики газовой нейтрализации баков "0" после слива окислителя АК-20К. После получения положительных результатов будут приняты дополнительные решения о введении методики газовой нейтрализации баков "0" в эксплуатационную документацию как для ракет В-755, так и для ракет В-760.

Возможность расширения температурного диапазона работы ДУ с $+50^{\circ}\text{C}$ - 40°C до $+50^{\circ}\text{C}$ проверяется специальными испытаниями, по результатам которых будут проведены соответствующие изменения в документации.

Как известно, на ракете В-755 применяется 2-х сезонная зарядка шар-баллона воздухом. На ракете В-760 имеется возможность обходиться в эксплуатации одноразовой зарядкой баллона.

В отличие от ракеты В-755, на ракете В-760 маршевый двигатель не имеет режима постоянной тяги на низких траекториях, т.к. минимальная высота применения ракеты В-760 ограничена 8,5 км /траектория $\theta = 15^\circ$ /. Это позволяет допускать в конце работы ЖРД меньшее давление перед насосами, обеспечивающее их бескавитационную работу при величине тяги ЖРД $R_{\text{ж}} = 2000$ кг:

$$P_{\text{нагр. нас. "O"}} \geq 2 \text{ ата},$$

$$P_{\text{нагр. нас. "Г"}} \geq 0,75 \text{ ата}.$$

Гидравлические потери в магистралях окислителя и горючего при тяге $R_{\text{ж}} = 2000$ кг составляют:

$$\Delta P_{\text{гидр. "O"}} = 0,8 \text{ атм},$$

$$\Delta P_{\text{гидр. "Г"}} = 0,4 \text{ атм}$$

В худшем случае, на траекториях полета с $\theta \approx 15^\circ$, осевая перегрузка в конце активного участка близка к нулю, поэтому увеличением давления перед насосами за счет инерционного подпора жидкости можно пренебречь. Тогда минимально допустимые давления воздуха в баках "О" и "Г" в конце активного полета будут равны:

$$P_{\delta, \text{"O"}, \text{min}} = P_{\text{п.н}} + \Delta P_{\text{гидр.}} = 2,0 + 0,8 = 2,8 \text{ ата}$$

$$P_{\delta, \text{"Г"}, \text{min}} = P_{\text{п.н}} + \Delta P_{\text{гидр.}} = 0,75 + 0,4 = 1,15 \text{ ата}.$$

Максимальное давление воздуха при зарядке шар-баллона принято равным 350 атм, исходя из возможностей воздухозаправщика МС-4 и компрессорной станции СМ-14.

При изменении температуры окружающего воздуха давление воздуха в шарбаллоне будет изменяться согласно зависимости, приведенной на рис. 3.4. Как видно из графика, при одноразовой зарядке шарбаллона в диапазоне температур окружающей среды $\pm 50^\circ\text{C}$ минимальное начальное давление в баллоне перед пуском может составлять 205 атм. Для этого наихудшего случая / $P_{w.s. min.} = 206 \text{ ата}$ / ниже приводится расчет давления в баках "О" и "Г" в конце активного участка полета.

Исходные данные:

объем бака "О"	-	$V_{s.o} = 365 \text{ литров.}$
объем бака "Г"	-	$V_{s.g} = 214 \text{ литров.}$
Объем конструктивных остатков "О"	-	$V \text{ констр. "О"} = 13 \text{ литров}$
Объем конструктивных остатков "Г"	-	$V \text{ констр. "Г"} = 7,5 \text{ литра}$
Давление в баке "О" до момента срабатывания автоклапана отсечки	-	наддува "О" = 6,5 ата.
Давление в баке "Г" до момента срабатывания автоклапана отсечки	-	наддува "Г" = 4,5 ата.
Давление в шар-баллоне, при котором гарантируется нормальная работа АП	-	$P_{ост} = 16 \text{ ата}$
Давление срабатывания автоклапана отсечки -		$P_{отс} = 36 \text{ ата}$
Объем шар-баллона		$V_{ш.б.} = 23 \text{ литра}$
Температура воздуха в баках в момент		$T_{s.o} = T_{s.g} = 273^\circ\text{К.}$
Объем воздушной подушки в баке "Г" при $t = -50^\circ\text{C}$		= 26 литров
Объем возд. подушки в баке "О" при $t = -50^\circ\text{C}$		= 50 литров
Приведенный к нормальной атм. расход воздуха на АП		$Q_{AP} = 2000 \frac{\text{ЛИТРОВ}}{\text{МИН}}$
Удельный вес воздуха, приведенного к нормальной атмосфере,		$\gamma_{вн} = 1,225 \text{ кг/м}^3$
Время от начала расходования воздуха на АП до старта ракеты		$\Delta t_3 = 1,5 \text{ сек}$
Начальное давление в воздушных подушках баков при $t = -50^\circ\text{C}$		$P_{нод} = 1,03 \text{ ата}$

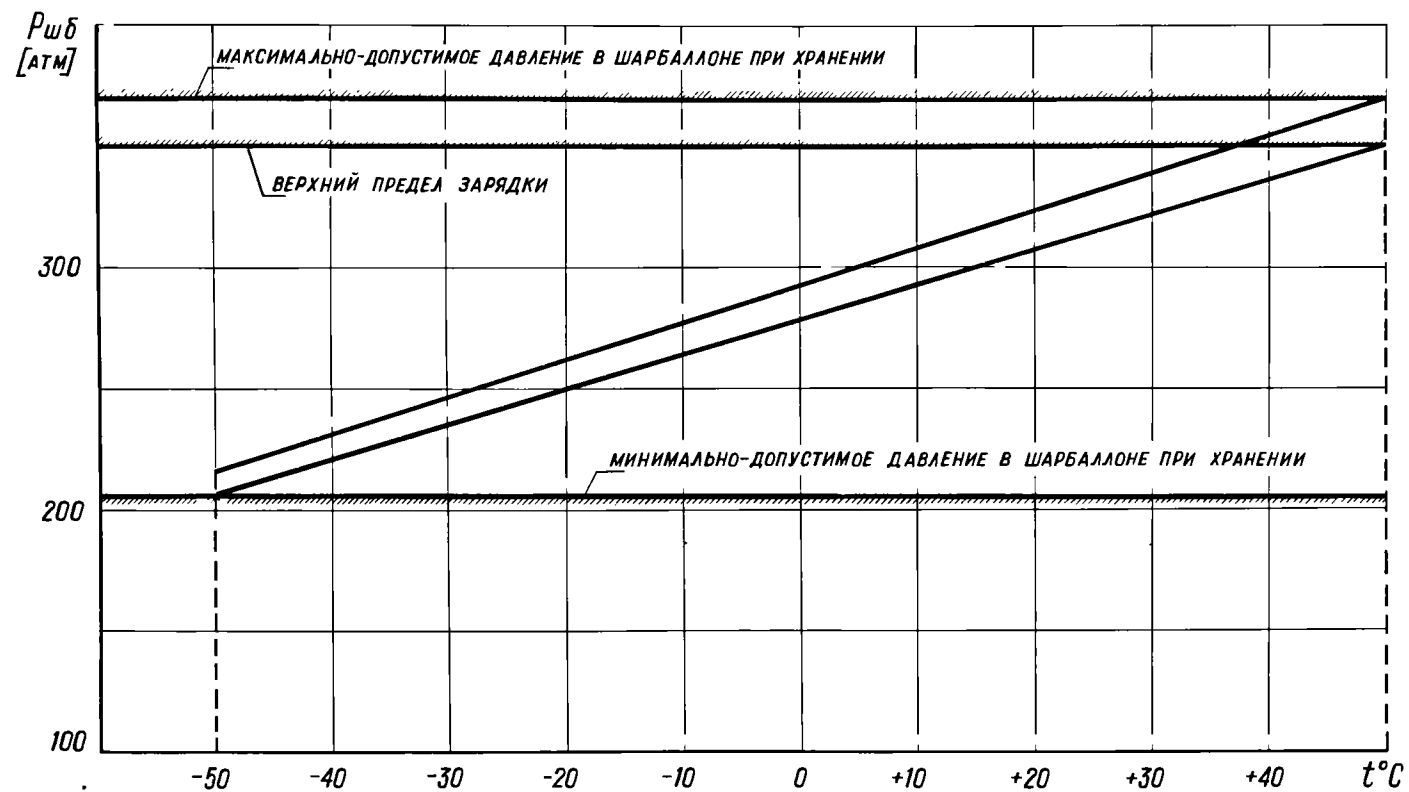


Рис.3.4. Зависимость давления воздуха в шарбаллоне от температуры при одноразовой зарядке.

Начальная температура воздуха в баллоне

$$- T_{\text{нач.}} = 223^{\circ}\text{K}$$

Температура воздуха нормальной атмосферы

$$- T_{\text{н.}} = 288^{\circ}\text{K}$$

На графиках (рис. 3.5 и 3.6) даны зависимости объема, занимаемого воздухом в баках "О" и "Г", от времени при 2-х режимной работе двигателя, имеющей место на ракете Б-760.

Время работы автопилота можно разбить на два участка:
 $\tau_{\text{отс}}$ /от момента схода ракеты с ПУ до момента срабатывания автоклапана отсечки/ и $\Delta \tau_{\text{АП}}$ - от момента $\tau_{\text{отс}}$ до момента достижения давления в шарбаллоне $P_{\text{отс.}} = 16$ ата.

$$\tau_{\text{АП}} = \tau_{\text{отс}} + \Delta \tau_{\text{АП}}.$$

Время $\tau_{\text{отс}}$ определим по уравнению весового баланса воздуха на момент срабатывания автоклапана отсечки, т.е. до того момента, когда воздух из шар-баллона расходуется на питание рулевых машин АП и на наддув баков "О" и "Г":

$$3,792 = (6,5 V_{\delta, "O"} + 4,5 V_{\delta, "Г"}) \cdot 0,00125 + 0,0519 \tau_{\text{отс.}}$$

Данное уравнение решается графически.

Задаемся несколькими значениями $\tau_{\text{отс}} = 15, 20, 25, 30$ сек и находим по графикам рис. 3.5 и 3.6 соответствующие им значения объемов, занимаемых воздухом в баках "О" и "Г":

$$V_{\delta, "O"} = 130, 164, 199, 231 \text{ литров};$$

$$V_{\delta, "Г"} = 70, 90, 108, 126 \text{ литров},$$

Строим зависимость значений правой части уравнения от $\tau_{\text{отс}}$ /рис.3.7/ и для значения правой части 3,792 находим искомое время отсечки $\tau_{\text{отс}} = 27,2$ сек.

После срабатывания автоклапана отсечки оставшийся в баллоне воздух расходуется только на питание рулевых машин автопилота. Время, в течение которого давление в шар-баллоне упадет от давления $P_{\text{отс}} = 86$ ата до давления $P_{\text{отс.}} = 16$ ата,

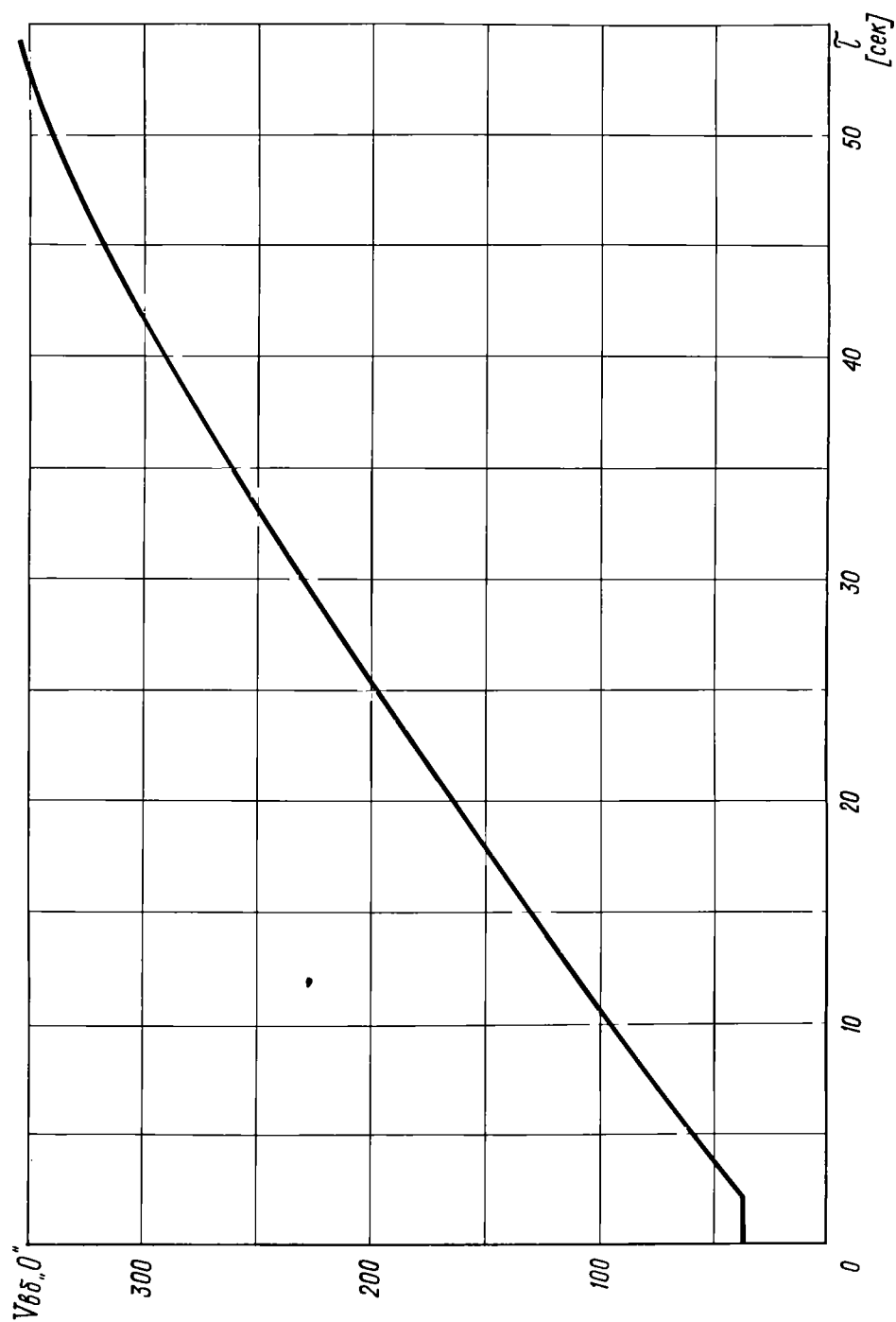


Рис. 3.5. Зависимость объема, занимаемого воздухом в баке „0“, по времени.

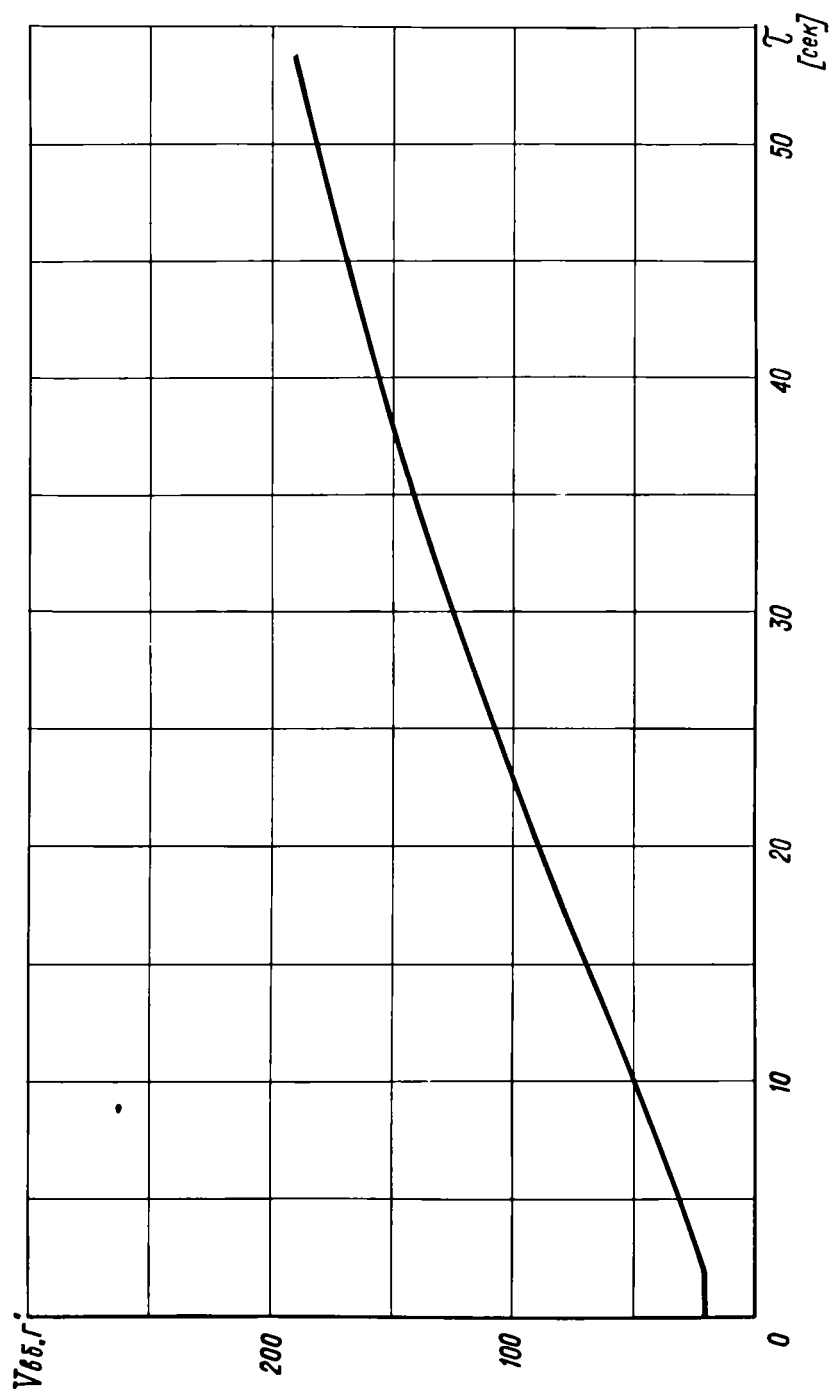


Рис. 3.6. Зависимость объема занимаемого воздухом в баке „Г“, по времени

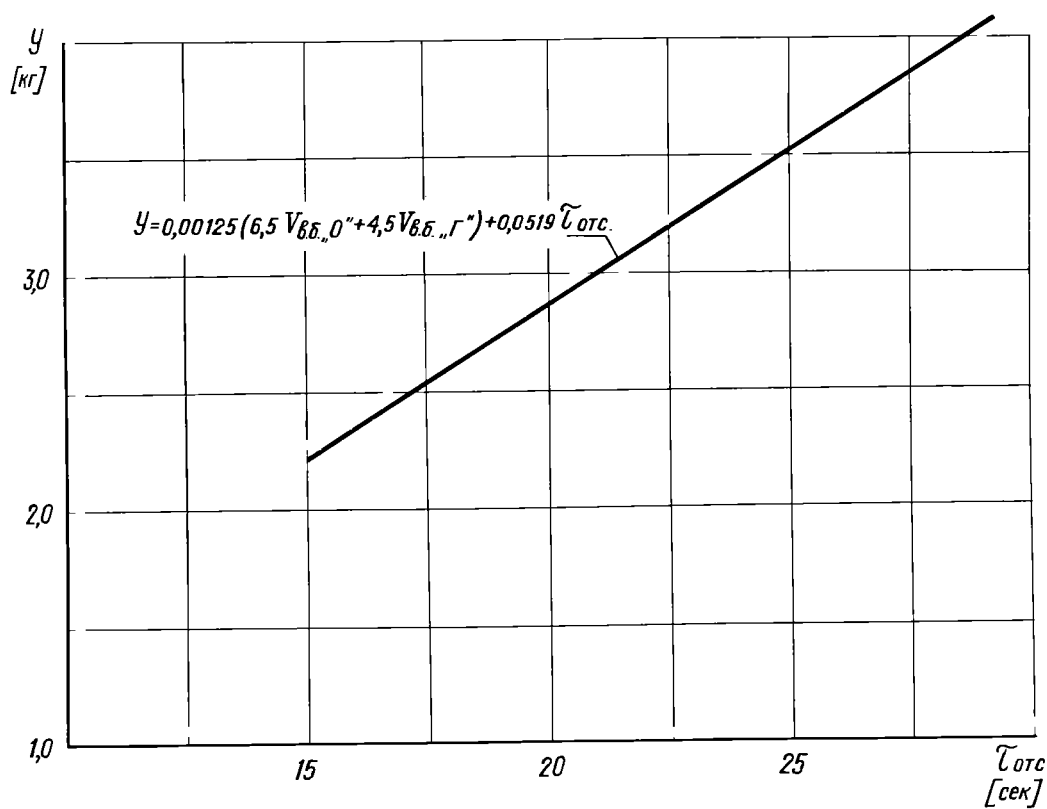


Рис. 3.7. График для определения времени срабатывания автоклапана отсечки

найдем по уравнению весового баланса на момент достижения $P_{ост}$:

$$\frac{P_{отс.} \cdot V_{ш.д.} \cdot 10}{R \cdot T_{отс}} = \frac{\vartheta_{АП} \cdot \gamma_{вн}}{1000 \cdot 60 \sqrt{\frac{T_{ср. АП2}}{T_{вн}}}} \cdot \Delta \tau_{АП1} \cdot \frac{P_{ост} \cdot V_{ш.д.} \cdot 10}{R \cdot T_{ост}}$$

Подставив в уравнение известные величины и решив его относительно $\Delta \tau_{АП1}$, получим

$$\Delta \tau_{АП1} = 48,3 \text{ сек.}$$

Общее время гарантированной работы АП при минимальном давлении однократной зарядки $P_{min} = 205 \text{ атм}$ составляет:

$$\tau_{АП} = 27,5 + 48,3 = 75,8 \text{ сек.}$$

Время работы автопилота, подсчитанное для других начальных давлений в шарбаллоне, показано на рис. 3.8.

С момента срабатывания автоклапана отсечки давления и объемы воздуха в баках "О" и "Г" связаны уравнением:

$$\frac{P_{нач.д. "О"}}{P_{д. "О" кон}} = \left(\frac{V_{д. "О"}}{V_{д. "О" отс.}} \right)^n$$

или

$$P_{д. "О" кон} = \left(\frac{P_{нач.д. "О"}}{V_{д. "О" отс.}} \right)^{\frac{1}{n}} \cdot V_{д. "О" кон}$$

Аналогично уравнение и для бака "Г".

Значения $V_{д. "О"}$ и $V_{д. "Г"}$ в момент $\tau_{отс}$ находим по графикам рис. 3.5 и 3.6.

$$\left. \begin{aligned} V_{д. "О" отс.} &= 214 \text{ литров} \\ V_{д. "Г" отс.} &= 117 \text{ литров} \end{aligned} \right\} \text{ Для } \tau_{отс.} = 27,2 \text{ сек.}$$

Конечные объемы воздуха в баке, в момент прекращения работы двигателя, подсчитываются по формуле:

$$V_{д. "О" кон} = V_{д. "О"} - V_{констр.},$$

$$V_{д. "Г" кон} = V_{д. "Г"} - V_{констр.}$$

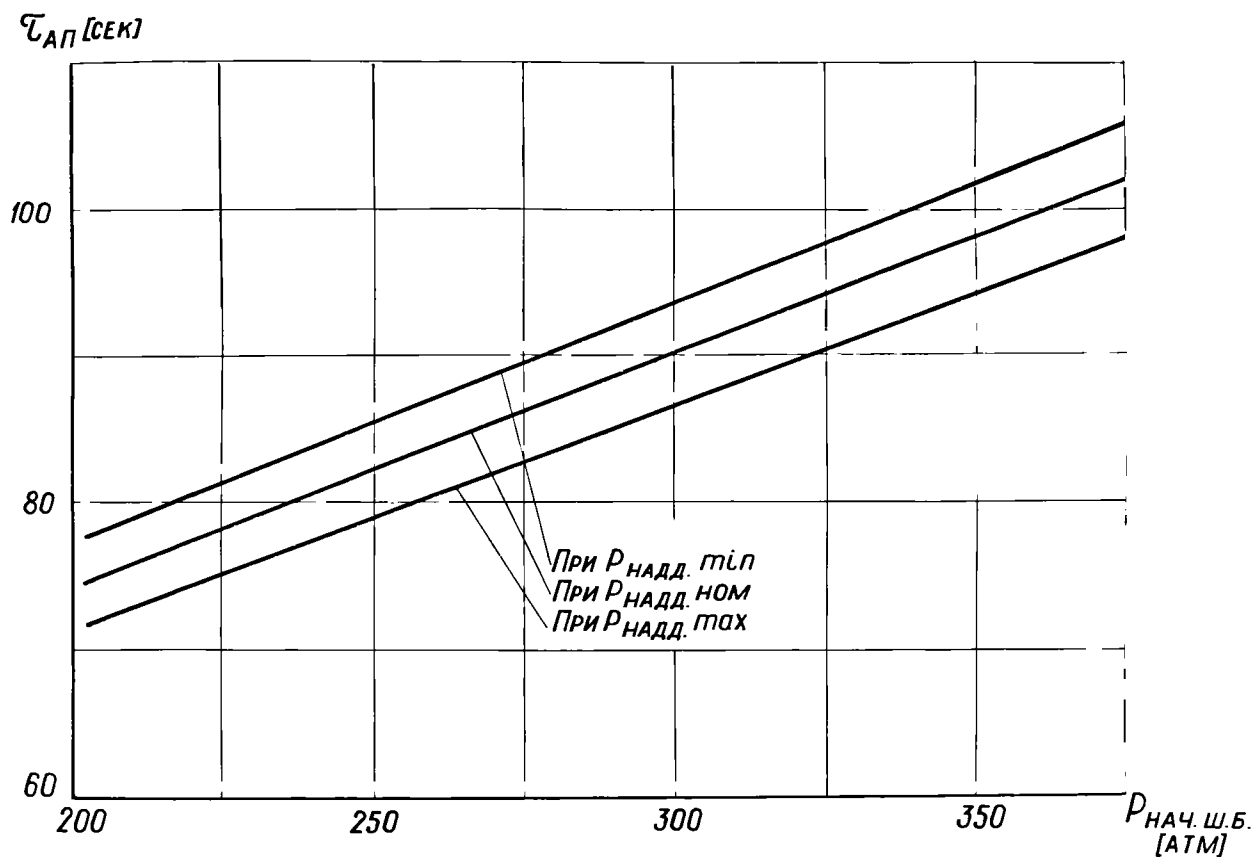


рис. 3.8. Зависимость времени работы автопилота от начального давления в баллоне

По уравнению для $P_{\delta, "0"_{кон}}$ и $P_{\delta, "Г"_{кон}}$ находим конечные давления воздуха в баках "0" и "Г":

$$P_{\delta, "0"_{кон}} = 3,58 \text{ ата},$$

$$P_{\delta, "Г"_{кон}} = 1,58 \text{ ата}.$$

Сравнивая располагаемые давления в баках "0" и "Г" с потребными давлениями / $P_{\delta, "0"_{min}} \geq 2,8 \text{ ата}$ и $P_{\delta, "Г"} \geq 1,15 \text{ ата}$ / отмечаем, что даже в худшем случае / $\theta = 15^\circ$ и $P_{\omega, \delta, min} = 205 \text{ атм}$ / перед насосами обеспечивается достаточный противокавитационный подпор во все время работы двигателя. На более высоких траекториях давление перед насосами "0" и "Г" будет больше за счет инерционного полнора столба жидкости от действия осевой перегрузки.

2. ИЗМЕНЕНИЯ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

Изменения в конструкции планера по сравнению с описанным в "Эскизном проекте ракеты В-760", весьма незначительны и вызваны, в основном, требованиями улучшения эксплуатации ракеты.

Механизм для защиты трубки ПВД

В отличие от сбрасывающегося чехла для защиты трубки ПВД-12 от механических повреждений в процессе транспортировки и наземной подготовки ракеты, описанного в эскизном проекте, в настоящее время на ракете установлен механизм с выдвижным насадком, по своей конструкции аналогичный примененному на серийной ракете 3-755.

Механизм с выдвижным насадком (рис. 3.9) служит для защиты трубки ПВД-12 от попадания влаги и пыли в наземных условиях при хранении и транспортировке ракеты, а также для предохранения выступающей части трубки от механических повреждений. Механизм состоит из корпуса 2, цилиндра 3, насадка 4 и кронштейна 5, с установленным на нем приемником воздушных давлений 1.

Цилиндр и кронштейн с установленным ПВД-12 жестко крепятся к крестовине 6 корпуса. Насадок 4 заканчивается поршнем, который может перемещаться по цилиндру 3. Для защиты механизма от попадания пыли и влаги в передней части корпуса установлено воилочное кольцо 12. Для предотвращения утечки воздуха между цилиндром и насадком, а также между цилиндром и корпусом установлены резиновые кольца 7, 11 и прокладка 8.

При транспортировке и хранении ракеты насадок выдвигается вручную в крайнее переднее положение и в отверстие вставляется резиновая пробка 13.

При пуске ракеты механизм автоматически открывает трубку ПВД. Происходит это следующим образом. После подачи команды "пуск" и срабатывания пироклапана пуска, воздух давлением около 50 атм из пневмосистемы ракеты подается в штуцер 9. Через кольцевую проточку в корпусе и отверстия 10 в цилиндре воздух попадает в полость между цилиндром и насадком. Давление воздуха сдвигает поршень и связанный с ним насадок в крайнее заднее положение, при этом ПВД-12 выталкивает резиновую пробку.

И з м е н е н и я в к о н с т р у к ц и и о т с е к а № 2 а

Конструкция отсека № 2А /рис.3.10/ изменилась следующим образом.

Между корпусом 11 и кольцом 15 установлено компенсационное технологическое кольцо 13 диаметром ϕ 525 мм. Кольцо изготовлено механической обработкой из листового материала Д16А. При

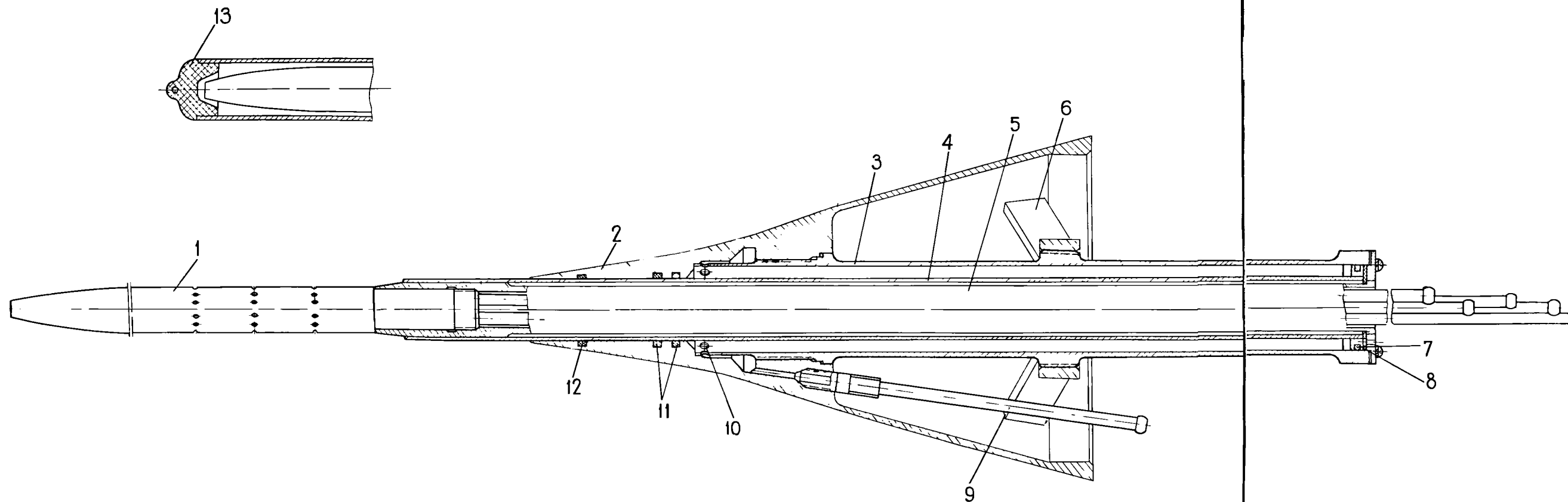


Рис. 3. 9. Механизм выдвижного насадка с ПВД-12

1-ПВД-12; 2-корпус; 3-цилиндр; 4-насадок; 5-кронштейн; 6-крестовина;
 7-резиновое кольцо; 8-прокладка; 9-штуцер; 10-отверстие; 11-резиновые кольца;
 12-войлочное кольцо; 13-пробка.

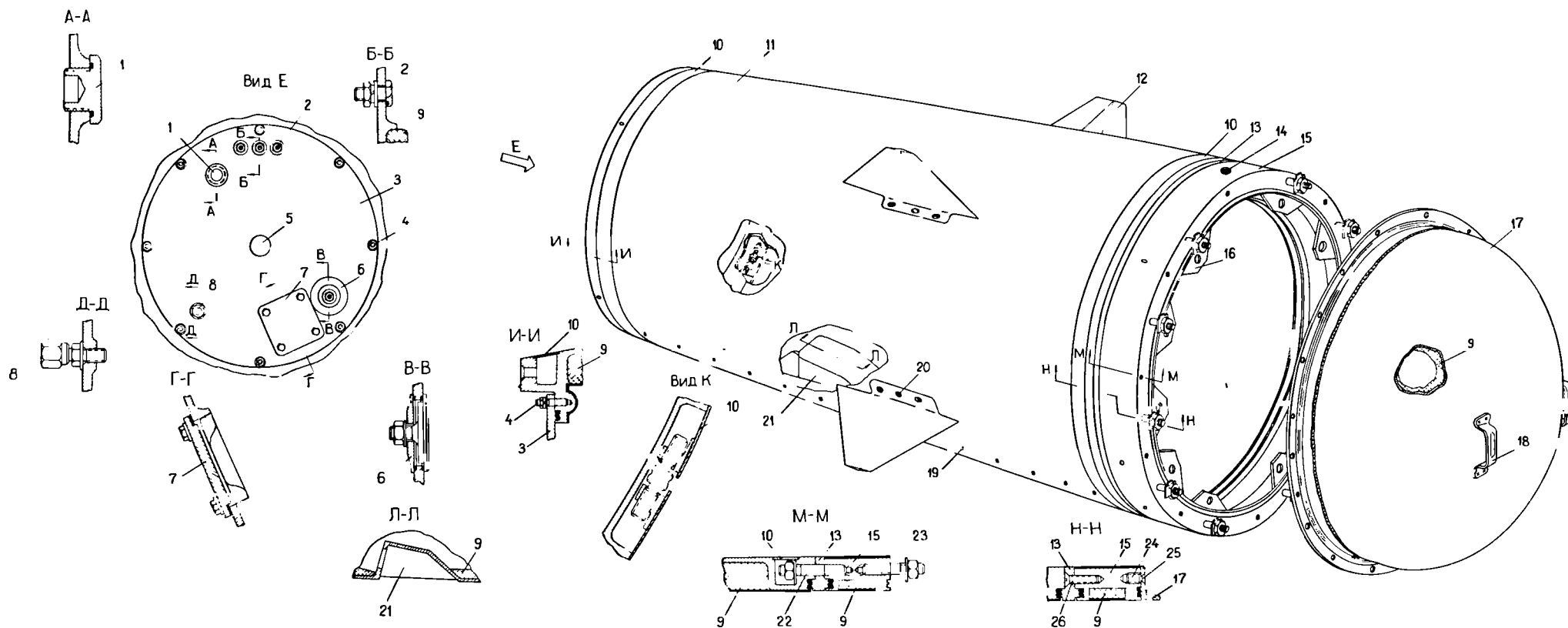


Рис.3.10. Отсек № 2А

1-Заглушка, 2-болт, 3-передняя крышка; 4-шпилька; 5-ручка, 6-лючок, 7-лючок; 8-штуцер, 9-теплоизоляция, 10-лента, 11-корпус, 12-плоскость, 13-компенсационное технологическое кольцо; 14-втулка; 15-кольцо; 16-проушина, 17-колпак; 18-скоба; 19-втулка; 20-винт; 21-окно, 22-шпилька, 23-шпилька; 24-втулка; 25-винт;

монтаже оборудования компенсационное технологическое кольцо 13 снимается и его место занимает фланец оборудования.

Длина корпуса 11 отсека увеличилась на 6 мм за счет перемещения заднего торца.

Кольцо 15 уменьшилось по ширине на 12 мм. Внутри корпуса отсека, в передней части, дополнительно введено поперечное ребро с четырьмя опорными площадками для оборудования отсека.

ГЛАВА IУ

ЭЛЕКТРОСИСТЕМА РАКЕТЫ.
ВИБРОУСТОЙЧИВОСТЬ БОР-
ТОВОЙ АППАРАТУРЫ И БОЕ-
ВОЙ ЧАСТИ

І. ЭЛЕКТРОСИСТЕМА РАКЕТЫ

У с л о в и я р а б о т ы э л е к т р о о б о р у д о - в а н и я р а к е т ы .

Вся бортовая аппаратура и оборудование ракеты электрически объединены в единый комплекс, автоматически обеспечивающий с помощью электросистемы ракеты работу всех других систем в период подготовки ракет к пуску и в полете.

Бортовая аппаратура и электрооборудование ракеты должны надежно работать, обеспечивая требуемые характеристики, при следующих условиях:

- знакопеременных перегрузках от вибраций: до 4 на частотах 16 + 18 гц (для боевой части и резервного блока радиоуправления перегрузки до 6) ; до 4 на частотах 70 + 200 гц ; для до 4 на частотах 400 + 700 гц и до 15 на частотах 1200 + 2000 гц (для боевой части и резервного блока радиоуправления перегрузки до 4). Указанные перегрузки действуют в любом направлении, перпендикулярном продольной оси ;
- линейных перегрузках до 25, направленных по продольной оси ракеты против направления полета и нарастающих за 0,07 + 0,15 сек. при полете с ускорителем и до 3 при полете второй ступени ракеты ;
- линейных перегрузках до 17 по осям ОУ и ОZ (для боевой части и резервного блока радиоуправления до 12) ;
- колебаниях температуры окружающего воздуха от -40°С до + 50°С ;
- относительной влажности до 98 % при + 20°С ;
- изменений барометрического давления от 800 до 8 мм рт. ст. ;

- режиме работы бортовой аппаратуры: 25 мин работы; 20 мин перерыв. Количество допустимых циклов включения бортовой аппаратуры в зависимости от температуры окружающего воздуха (при закрытых люках ракеты) следующее:

не выше $+40^{\circ}\text{C}$ - неограниченное число циклов
в пределах ресурса ;
свыше $+40^{\circ}$ до $+42^{\circ}\text{C}$ - 5 циклов ;
свыше $+42^{\circ}$ до $+44^{\circ}\text{C}$ - 2 цикла ;
свыше $+44^{\circ}$ до $+50^{\circ}\text{C}$ - 1 цикл.

Потребление электроэнергии бортовой аппаратурой.

Потребителей электроэнергии постоянного тока можно разделить на три группы:

- потребители, питающиеся электроэнергией как от наземного (при проверках или в процессе подготовки ракеты к старту), так и от бортового (при старте и полете) источников постоянного тока: автопилот, боевая часть, блок радиоуправления и радиовизирования, преобразователь тока, реле, программные механизмы ;
- потребители, питающиеся только от наземного источника: обогрев боевой части, ампульной батареи и блока ФР-15Д; пирозаряды пироклапана пуска воздуха высокого давления ; пиропатроны запуска ПРД ;
- потребители, питающиеся только от бортового источника: пирозаряды запуска ПРД, пирозаряды клапана отсечки регулятора тяги ПРД.

Автопилот, блок радиоуправления и радиовизирования, переключатель блоков ФР-15Д по переменному току питаются как от наземных, так и от бортовых источников тока. Однофазный переменный ток используется для питания анодных и накальных цепей электронных приборов, а трехфазный переменный ток — только для питания гиromоторов в автопилоте.

При работе бортовой аппаратуры потребляемая мощность в цепи постоянного тока изменяется в широких пределах. В цепи переменного тока мощность не изменяется в процессе всего полета.

Потребление постоянного тока аппаратурой по цепи 26в дано в таблице I.

Таблица № I

Наименование потребителей	Режим работы аппаратуры				
	Подготов-ка (а)	Старт и разарретирование АП (а)	Сброс ускорит. (а)	10+12 секунды по-лета (а)	От 12-й секунды до встречи с целью (а)
Обогрев бата-реи 20А-10	4,0	-	-	-	-
НТО-800Б	-	Пусковой 120-130	43,0	43,0	43,0
Обогрев боевой части	12,0	-	-	-	-
Блок „105Г”	2,0	-	-	26,0	3,0
Блок АП	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0
Разарретирование АП	-	6,0	0,5	0,5	0,5
Блок ФР-15Д	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
ПМК-60А (2 шт)	-	4,0	4,0	4,0	4,0
ТКЕ-56ПД (2 шт)	-	0,44	0,44	0,44	0,44
ТКЕ-53ПД (2 шт)	-	0,34	0,34	0,34	0,34
Суммарное потребление	24,5	147,28	54,78	80,78	57,78

В настоящей таблице не приведены следующие импульсные нагрузки (ссылки на позиции относятся к рис. 4.2) :

- пирозаряды ПЗ-253БМ на магистрали воздуха высокого давления (поз. 10) потребляют ток $I_5 + 20a$ каждый в течение $0,5 + 1,0$ мсек ;
- пиропатроны ПП-9рс запуска ПРД (поз. 8) потребляют ток $30a$ каждый в течение 500 мсек ;
- пирозаряды ПЗ-253БМ запуска ЖРД (поз. II, IIa) потребляют ток $I_5 + 20a$ каждый в течение $0,5 + 1,0$ мсек ;
- пирозаряды ПЗ-253БМ клапана отсечки регулятора тяги ЖРД (поз. 7,7a) потребляют ток $I_5 + 20a$ каждый в течение $0,5 + 1,0$ мсек ;
- два реле в боевой части, включающие разогревные источники тока в автономных цепях самоликвидации, потребляют ток $1,5a$ каждое в течение 0,2 сек ;
- два разогревных источника тока в автономных цепях самоликвидации потребляют ток $13a$ каждый в течение 20 мсек ;
- два реле в боевой части, включающие нагрузки $1R$ и $2R$, потребляют ток $1,5a$ каждое в течение 0,2 сек.

График потребления тока по цепи 26в, составленный на основании таблицы № 1, приведен на рис. 4.1. Пользуясь графиком, нужно иметь ввиду, что на нем показан частный случай изменения силы тока по цепи 26в при средних значениях нагрузок и номинальном напряжении. В реальных условиях эксплуатации неизбежен разброс этих величин за счет разной величины омического сопротивления отдельных потребителей, различной силы тока, потребляемой электродвигателем преобразователя, различной температуры окружающей среды и аппаратуры, а также за счет разброса величины напряжения источника тока.

Мощность переменного однофазного тока, потребляемая автопилотом и аппаратурой радиоуправления, не превышает величин, указанных в таблице № 2.

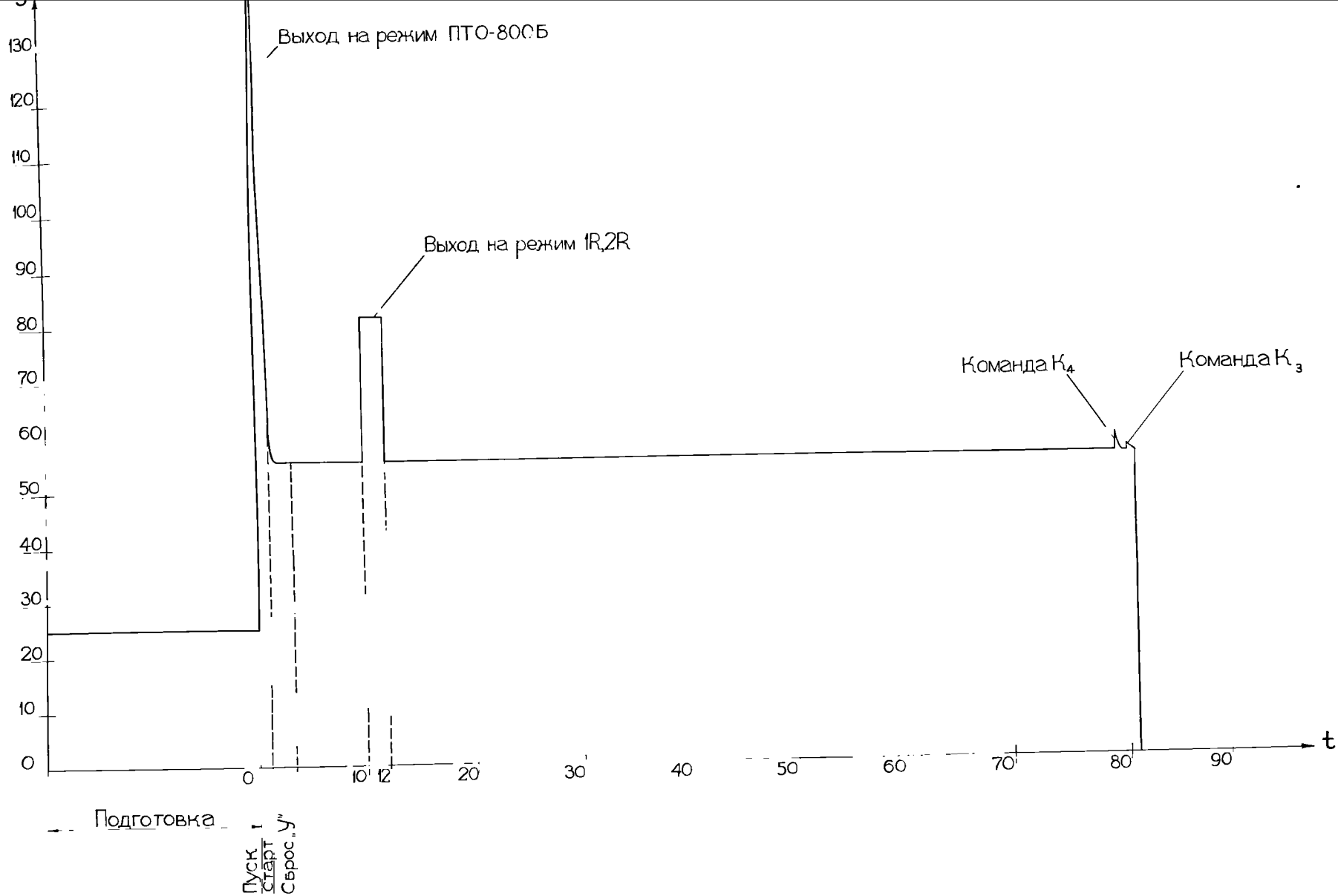


Рис. 4.1. График потребления тока по цепи 26 в.

Таблица № 2

Наименование аппаратуры	Наибольшая величина потребляемой мощности
Блок ФР-15Д	320 ва
Автопилот	95 ва

Потребляемая мощность трехфазного переменного тока не превышает 65 ва.

П р и н ц и п и а л ь н а я с х е м а э л е к т р о - с и с т е м ы р а к е т ы .

Принципиальная схема электросистемы ракеты (рис. 4.2) иллюстрирует принципы построения электросистемы ракеты и ее работу при подготовке ракеты к пуску и в полете. Перечень элементов схемы приведен в приложении.

На рис. 4.2 все контактные устройства элементной схемы показаны в исходном состоянии, "Минус" бортовой батареи и "0" бортового преобразователя ПТО-800Б (по цепи II5в) соединены между собой и с корпусами ^дбок бортовой аппаратуры. На принципиальной схеме цепи, идущие к "минусу" батареи, не показаны и имеют условное обозначение " корпус ".

Работа бортового оборудования в предпусковой и пусковой периоды рассматривается с учетом функциональной связи его с пусковой установкой СМ-90.

Операции перед подготовкой ракеты к пуску

Подготовительные операции заключаются в следующем :

а) производится обогрев бортовой батареи 20А-10 (при температуре окружающего воздуха ниже -25°C). При нахождении ракеты на транспортно-стыковочной тележке (ТСТ) или транспортно-заряжающей машине (ТЗМ) обогрев батареи 20А-10 осуществляется переменным током напряжением 26 вольт от наземных источников питания через разъем (поз. 24), выходящий на борт ракеты. Во время передвижения ракеты на ТЗМ обогрев батареи осуществляется постоянным током напряжением 12в.

При нахождении ракеты на пусковой установке обогрев батареи производится от источников питания пусковой установки через разъем Ош-10 (клемму I4) переменным током напряжением 26 вольт.



Температура внутри батареи поддерживается на уровне $(+ 25 + 7)^{\circ}\text{C}$ автоматически, для чего из батареи контактами биметаллического реле через разъем ОШ-10 (клемму 16) выдается команда выключения и включения обогрева на реле, находящееся в блоке автоматики пусковой установки.

б) Производится обогрев боевой части "105Г" для поддержания необходимого температурного режима. При нахождении ракеты на пусковой установке обогрев боевой части производится от источников питания пусковой установки через разъем ОШ-10 (клемму 37) переменным током напряжением 26 вольт.

Для обеспечения нормальной работы боевой части температура внутри ее поддерживается в пределах от $+12^{\circ}\text{C}$ ^{$90 + 22^{\circ}\text{C}$} с этой целью на разъем ОШ-10 выведены, соответственно , на клеммы 38 и 22, сигналы включения и выключения обогрева.

На случай неисправности цепей управления включением и выключением обогрева на разъем ОШ-10 выведены концы сигнализации остывания или перегрева боевой части клемма 27 ($+ 6^{\circ}\text{C}$) и клемма 2 ($+ 39^{\circ}\text{C}$).

При нахождении ракеты на транспортно-стыковочной тележке (ТСТ) или транспортно-заряжающей машине (ТЗМ) обогрев боевой части производится переменным током напряжением 26в от наземных источников питания через разъем (поз.24), выходящий на борт ракеты. Во время передвижения ракеты на ТЗМ обогрев боевой части производится постоянным током напряжением 12в.

в) Производится проверка целостности цепей пиротехники. Проверка целостности цепей пиротехники проводится заранее, в любое время, независимо от подготовительного цикла. Проверка исправности цепей пиротехники осуществляется с пульта оператора , при этом, тумблер " Питание ЭСП " на блоке И86В должен находиться в положении " контроль".

Контроль цепей пиротехники осуществляется током 40 ма, который, проходя из блока автоматики через разъем ОШ-Ю, последовательно, через пиропатроны ПРД (8), коммутируемые цепи блока автоматики ПУ, пирозаряды пироножа (I7), коммутируемые цепи блока автоматики ПУ, пирозаряды клапана воздуха (Ю), поступает в блок автоматики пусковой установки на реле, подключающее напряжение + 26 вольт на проверку исправности цепей готовности боевой части.

Исправность цепей готовности боевой части проверяется по следующей цепи: клемма 28 разъема ВШ-Ю - разъем Ш-I (блок "Ю5Г"), клемма 37 (цепи предохранения боевой части) - разъем В-I, клемма 40 - клемма 29 разъема ОШ-Ю.

Через блок автоматики сигнал "исправность" (напряжение + 26 вольт) поступает на пульт оператора, на котором загорается табло "РВ и ПП исправно". В случае неисправности указанных цепей на пульте оператора загорается табло "Неисправность".

Цикл подготовки ракеты к пуску на пусковой установке.

Подготовка бортовой аппаратуры ракеты к пуску производится при нахождении тумблера "питание ЭСП" в положение "26в авар. выключ. ЭСП".

Для прохождения подготовительного цикла с борта ракеты должны выдаваться следующие сигналы:

- "опознавательный знак" ракеты выдается как отрицательный потенциал с клеммы 23 разъема ОШ-Ю. Сигнал поступает в блок автоматики на реле, коммутирующие цепи питания и контроля, которые служат для подготовки пуска ракеты данной модификации:

- "батарея нагрета" выдается как отрицательный потенциал с клеммы 15 разъема ОШ-Ю на реле в блоке автоматики, подключающее команду "подготовка".

ПРИМЕЧАНИЕ: Сигнал "батарея нагрета" поступает независимо от фактической температуры внутри батареи.

С момента соединения цепей борта с цепями пусковой установки через клемму 17 разъема ОШ-10, выдается отрицательный потенциал для блокировки анодного напряжения магнетрона в блоке ФР-15Д (по условиям работы магнетрона анодное напряжение может быть включено только через 1,5 минуты после подачи питания на цепь накала).

При нажатии кнопки " Подготовка " на пульте оператора напряжение + 26 вольт из блока автоматики выдается на клемму 28 разъема ОШ-10 для контроля цепей готовности, при исправности которых срабатывает реле в блоке автоматики пусковой установки, выключающее наземный преобразователь АТП-2. Постоянный ток напряжением + 26 вольт поступает на клемму 24 разъема ОШ-10 для питания блоков управления автопилота АС-1Н, радиоуправления и радиовизирования ФР-15Д, блока переключения ФР-20Д и подготовки цепей в ПМК-60А.

Одновременно включается преобразователь переменного тока А2-Т, от которого на борт ракеты поступает переменный однофазный ток напряжением 115 в частотой 400 гц на клемму 26 разъема ОШ-10 и переменный трехфазный ток напряжением 3 x 36 в частотой 400 гц на клеммы 18, 19, 20 разъема ОШ-10. Однофазный ток питает элементы схем блока радиоуправления и радиовизирования, блока переключения и автопилота. Трехфазный ток питает гироскопы автопилота.

Одновременно от наземных источников питания через клеммы 33, 34, 35 разъема ОШ-10 осуществляется обогрев магнетрона ответчика в блоке ФР-15Д переменным током, напряжением 26 в.

При прохождении подготовительного цикла, после подачи напряжения на клемму 24 разъема ОШ-10, автоматически проверяется арретированное положение свободного гироскопа в автопилоте, исходное положение реле подключения команд в блоках ФР-15Д и исходное положение обоих ПМК-60А.

Проверка осуществляется постоянным током напряжением 26в по следующей цепи:

Клемма 24 разъема ОШ-10 - блок АС-ИН (разъем ШІ), клеммы 8,15 - клеммы 18 разъема ШІ блока АС-ИН - блок ФР-15Д (резервный) разъем ШІ клемма 16 - клемма 2 разъема ШІ блока ФР-15Д (резервного) - блок ФР-15Д (основной) разъем ШІ, клемма - 16 - клемма 2 разъема ШІ блока ФР-15Д (основного) - блок ПМК-60А (53а) клемма 11 - клемма 12 блока ПМК-60А (53а) - блок ПМК-60А (53) клемма 11 - клемма 12 блока ПМК-60А (53) - клемма 13 разъема ОШ-10.

С клеммы 13 разъема ОШ-10 напряжение +26в вольт через блок автоматики выдается в кабину оператора для формирования сигнала "подготовка". В случае неисправности в блоке автоматики цепой питания борта ракеты переменным током, напряжение +26в для формирования сигнала "подготовка " не пройдет.

По получении сигнала "подготовка " на пульте оператора кнопка "подготовка" опускается, при этом, в кабине оператора включается временной механизм, который отсчитывает время подготовительного цикла.

Через 1,5 минуты после включения временного механизма выдается напряжение +26в на включение следящего привода (команда " синхронизации"). При этом, пусковая установка входит в режим слежения, т.е. согласуется со станцией наведения. Затем с блока управления электрического следящего привода (ЭСП) выдается сигнал " синхронизация", поступающий в пульт оператора, на котором загорается табло " синхронизация".

Одновременно с клеммы 17 разъема ОШ-10 снимается отрицательный потенциал, в результате чего в блоке ФР-15Д включается анодное напряжение магнетрона ответчика.

Через 2 минуты после включения постоянного и переменного тока бортовая аппаратура выходит на режим: разогреваются накалы ламп в блоках и раскручиваются гиromотory автопилота. За это же время происходит обогрев магнетрона ответчика в блоке ФР-15Д.

Через 2 минуты с момента получения сигнала "Подготовка" временной механизм включает ток напряжением 26 вольт, который поступает на пульт оператора и стреляющего, как сигнал "Готов". В кабине оператора подготавливаются цепи для прохождения команды "пуск". Таким образом, через 2 минуты при наличии сигналов "синхронизация" (готовность пусковой установки) и "готов" (готовность ракеты) можно производить пуск ракеты.

В режиме готовности ракета может находиться в течение 25 минут. Отключение питания постоянным и переменным током ракеты происходит автоматически. Команда на выключение питания выдается через временной механизм пусковой установки.

После 20 минутного перерыва подготовительный цикл может быть повторен.

Пусковой цикл.

Пусковой цикл начинается с подачи команды "пуск". При этом, постоянный ток напряжением 26в через контакты реле готовности и синхронизации в пульте оператора (при наличии угла наклона стрелы пусковой установки выше $22^{\circ}30'$, контролируемого специальным концевым выключателем в пусковой установке) поступает в блок автоматики на реле пуска.

Это реле, срабатывая, переключает цепи пиротехники с контроля на подрыв и выдает напряжение +26в на подрыв пирозарядов клапана пуска воздуха (10) через клеммы 7 и 8 разъема ОШ-10. После подрыва этих пирозарядов воздух из шар-баллона через понижающие редукторы поступает по пневмопроводке: в батарею 20А-10 (4); на рулевые блоки автопилота (28, 29 и 30) и на механизм выдвижного насадка ПВД. Бортовая батарея начинает выходить на режим. По мере выхода на режим батареи раскручивается бортовой преобразователь ПГО-300Б. Спустя не более 0,8 секунды после команды "пуск" на клемму 30 разъема ОШ-10 поступает ток от бортовой батареи 20А-10, последовательно, через клемму 39 разъема ОШ-10 и блок автоматики.

Одновременно, специальный концевой выключатель на пусковой установке замыкает цепь на клемму 10 разъема ОШ-10, через которую поступает ток напряжением +26в для запуска программных механизмов ПМК-60А. При подаче на клеммы 10 и 30 разъема ОШ-10 напряжения 26в в ракете начинают работать программные механизмы ПМК-60А и срабатывают реле 40 и 40а, через контакты которых происходит подключение бортовой аппаратуры по цепи 26в к выводам батареи 20А-10 и поступает ток напряжением +26в на разарретирование свободного гироскопа и датчиков линейных ускорений /клеммы 14 разъемов Ш-1 и Ш-5/ автопилота. Одновременно с этими реле срабатывают реле 41, 42, через контакты которых напряжение переменного тока от преобразователя ПТО-800Б подключается к бортовой аппаратуре.

Кроме того, через контакты реле 40 и 41 ток напряжением +26в поступает на блокировку запуска программных механизмов ПМК 60А /клеммы 8/ и на самоблокировку реле.

На пусковой установке при этом происходит отключение питания ракеты по цепи +26в /клемма 24/, а также по цепям 3х36в и 115в /клеммы 18, 919, 20, 26 разъема ОШ-10/.

После разарретирования автопилота постоянный ток напряжением 26в через замкнувшиеся контакты арретирующих устройств поступает через клемму 12 разъема ОШ-10 в блок автоматики и далее через клеммы 32, 31 на подрыв пиропатронов пиросвечей запуска ПРД /8/. После запуска ПРД ракета сходит с пусковой установки, а пусковая установка переходит в положение зарядания.

В случае несхода ракеты /примерно через 2 сек с момента выдачи команды " пуск"/ с клеммы 30 разъема ОШ-10 снимается напряжение +26в. В блоке автоматики срабатывает аварийный контактор, через контакты которого выдается напряжение +26в на срабатывание пирозарядов пиножа /17/, через клеммы 5,6 разъема ОШ-10. Пинож отрезает цепь питания бортовой сети от батареи 20А-10.

Для защиты бортовой сети ракеты от короткого замыкания, возникающего в случае попадания отрицательного потенциала на клемму 30 разъема ОШ-10, в цепь питания бортовых реле /40а и 40/ включены ограничительные сопротивления ПЭВ-7-5 ом-П /39а и 39б/.

Работа электросистемы ракеты в полете.

От возникающих при старте линейных перегрузок взводится временной механизм в цепях самоликвидации.

С увеличением скорости полета ракеты возрастает скоростной напор в датчиках СДУЗА-0,4 /48,48а/. При достижении скоростного напора $0,4 \pm 0,1$ ати контакты этих датчиков замыкают цепь +26в на пирозаряды запуска ЛРД /11, 11а/ через предохранители /52 и 52а/, защищающие цепь от возможного короткого замыкания после подрыва пирозарядов, и контакты - перемычки штепсельного разъема К-ПТ. Подрыв пирозарядов запуска ЛРД открывает путь газу, поступающему из камеры порохового двигателя на запуск турбонасосного агрегата /ТНА/ и прорыв мембран пусковых клапанов горючего и окислителя.

При достижении давления окислителя перед форсунками маршевого двигателя /ЛРД/ в пределах 20 ати срабатывают реле давления ПРМ-20 /20 и 20а/, которые замыкают цепь +26в на реле в боевой части, включающее: разогревные источники тока в автономных цепях самоликвидации, снятие первой ступени предохранения.

При падении инерционной перегрузки в конце работы стартового двигателя до определенной величины происходит запуск временных механизмов в цепях самоликвидации.

При отделении ускорителя от второй ступени ракеты срабатывает размыкатель цепи /16/, в результате чего разрывается цепь +26в, идущая на клемму 23 разъема Ш-1 блока ЛР-15Д. При этом в блоке ЛР-15Д отпускает реле задержки и через $2,5 \pm 0,7$ сек срабатывает схема отключения, подключающая радиокоманды к блоку автопилота АС-1Н. Начинается управляемый с земли полет ракеты.

На 10-й секунде от момента запуска программных механизмов ПМК-60А /53 и 53а/ они срабатывают, и ток напряжением +26в поступает на реле в боевой части, включающее нагрузки 1R и 2R для подготовки боевой части к активному срабатыванию. При достижении высоты более 2-х км расконтриваются барореле в цепях самоликвидации по потере высоты.

При достижении высоты 6+3,5 км срабатывают барореле в боевых цепях, снимая, тем самым, вторую ступень предохранения.

На 20-й секунде, от момента запуска программных механизмов ПМК-60А, боевая часть по нагрузкам 1R и 2R готова к активному срабатыванию.

Программные механизмы на 24 секунде от момента их запуска замыкают цепь +26в на подрыв пирозарядов клапана отсечки регулятора тяги ЛРД через предохранители/ 55 и 55а/, защищающие цепь от возможного короткого замыкания после подрыва пирозарядов. С этого момента двигатель переходит на второй режим работы.

В случае выхода из строя во время полета основного блока радиуправления блок переключения ФР-20Д автоматически отключит основной блок и включит резервный блок радиуправления.

По команде K_4 , выдаваемой с блока радиуправления в виде напряжения +26в на боевую часть, срабатывают реле и снимают третью ступень предохранения в боевых цепях.

По команде K_3 , выдаваемой также с блока радиуправления в виде напряжения +26в на боевую часть, срабатывают реле, подающие исполнительную команду на подрыв боевой части.

В случае промаха на 81 ± 6 секунде срабатывают временные механизмы и происходит пассивная самоликвидация ракеты по времени.

В случае промаха и при потере высоты до 2-х км срабатывают барореле и происходит пассивная самоликвидация ракеты по потере высоты.

Контрольные цепи

Кроме цепей, участвующих в работе электросистемы на этапах подготовки, пуска и полета, на ракете имеются цепи, предназначенные только для контроля параметров бортовой аппаратуры и для контроля исправности цепей пирозарядов запуска ЖРД /11 и 11а) и клапана отсечки регулятора тяги ЖРД /7,7а/ с помощью наземного контрольного оборудования.

К цепям контроля параметров бортовой аппаратуры относятся:

- цепи от блока управления автопилота АС-1Н и блока радиоправления ФР-15Д к контрольному разъему КР;
- цепи от боевой части "105Г" к контрольному разъему ОШ-1;
- цепи внутри вилки разъема К-ПТ.

Назначение контрольных цепей, а также связь между блоками ФР-15Д, АС-1Н, 105Г и контрольными разъемами указаны на принципиальной схеме электрооборудования /рис. 4.2/.

При проверках цепей пирозарядов расчленяются вилка и розетка разъема К-ПТ, в результате чего пирозаряды отключаются от бортовой сети. Подключением к розетке разъема К-ПТ вилки, находящейся на жгуте контрольного оборудования, производится проверка пирозарядов током не более 40 ма через клеммы 3-4; 1-4; 2-5 и 6-5 розетки К-ПТ. При совмещенных проверках включение питания бортовой аппаратуры возможно только при соединении с разъемом К-ПТ кабеля от контрольной аппаратуры. После окончания проверки вилка разъема К-ПТ сочленяется с розеткой.

Надежность присоединения цепей пирозарядов к бортовой сети, после сочленения вилки и розетки К-ПТ, проверяется подключением второй контрольной вилки от наземного контрольного оборудования к разъему К-ПТ через гнезда 1, 2, 3, 4, находящиеся на торце вилки.

При проведении совмещенных контрольных проверок цепь от клеммы 39 разъема ОШ-10 к сборной шине +26в используется для имитации бортовой батареи 20А-10 при переходе на бортовой источник питания с постоянным током. Проведение указанной про-

верки на ракете с установленной боевой частью не допускается.

П Е Р Е Ч Е Н Ь
элементов схемы электросистемы ракеты.

Приложение

Позиция по схеме	Тип или марка	Наименование	Приме- чание
1	2	3	4
1	105Г	Аппаратура БЧ	
2.	АС-1М	Блок управления автопилота	
3,3а	ФР-15Д	Блок радиуправления и радиовизирования	
4	20А-10	Источник постоянного тока	
5	ПТО-880В	Преобразователь тока	
7,7а	ПЗ-253ВМ	Пирозаряды клапана отсеч- ки регулятора тяги МРД	красный
8	ПИ-9РС	Пиропатроны запуска ПРД	
9		Электрообогреватель БЧ	
10	ПЗ-253ВМ	Пирозаряды клапана пуска воздуха высокого давления	красный
11, ⁸ 11а	ПЗ-253ВМ	Пирозаряды запуска МРД	красный
15	Р-6	Сопротивление регулировки уровня частоты ПТО-800В	
16		Размыкатель цепи	
17	60ПН-1	Пиронож	
18,18а		Устройство связи с ФР-1Д	
19		Коробка предохранителей	
20, 20а	ПРМ-20	Пневматическое реле мембран- ное	
21	ФР-20Д	Переключатель блоков ФР-15Д	

1	2	3	4
22	ОШ-10	Розетка отрывного разъема	
24	МРТ32ПК12ЭШ1	Разъем обогрева батареи 20А-10 и БЧ на ТЗМ и ТСТ /колодка/	
25,25а	С-5-2Н	Датчик скоростного напора в канале крена автопилота	
26,26а	АС-5н	Датчик скоростного напора в канале I автопилота	
27,27а	АС-5Н	Датчик скоростного напора в канале II автопилота	
28	СЗ4а-2 вар.П	Рулевой блок II канала авто- пилота	
29	С-34а-2 вар.П	Рулевой блок I канала автопилота.	
30	АСЗ4а-2 вар.П	Рулевой блок канала крена автопилота.	
35	КР	Контрольный разъем блока ФР-15Д и автопилота	
36,36а	ФР6Д	Антенна канала радиовизи- рования	
37,37а	ФР1Д	Антенна канала радиоуправ- ления	
38,38а		Контрольный в/ч разъем в канале радиоуправления	
39а,39б	ПЗВ-7-5ом-П	Ограничительное сопротивление	
40,40а	ТКЕ5ЫД	Коммутационные реле	
41,42	ТКЕ56ПД		
48,48а	СДУЗА-04	Сигнализатор давления в цепи пирозарядов запуска ЛРД	
51	К-ПТ	Разъем контроля пиротехники	
52, 52а	ПЗЛ-0,2	Предохранители в цепях пиро- зарядов запуска ЛРД	
53,53а	ПМК-60А	Программный механизм	
55,55а	ПЗЛ-0,2	Предохранители в цепях пиро- зарядов клапана отсечки регу- лятора тяги ЛРД	
101	ОШ-4	Контрольный разъем БЧ	

2. СТЫКОВКА ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ РАКЕТЫ С БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ. СИСТЕМА ОБОГРЕВА БОЕВОЙ ЧАСТИ.

С т ы к о в к а э л е к т р о с и с т е м ы с б о е в о й ч а с т ь ю .

На рис. 4.3 приведена схема стыковки боевой части (изделие МСМ) с бортовой сетью ракеты.

Схема стыковки предусматривает обеспечение надежного подрыва боевой части (как активного, так и пассивного), а также полностью безопасное проведение всех подготовительных работ на ракете с установленной боевой частью.

Высоты замыкания контактов: 1Бр, 2Бр, 3Бр – подготовки самоликвидации по высоте (разблокировка 1Бл, 2Бл, 3Бл), а также ликвидации (замыкание 1Бл, 2Бл, 3Бл), уточняются по результатам испытаний.

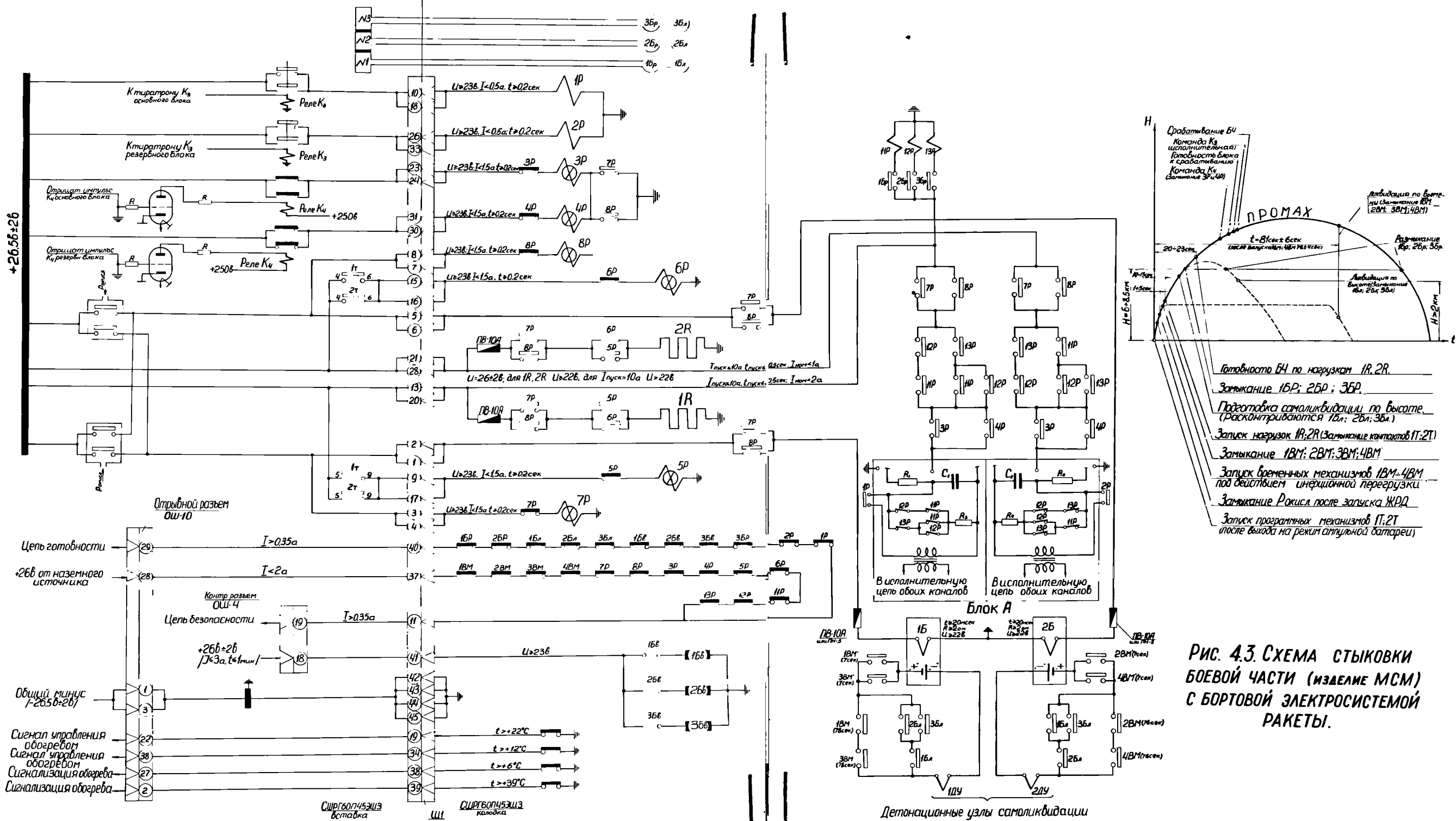
Для осуществления надежного нормального функционирования боевой части (БЧ) схема стыковки обеспечивает:

- Одновременную выдачу каждой команды K_4 и K_3 с обоих блоков радиуправления и визирования. Время между передними фронтами команды K_4 и команды K_3 находится в пределах $0,7 \pm 3,0$ сек; длительность каждой команды – не менее 0,2 сек. Команда K_4 прекращается за $0,2 \pm 0,35$ сек до выдачи команды K_3 .

- Разрыв цепи питания рабочих обмоток реле 3Р, 4Р, контактами реле K_4 , производимый до прекращения контроля цепи готовности старта.

- Исключение возможности подачи напряжений на клеммы 10, 18, 26, 33 разъема Ш1 БЧ при случайной выдаче команды K_3 до команды K_4 .

При этом, после пропадания случайной команды K_3 схема ФР обеспечивает нормальное прохождение команд K_4 и K_3 .



- Время от момента подачи напряжения +26в на нагрузки 1R и 2R до точки встречи (команда Кз) - в пределах от 10 сек до 65 сек.

- Запуск пирозапалов 1Б и 2Б (в цепях самоликвидации), в случае короткого замыкания на одном из потребителей после команды на запуск ЭРД, что обеспечивается автономной линией связи бортового источника тока с БЧ через контакты Рокисл.

- Невозможность замыкания на корпус цепей, подключаемых на 26,5 в бортового источника, что обеспечивается соответствующим электромонтажом.

Не допускается проведение каких-либо работ с ракетой при неисправной цепи безопасности. При наземных проверках ракеты с состыкованной БЧ не допускается подача напряжения на клеммы 1+9, 15; 16; 17 разъема Ш1.

Проверка герметичности системы приема давления производится при установленной на ракету БЧ, поочередно на полостях № 1, № 2, и № 3 после проверки цепи готовности БЧ.

Для нормальной работы БЧ производится ее термостатирование. Рабочий диапазон температур БЧ находится в пределах $\pm 12^{\circ}\text{C}$ до $\pm 22^{\circ}\text{C}$. С этой целью в БЧ установлены термосигнализаторы, выдающие через отрывной разъем ОИ-10 на автоматику IV сигналы выключения и включения обогрева БЧ.

В случае отказа работы термосигнализаторов рабочего диапазона температур в БЧ установлены сигнализаторы аварийного включения и выключения обогрева, срабатывающие соответственно при температурах $+6^{\circ}\text{C}$ и $+39^{\circ}\text{C}$.

Электрообогрев БЧ производится с помощью термоэлементов (рис. 4.4). Термоэлементы выполнены в виде отдельных секций, конструкции которых аналогичны. Термоэлемент состоит из константовой проволоки, проложенной в виде спирали между двумя слоями стеклоткани, склеиваемыми между собой клеем Б1-6. Концы константовой проволоки припаяны к латунным шайбам, с помощью которых термоэлементы включены в электросеть ракеты.

УСТАНОВКА ЭЛЕМЕНТОВ ОБОГРЕВА

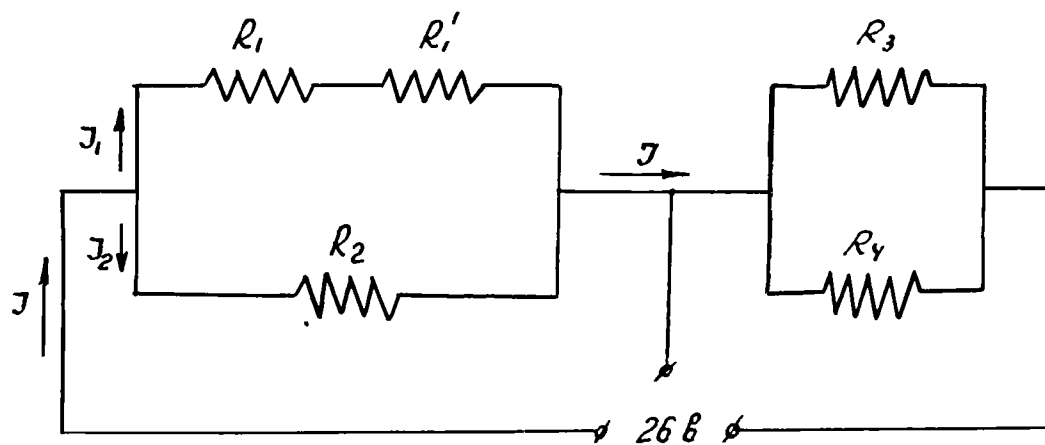
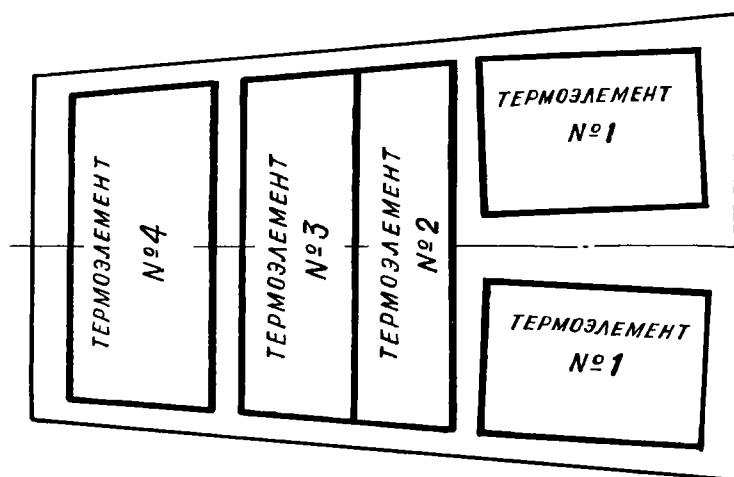


Рис. 4.4. Схема установки и подсоединения элементов обогрева отсека №2^а

Р а с ч е т э л е к т р и ч е с к о г о н а г р е - в а т е л ь н о г о э л е м е н т а д л я т е м п е - р и р о в а н и я б о е в о й ч а с т и .

Тепловой расчет.

Тепло, излучаемое электрообогревателем, который необходимо рассчитать, расходуется:

- на обогрев БЧ и ее аппаратуры;
- на потери, обусловленные излучением тепла в окружающую среду.

Количество тепла, поглощаемое телом /БЧ и ее аппаратурой/, может быть определено по формуле

$$Q = G \cdot C (t_k - t_n) \quad \text{где:}$$

Q - количество тепла, поглощаемое телом /дж/,

G - вес тела, $G = 135$ кг;

t_n - начальная температура $t_n = -50^\circ \text{C}$,

t_k - конечная температура $t_k = +22^\circ \text{C}$,

C - удельная теплоемкость вещества, из которого состоит данное тело /дж/кг $^\circ\text{C}$ /.

БЧ и ее аппаратура состоят из стальных и алюминиевых деталей. Для упрощения расчета принимаем удельную теплоемкость одного материала - стали.

$$C = 0,483 \text{ дж/кг}^\circ\text{C},$$

тогда:

$$Q = 135 \cdot 0,483 \left[\frac{-150^\circ\text{C}}{-/+22^\circ\text{C}} \right]$$

$$Q = 4680 \text{ ж.}$$

Для определения количества тепла, отводимого от электронагревателя в воздух внутри отсека, необходимо определить плотность теплового потока, пронизывающего воздушный слой на площади 1 см^2 на участке "нагреватель - БЧ" по формуле:

$$W_K = \lambda \frac{t_K - t_H}{\delta}, \quad \text{где:}$$

W_K - плотность теплового потока $\left[\frac{\text{дж}}{\text{см}^2} \right]$,

λ - коэф. теплопроводности пограничного слоя -

$$\lambda_{\text{возд.}} = 0,00026 \text{ дж/см}^{\circ}\text{С},$$

δ - толщина пограничного слоя,

$$\delta = 5 \text{ мм} = 0,5 \text{ см},$$

t_H - начальная температура -

$$t_H = -50^{\circ}\text{С},$$

t_K - конечная температура -

$$t_K = +22^{\circ}\text{С}.$$

$$W_K = 0,00026 \frac{t_K - t_H}{\delta} = 0,02 \frac{\text{дж}}{\text{см}^2};$$

Теперь можно определить количество тепла, отводимое от электронагревателя внутрь отсека

$$W_O = W_K D_{\text{ср}} \pi,$$

где:

W_O - количество тепла $\left[\frac{\text{дж}}{\text{см}} \right]$,

$D_{\text{ср}}$ - средний диаметр электронагревательного элемента -

$$D_{\text{ср}} = 425 \text{ мм} = 42,5 \text{ см}.$$

Подставляя численные значения, имеем:

$$W_0 = 0,02 \cdot 42,5 \cdot 3,14 = 2,5 \text{ дж см.}$$

Определяем какое количество тепла будет теряться через боковую поверхность отсека, если температура внутри отсека поддерживается $+22^{\circ}\text{C}$, а температура окружающего отсека воздуха равна -50°C .

Количество тепла, которое будет теряться за 1 сек, можно определить по формуле

$$Q = \kappa S (t_1 - t_2), \quad \text{где:}$$

κ - коэффициент теплопередачи,

$$\kappa = 0,0026 \frac{\text{ккал}}{\text{см}^2 \text{ } ^{\circ}\text{C}}$$

/коэффициент теплопередачи учитывает теплопроводность изоляционного слоя и толщину этого слоя/;

S - поверхность отсека

$$S = 23900 \text{ см}^2;$$

t_1 - температура внутри отсека -

$$t_1 = +22^{\circ}\text{C};$$

t_2 - температура окружающего отсека воздуха -

$$t_2 = -50^{\circ}\text{C}.$$

Количество тепла, излучаемое поверхностью отсека /теплопроводностью толщины металлических стенок отсека пренебрегаем /определяется по приведенной выше формуле

$$Q = 0,0026 \cdot 23900 [22 - (-50)];$$

$$Q = 4500 \text{ дж.}$$

При данном расчете не учитывалось излучение тепла с торцевых частей отсека и поэтому можно считать, что отсеком в целом будет излучаться около 25% тепла.

Электрический расчет.

По данным теплового расчета определяется мощность, которую должен развивать электрообогреватель -

$$P = \ell w_0, \text{ где:}$$

ℓ - длина рабочей поверхности электрообогревателя -
 $\ell = 800 \text{ мм} = 80 \text{ см.}$

$$P = 2,5 \cdot 80 = 200 \text{ ватт.}$$

Учитывая, что 25% мощности составляют тепловые потери, эффективная должна быть равна:

$$P_{\text{эфф}} = 300 \text{ ватт}$$

Следовательно, нагрузочный ток при питании обогревателя от источника напряжением 26 вольт будет равен:

$$I = \frac{P}{U} \approx 11,5 \text{ а}$$

Отсюда сопротивление спирали обогревателя

$$R = \frac{U}{I} = 2,3 \text{ ом}$$

Зная ток и сопротивление, можно определить количество тепла, излучаемого обогревателем за 1 мин, по уравнению

$$Q = NI^2R\tau, \text{ где:}$$

Q - количество тепла /дж/,

I - сила тока /а/,

R - сопротивление спирали /ом/,

τ - время /сек/,

N - тепловой коэффициент;

$N = 1$, если Q выражено в дж

Тогда:

$$Q = 1 \cdot 11,5^2 \cdot 2,3 \cdot 60 = 19216 \text{ дж.}$$

Следовательно, обогрев при наличии тепловых потерь, обеспечивает в заданное время желаемый тепловой эффект, достаточный для нормальной работы БЧ и ее аппаратуры.

Электрообогреватель выгодно для равномерного нагрева изготовить из отдельных термоэлементов, расположение в отсеке и схема подсоединения которых приведены на рис. 4.4.

Зная сопротивление обогрева и количество термоэлементов, можно записать величину сопротивления каждого термоэлемента:

$$R_1 = R'_1 = 1,15 \text{ ом},$$

$$R_2 = R_3 = R_4 = 2,3 \text{ ома}.$$

По закону Кирхгофа ток в каждой ветви равен:

$$I = I_1 + I_2; \quad I_1 = I_2 = 5,75 \text{ а}.$$

В зависимости от величины тока выбираем необходимое сечение проволоки обогревателя. При этом, на стенках термоэлементов температура не должна превышать $+50^\circ\text{C}$. В качестве материала выбираем константановую проволоку /т.к. при изменении температуры удельное сопротивление проволоки не изменяется/ диаметром 1 мм, имеющую сечение $0,79 \text{ мм}^2$.

Следовательно, длина константановой проволоки для спирали каждого элемента будет равна:

$$l = \frac{R S_0}{S}, \quad \text{где:}$$

l - длина проволоки /м/,

R - сопротивление проволоки термоэлемента /ом/,

S_0 - его поперечное сечение /мм²/,

S - удельное сопротивление константановой проволоки /ом.мм/м/

Тогда:

$$l_1 = l'_1 = 2,06 \text{ м},$$

$$l_2 = l_3 = l_4 = 4,1 \text{ м}.$$

Расчетные данные по обогреву подлежат уточнению в процессе проведения термостатирования отсека № 2а с тепловым эквивалентом БЧ.

3. ВИБРОУСТОЙЧИВОСТЬ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ РАКЕТЫ И БОЕВОЙ ЧАСТИ.

На ракете в полете имеют место вибрационные процессы, вызываемые работой двигательной установки, аэродинамическими нагрузками, вращающимися частями оборудования.

Блоки бортовой аппаратуры ракеты : автопилот (АП- 760) и радиоуправления и радиовизирования ^(ФР-А) по конструкции аналогичны блокам ракеты В-755, виброустойчивость которых проверена в полете при проведении заводских и совместных летных испытаний.

Виброперегрузки, указанные в ВТУ на блоки ракеты, при которых гарантируется их нормальная работа, аналогичны виброперегрузкам на ракете В-755 и соответствуют выданным ТЗ на разработку блоков.

При проведении летных испытаний телеметрических ракет В-755 был произведен замер вибраций, действующих в полете на ракету. При этом обнаружилось некоторое несоответствие реальных виброперегрузок и указанных в ВТУ на блоки, а именно:

- время действия виброперегрузки на частотах 1200-2000 гц составляет 50 сек, вместо указанных в ВТУ на блоки - 40 сек;
- величина виброперегрузки на частотах 70-200 гц для отсека № 6, где установлены антенны ФР-6Д и ФР-1Д, равна 5, вместо указанной в ВТУ - 4.

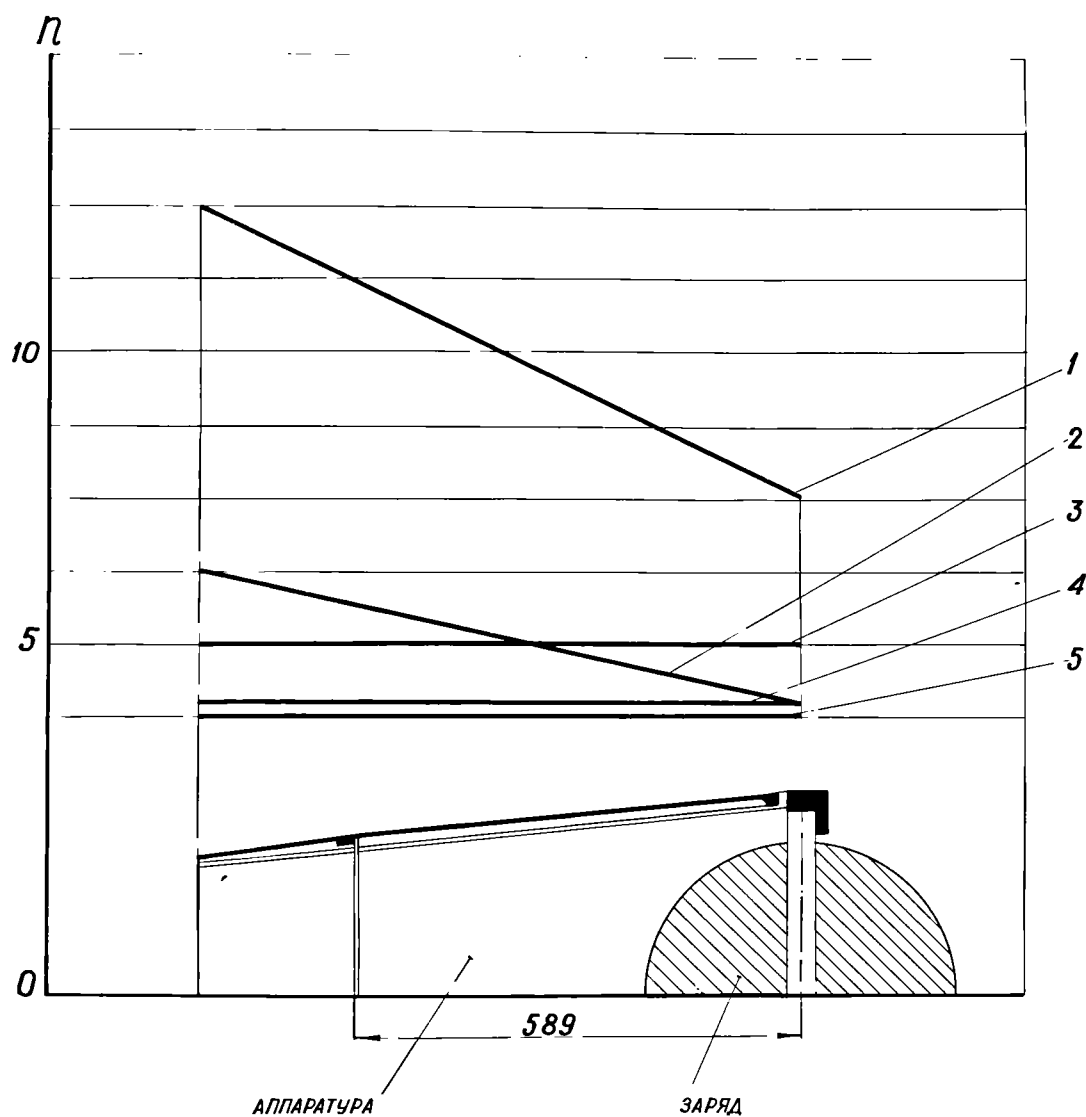
Окончательное уточнение ВТУ на блоки по действующим реальным виброперегрузкам и проверка виброустойчивости бортовой аппаратуры ракеты будут произведены после летных испытаний ракеты с замером вибраций в полете.

Воздействие вибрационных нагрузок на боевую часть ракеты может привести к отказам аппаратуры подрыва и предохранения боевой части.

В эскизном проекте ракеты В-760 даны значения вибрационных перегрузок, действующих на ракету и, в частности, на боевую часть.

На рис. 4.5 дано графическое изображение величин перегрузок для различных диапазонов частот, действующих на аппаратуру и заряд боевой части.

Из рис. 4.5 видно, что для режимов низкой частоты (16+20 гц) различные агрегаты боевой части испытывают различную перегрузку. Аппаратура боевой части должна выдерживать перегрузки до 12 в течение 5 сек и до 6 в течение 15 секунд. Заряд боевой части - до 7 в течение 5 сек и - до 4 в течение 15 сек. Работоспособность боевой части при воздействии низких частот должна быть проверена специальными вибрационными испытаниями. Работоспособность боевой части при воздействии высоких частот может быть проверена лишь при летных испытаниях первых изделий.



1. $f = 16 - 20$ Гц в течение 5 сек, 2. $f = 16 - 20$ Гц в течение 15 сек,
 3. $f = 1200 - 2000$ Гц в течение 50 сек, 4. $f = 70 - 200$ Гц в течение 10 сек,
 5. $f = 400 - 700$ Гц в течение 10 сек.

Рис. 4.5. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВИБРОПЕРЕГРУЗОК НА Б.Ч.

ГЛАВА У

ПОДГОТОВКА РАКЕТЫ В ТЕХ-
НИЧЕСКОМ ДИВИЗИОНЕ. НАЗЕМ-
НОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.

1. ПОДГОТОВКА РАКЕТЫ НА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ПОТОКЕ ТД И ЗРД.

Схема технологического потока подготовки ракеты и аналогична принятой для ракет В-755 и В-750 ВН, однако наличие специальной боевой части потребовало некоторых дополнительных работ и оборудования.

На технологическом потоке для подготовки ракеты, в отличие от потока для подготовки ракеты В-755, создается дополнительная площадка № 4а, расположенная в 50+100 м от площадки № 4, на которой производятся следующие операции:

- стыковка ускорителя, крыльев со II-ой ступенью ракеты;
- отстыковка и снятие фальшотсека;
- снятие специальной боевой части с транспортной машины ПРТБА;
- установка специальной боевой части на ракету;
- совместная проверка ракеты с подстыкованной специальной боевой частью с помощью контрольно-передвижной установки (КПУ);
- перекладка ракеты с ТСТ на ТЗМ.

Ракета на ТЗМ последовательно проходит через площадку № 5, где производится заправка горючим, и площадку № 6, где дозаправляется сжатым воздухом шар-баллон, и направляется на площадку хранения техдивизиона или прямо в ЗРД.

На площадке хранения предусмотрена система обогрева специальной боевой части ракеты и бортовой батареи.

Для обеспечения теплового режима специальной боевой части и бортовой батареи во время транспортировки ракеты на ТЗМ предусмотрена система обогрева от автомобильного генератора тягача с автоматической регулировкой включения и отключения

При проведении регламентных работ в ЗРД по тренировке магнетронов ответчика, раз в 3 месяца, специальная боевая часть с ракеты не снимается, при этом электроразъемы и пневмостыки специальной боевой части с ракетой не отстыковываются. Регламентные проверки по тренировке магнетронов ответчика осуществляются на пусковых установках СМ-90, автоматикой ПУ; на ТЗМ-КИПС"ами.

При проведении регламентных проверок бортовой аппаратуры, один раз в 6 месяцев и один раз в год (автономная проверка автопилота и совмещенная проверка), ракета перегружается с ПУ или ТЗМ на ТСТ, где производится демонтаж специальной боевой части, после чего бортовая аппаратура проверяется КИПС"ами. Совместные проверки специальной боевой части с ракетой производятся в том же объеме и порядке, что и на площадке № 4а ТД.

Средства для проверки бортовой аппаратуры ракеты без боевой части.

Проверка бортового оборудования ракеты с фальшотсеком, на площадке № 2 ТД, производится двумя серийными КИПС -В75-М и дополнительной специальной приставкой.

Специальная приставка совместно с двумя серийными КИПС-В75-М обеспечивает:

- совмещенные проверки бортовой аппаратуры ракеты;
- автономные проверки блоков бортовой аппаратуры из состава ЗИП.

Блочная схема стыковки 2-х КИПС - В-75-М, специальной приставки и ракеты приведена на рис. 5.1.

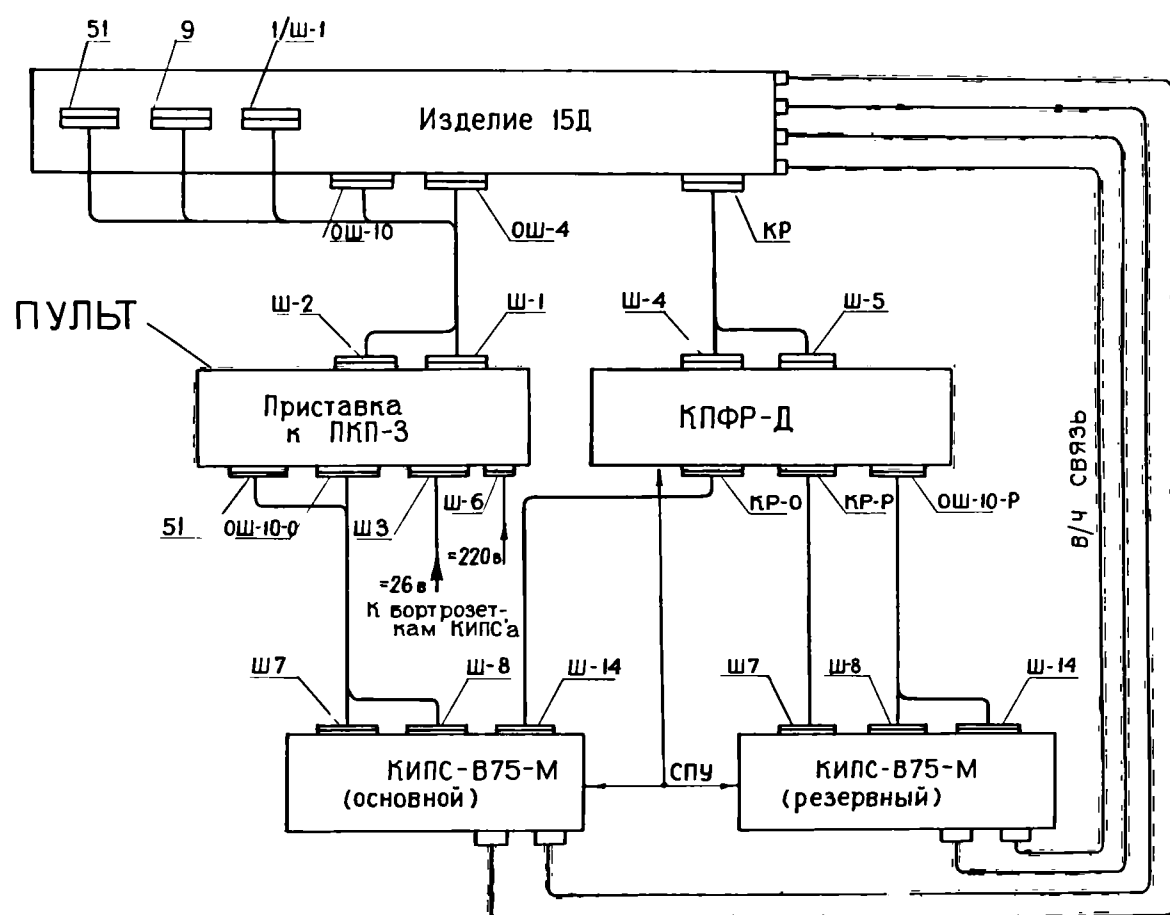


Рис. 5.1. Блок-схема включения пульта и 2^х КИПС-В75-М при совмещённой проверке изделия.

Специальная приставка служит для:

- имитации специальной боевой части;
- проверки (прозвонки) бортовых электрических цепей, связанных со специальной боевой частью;
- проверок блока переключения аппаратуры радиуправления с основного на запасной - ФР-20.

Специальная приставка выполнена в виде единого блока, перевозимого в КИПС"е или на специальном прицепе.

2. НАЗЕМНОЕ КОНТРОЛЬНОЕ И ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.

ПУСКОВАЯ УСТАНОВКА.

Контрольно передвижная установка (КПУ) предназначена для проверки бортовой аппаратуры ракеты с подстыкованной специальной боевой частью.

КПУ обеспечивает:

- проверку герметичности и проходимости стыка пневмомагистрали с аппаратурой боевой части;
- контроль цепей обогрева и обогрева специальной боевой части;
- обогрев ампульной батареи ракеты;
- контроль цепей готовности и безопасности;

Вся аппаратура, входящая в КПУ, размещается в закрытом кузове, смонтированном на прицепе, приспособленном для транспортировок автомобилем типа ГАЗ-69.

Передвижная ремонтно-техническая база, автомобильная (ПРТБА)

предназначена для транспортировки, подготовки, проверки и подачи специальной боевой части на площадку № 4а технического дивизиона системы 75М, а также для стыковки специальной боевой части с ракетой. ПРТБА состоит из ряда специальных автомашин, оснащенных оборудованием для сборки, проверки и проведения регламентных работ со специальной боевой частью. ПРТБА размещается на специальной площадке, вдали от техдивизиона, на расстоянии не менее 3 км, и является самостоятельной организацией МСМ по обеспечению техдивизиона системы 75М специальными боевыми частями, полностью подготовленными к стыковке с ракетами. ПРТБА в комплект оборудования техдивизиона системы 75М не выходит.

Тележка для транспортировки дальшотсена (117Е55) состоит из сварной платформы, на которой закреплены деревянные ложементы под БЧ и замки для крепления крыльев и стабилизаторов.

Платформа, кроме того, снабжена 4-мя колесами на пневматике и водилом, за которое тележку можно перевозить вручную или буксировать автомашиной ГАЗ-69.

Пусковая установка СМ-90 предназначена для пуска ракет В-750 ВН; В-755, В-757 и В-760.

Подготовка к пуску ракеты В-760 производится аналогично ракете В-755.

Отличия в работе стартовой автоматики связаны с нахождением на борту ракеты специальной боевой части, требующей для своей работы жесткого температурного режима.

Температура специальной боевой части поддерживается автоматически в интервале рабочих температур : от $+12^{\circ}\text{C}$ до $+22^{\circ}\text{C}$. При понижении температуры до $+6^{\circ}\text{C}$ или повышении ее до $+39^{\circ}\text{C}$, по сигналам, полученным с борта ракеты, в кабине "УВ" станции наведения РСН75В происходит включение аварийной звуковой и световой сигнализации.

Подготовительный и пусковой цикл предстартовой подготовки ракеты аналогичны циклам для ракеты В-755.

Обогрев ракеты при нахождении ее на ТЗМ на стартовой позиции производится от блока обогрева БО-1 с использованием автоматики ТЗМ, который обеспечивает обогрев специальной боевой части и бортовой батареи в том же температурном режиме, что и на ПУ.

Г Л А В А У I

А Н А Л И З В Ы П О Л Н Е Н И Я Т А К Т И К О -
Т Е Х Н И Ч Е С К И Х Т Р Е Б О В А Н И Й
К Р А К Е Т Е

Ракета В-760, разрабатываемая в ОКБ-2 ГКАТ, должна удовлетворять тактико-техническим требованиям (ТТТ), выданным заказчиком и утвержденным в сентябре 1959 года, а также совместному Решению МО, МСМ и Госкомитетов при СМ СССР по авиационной технике и радиоэлектронике от ноября 1960г. о применении боевого заряда "Ю5Г". Основным требованием, предъявляемым к ракете, является поражение одиночных и групповых целей, летящих со скоростью 2200 - 2300 км/час и прикрытых активными и пассивными помехами, при которых разрешается работа станции наведения. Для выполнения этого требования с определенной надежностью ракета должна иметь соответствующие тактико-технические характеристики и удовлетворительные эксплуатационные качества.

Возможность выполнения основных требований ТТТ и Совместного Решения подтверждается расчетными и конструкторскими работами, результаты которых приведены в эскизном проекте и настоящем приложении. Для наглядности ниже приведена сравнительная таблица основных расчетных и заданных данных.

№ № пунктов ТТТ	Характеристика	Задано в ТТТ	Получено	Примечание
1	2	3	4	5
I	Высота боевого применения : нижняя	8,5 км	8,5 км	Метод наведения: "Половинное спрямление" "трех точек"
	верхняя	27-30 км	28 км	
			20 км	
I8	Активная дальность	40 км	38 км	
I8	Средняя скорость на активн.участке	730 м/сек	715 м/сек	
I9	Располагаемые перегрузки не ниже:			
	на высоте 30 км	2,5-2,8	1,7-2,2	{ Согласно совместн. решению
	— " — 25 км	3,3-3,8	2,5-3,0	
	— " — 20 км	4,8-5,7	3,5-5,0	
	— " — 8,5 км	—	5,5-6,0	
	— " — 5,0 км	5,5-6	—	

=====								
I	:	2	:	3	:	4	:	5
=====					=====			
			<i>не более</i>					
18.		Стартовый вес		2400 кг		2425 кг		
9		Вес боевого заряда		180 кг		150 кг		

Незначительное снижение летных данных по сравнению с ракетой В-755 объясняется увеличением диаметра носовой части на 25 мм, необходимым для размещения боевого заряда "105г", что привело к увеличению C_{x0} ракеты на $\sim 10\%$. Однако уточненные летно-технические данные (скорость, высота, наклонная дальность, располагаемые перегрузки и т.д.) могут быть получены только после проведения летных испытаний.

При этом необходимо отметить, что возможность использования пассивного участка полета при стрельбе по дозвуковым целям с эквивалентной отражающей поверхностью $6 + 8 \text{ м}^2$, не прикрытых помехами, приводит к существенному расширению зоны поражения, т.к. номинальная дальность возрастает при этом до 47 км.

Как видно из приведенной выше сравнительной таблицы основные требования выполняются.