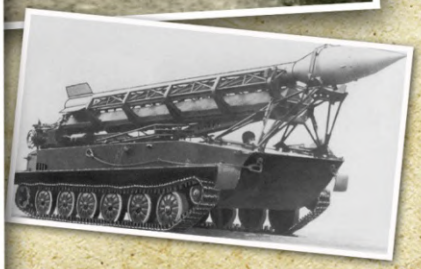
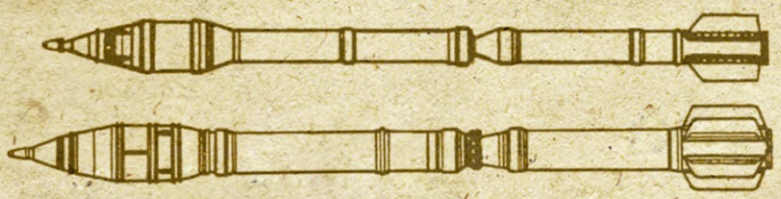
М.Пашнев, М.Черепеня



СОВЕРШЕННО СЕКРЕТНО

ТАКТИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ СИСТЕМЫ “МАРС” и “ФИЛИН”



М.Пашнев, М.Черепеня

ТАКТИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ СИСТЕМЫ

“МАРС” и “ФИЛИН”

Дополненное издание

«Альтернатива»

Оглавление

Часть 1…….……6

Часть 2…….....…50

Часть 3……..……156

Приложения……..……....528

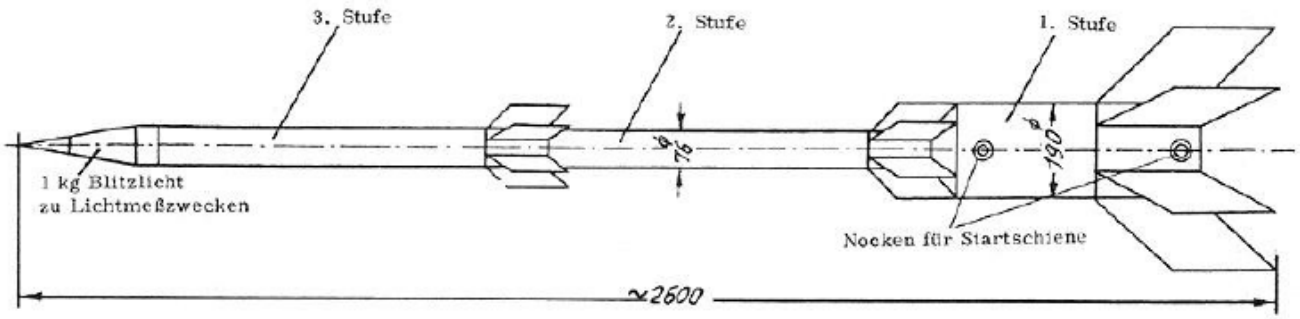
Книга является компиляцией открытых источников информации.
Дизайн обложки и обработка иллюстраций С.Ярцева.

HANS
BASTANIER

Часть 1

Летом 1941 года известная своими артиллерийскими орудиями немецкая фирма «Рейнметалл-Борзиг» предложила Управлению вооружений вермахта концептуальный проект серии многоступенчатых твердотопливных ракет с дальностью полета 120 км. При этом, в зависимости от модификации, вес боевого заряда ракеты мог составлять 250, 500 или 1000 кг. Ракеты «для сверхдальней стрельбы» предназначались для поражения городов, крупных промышленных центров и военных объектов в глубоком тылу противника. Рассмотрев это предложение, Управление вооружений из-за чрезвычайно большого расхода пороха (2800 кг на каждую ракету) предложило фирме ограничить вес боевой части до 40 кг и при этом увеличить дальность полета ракеты до 200 км.

Проектирование и изготовление первых опытных образцов ракеты были завершены в очень короткие сроки. В ноябре 1941 года на полигоне Леба на побережье Померании в Польше были начаты пуски ракет с различным числом ступеней. При этом выяснилось, что отделяющиеся в полете отработавшие ступени оказывают в момент своего отделения вредное возмущающее воздействие на траекторию полета ракеты, вызывая тем самым слишком большое рассеяние.

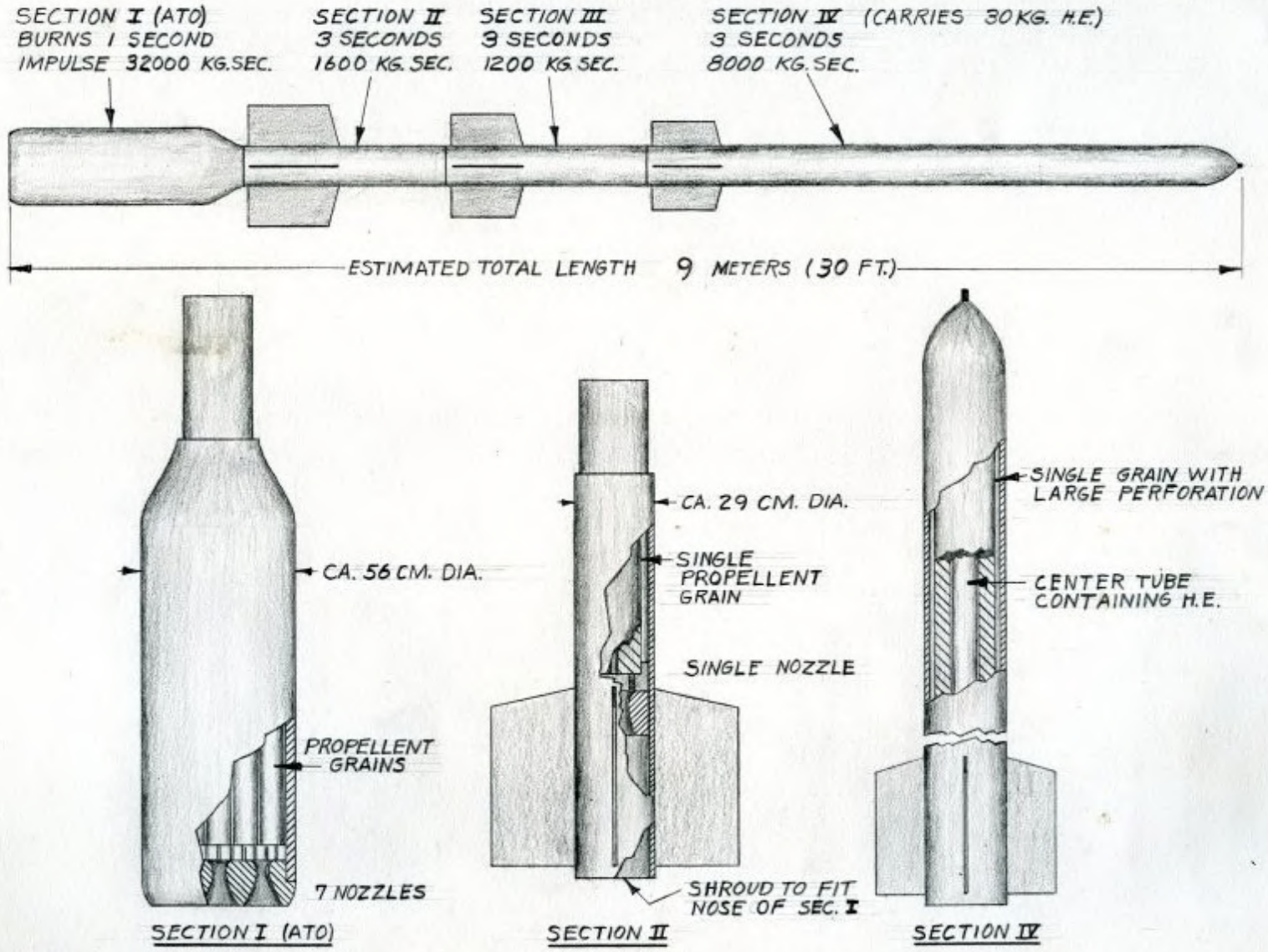


Один из первых опытных образцов многоступенчатой ракеты

По результатам испытаний, оптимальным оказался вариант четырехступенчатой ракеты длиной 8925 мм, получивший обозначение PHzV25. Но дальность стрельбы данного варианта составляла всего 90 км, поэтому конструкция ракеты была в значительной степени изменена с целью обеспечения дальности стрельбы не менее 160 км. Ракета получила фирменное обозначение RhZ 61 и неофициальное имя «Рейнботе» - «Посланник Рейна».

RHEINBOTE RHF 261/2

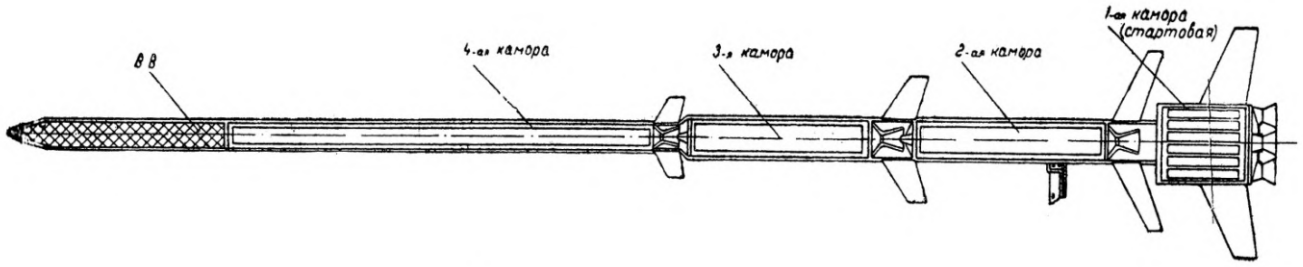
LONG RANGE MULTI-STAGE ROCKET



(ADAPTED FROM ETOUSA ORDNANCE TARGET REPORT NO. 5, WRITTEN DESCRIPTION)

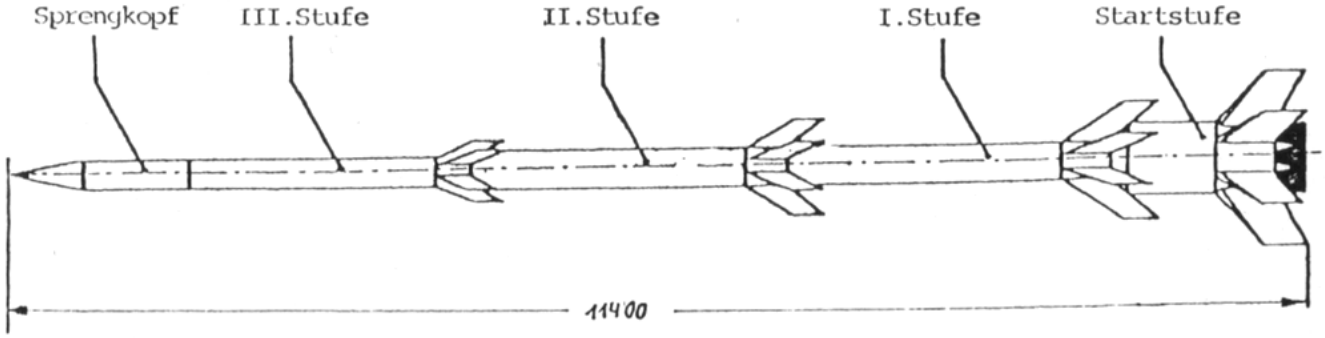
В августе 1942 года над реализацией проекта начала работать исследовательская группа под руководством доктора Фюллерзе. Первоочередной задачей данной группы было решение таких недостаточно проработанных в то время проблем, как: многоступенчатая конструкция ракеты, сопротивление воздуха при сверхзвуковых скоростях движения тел в атмосфере, точность нанесения ударов многоступенчатыми ракетами по различным целям и множество других. Ряд нерешенных вопросов касался общей конструкции и весовых характеристик ракеты с целью достижения максимальной дальности полета при заданных проектом размерах и массе головной части.

В апреле 1943 года модификация ракеты RhZ 61/2 во время очередного испытательного пуска преодолела расстояние 170 км и упала недалеко от Борнхольма в Дании, которая тогда была оккупирована немецкими войсками.



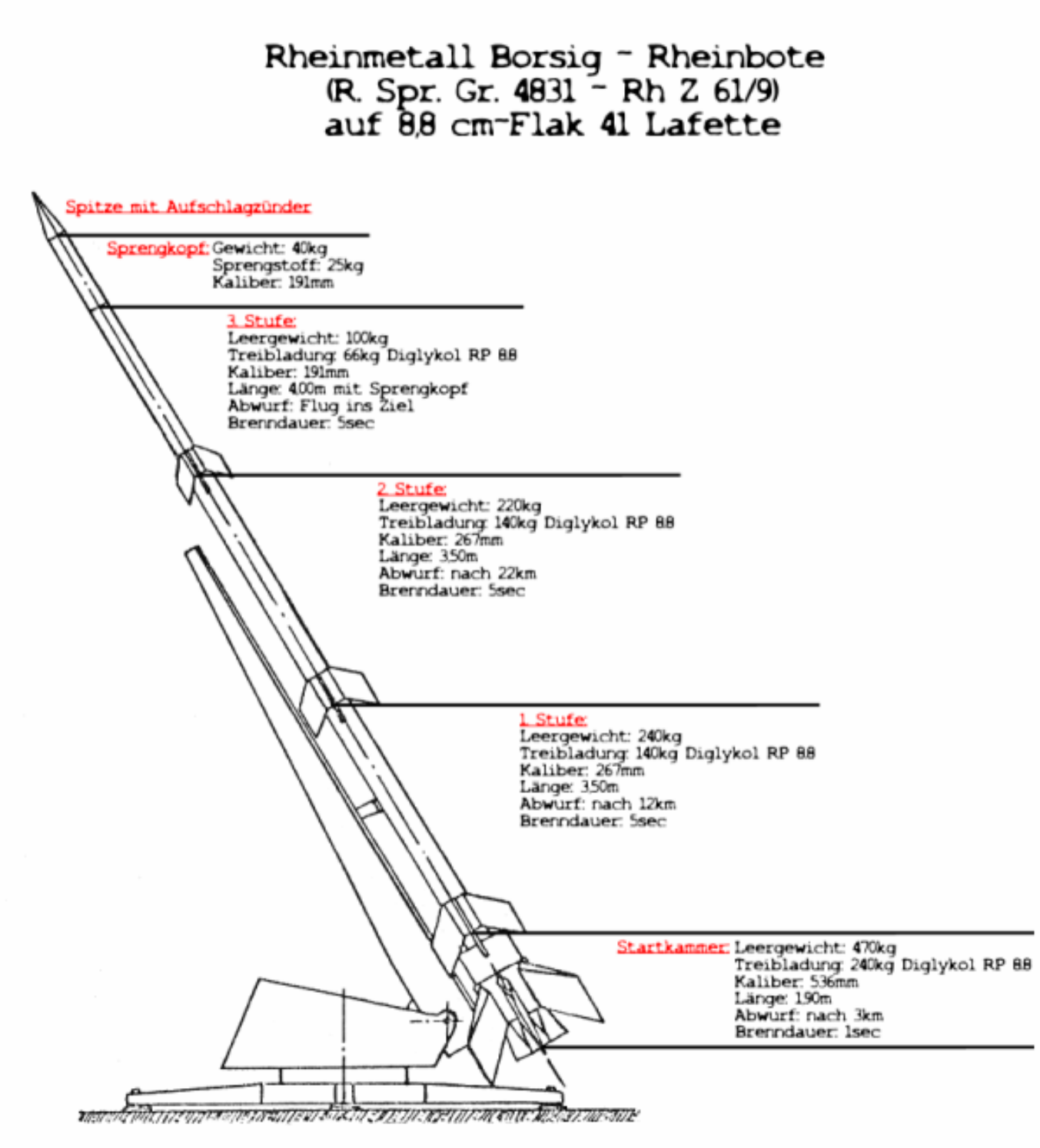
Вариант ракеты «Рейнботе» RhZ 61/6

Как результат проведения последовательной теоретической и практической отработки различных образцов ракеты, был разработан вариант RhZ 61/9, на котором планировалось достижение заданных тактико-технических характеристик. К ноябрю 1944 года данный вариант ракеты был отработан и представлен к летным испытаниям на полигоне Леба. Для испытаний была изготовлена установочная серия порядка 50 штук. Впоследствии испытания продолжились на полигоне для испытаний дальнобойного оружия в 16 км к востоку от городка Тухель – ныне Тухоля, Польша.

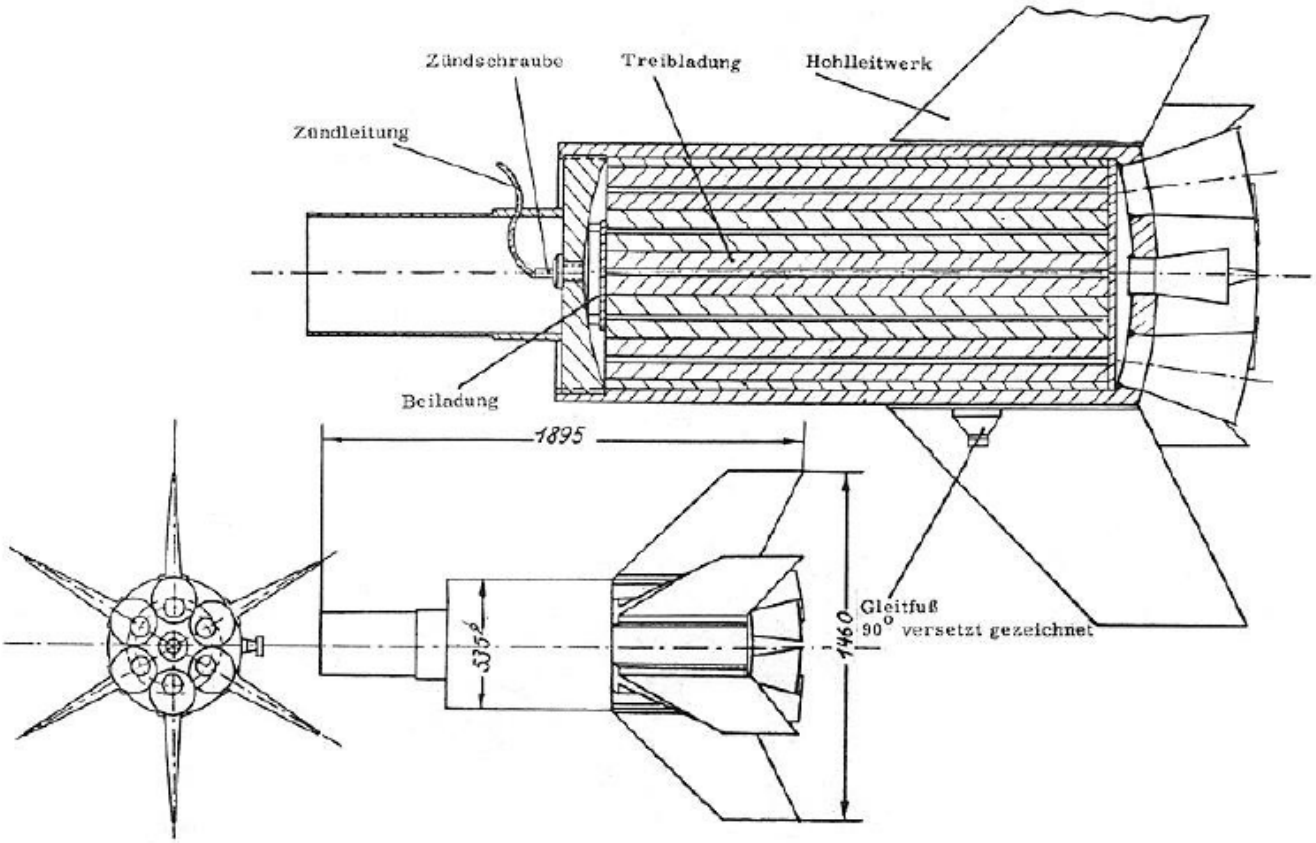


Вариант ракеты «Рейнботе» RhZ 61/9

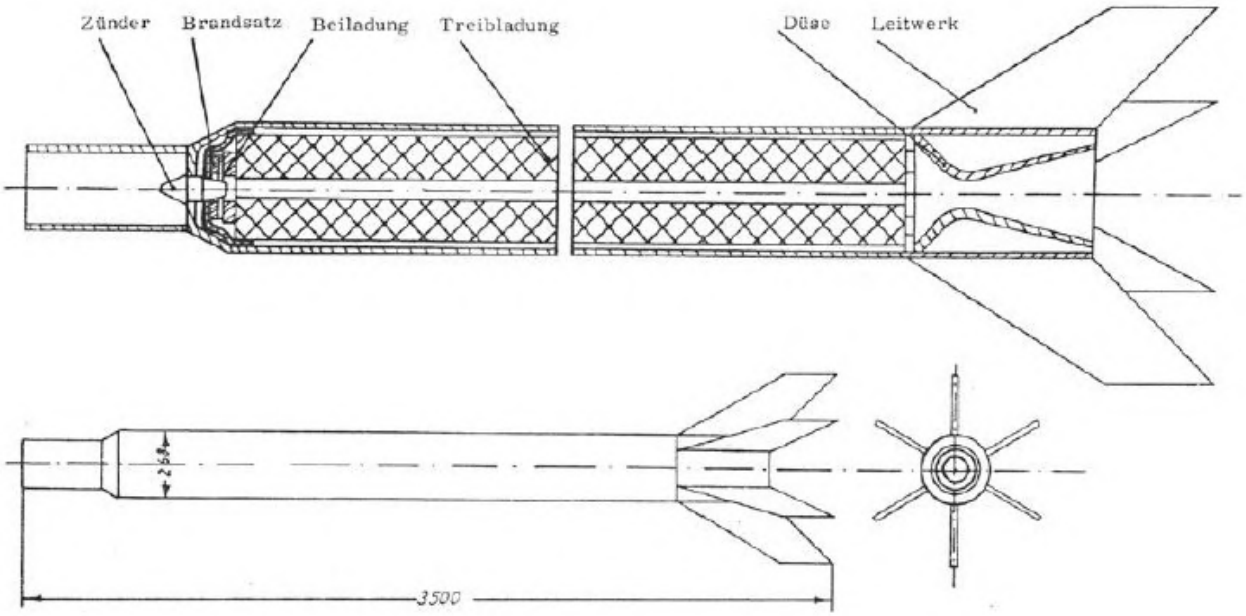
В окончательном варианте ракета «Рейнботе» RhZ 61/9 имела длину 11400 мм и массу 1715 кг. Основной материал конструкции – специальные стали. Стабилизация осуществлялась с помощью аэродинамических плоскостей (стабилизаторов) различного размаха, расположенных на всех ступенях. Двигатели всех четырех ступеней содержали 585 кг твердого топлива - дигликольдинитрат, после сгорания которого ракета развивала скорость полета 1600 м/с.

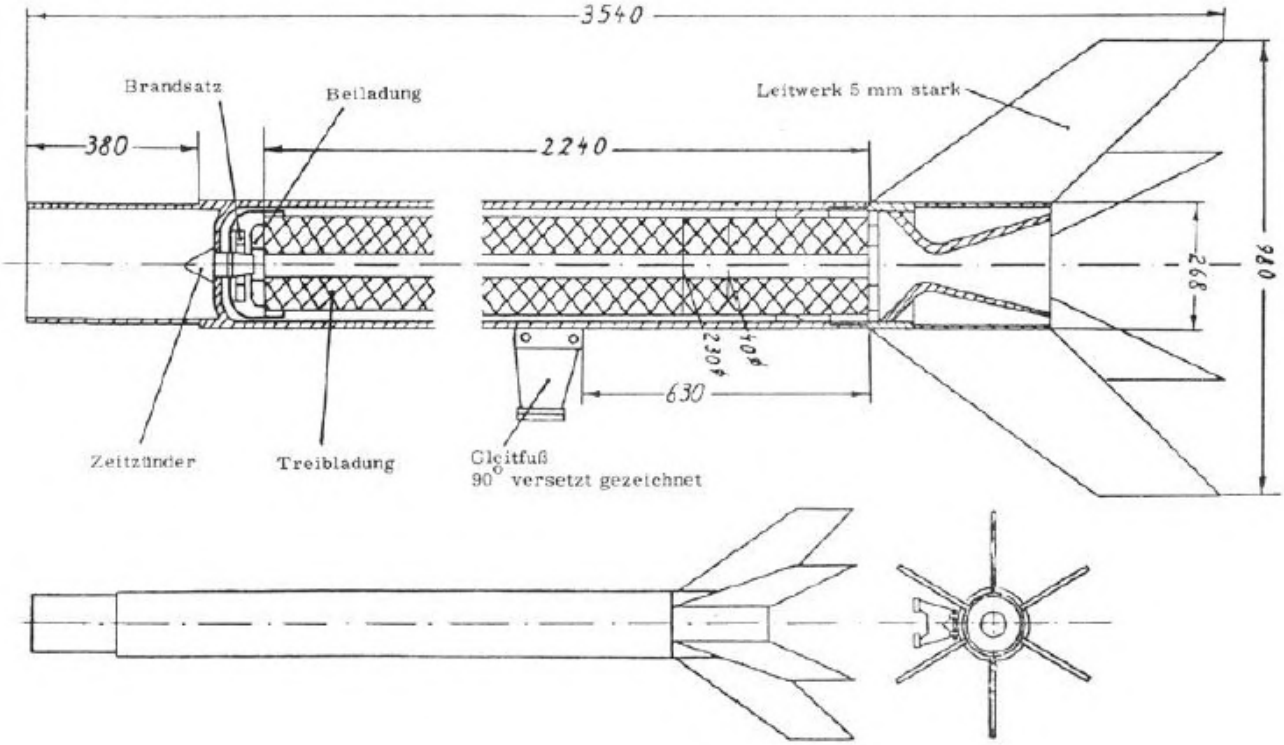


Первая ступень (стартовый ускоритель) представляла собой стальной цилиндр диаметром 535 мм, в который укладывалось 19 топливных шашек общим весом 240-245 кг. Каждая шашка имела шестигранную поверхность, а внутри - семь отверстий. Длина шашки была 1100 мм. Время горения первой ступени примерно 1 с, что обеспечивало сход с направляющих и быстрый разгон ракеты. Тяга при этом достигала величины приблизительно 372 кН (38 000 кгс).



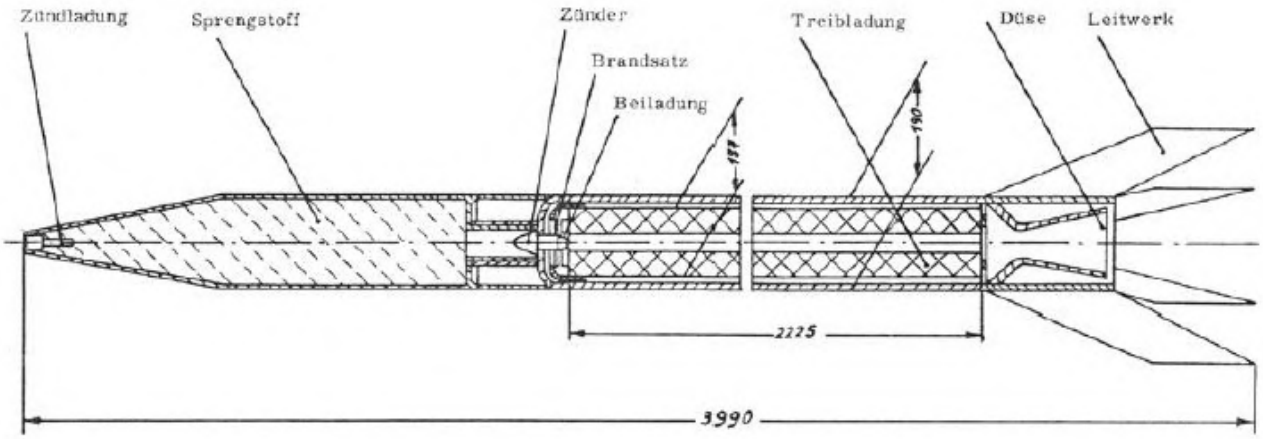
Снизу к ракетной камере сваркой крепилось сферическое днище, в которое на резьбе устанавливались семь сопел. Конструкция сопел была различной и зависела от температуры заряда перед пуском, а также от характеристик топливных шашек. Верхний торец корпуса первой ступени закрывала специальная крышка с переходником для крепления второй ступени. Электрический воспламенитель располагался в верхней части корпуса. Через верхнюю крышку проходила специальная дистанционная трубка, которая снаряжалась смесью пороха и глицерина. Пиросостав в трубке зажигался одновременно с топливом первой ступени и обеспечивал розжиг топлива второй ступени через 1 секунду после окончания работы ускорителя. Эта временная задержка была необходима для компенсации возможных отклонений во времени работы двигателя. Аналогично происходил запуск последующих ступеней, с увеличением времени задержки в этом случае до 5 с. Предыдущая ступень отделялась под действием газов от двигателя последующей ступени.





Вторая и третья ступени имели практически одинаковую конструкцию, к особенностям которой можно отнести применение одношашечного топливного заряда. Топливная шашка имела форму трубки длиной 2240 мм **с** наружным диаметром 232 мм и диаметром отверстия 81,5 мм. Вес шашки составлял 140 кг. Создание такой крупной шашки дигликолевого пороха для того времени было большим достижением. Применение шашки с большой толщиной свода (232 -91,5) /

2 = 70 мм, позволяло довести время работы двигателей второй и третьей ступеней до 5 с. Тяга каждой ступени при этом составляла примерно 54,7 кН (5500 кгс).

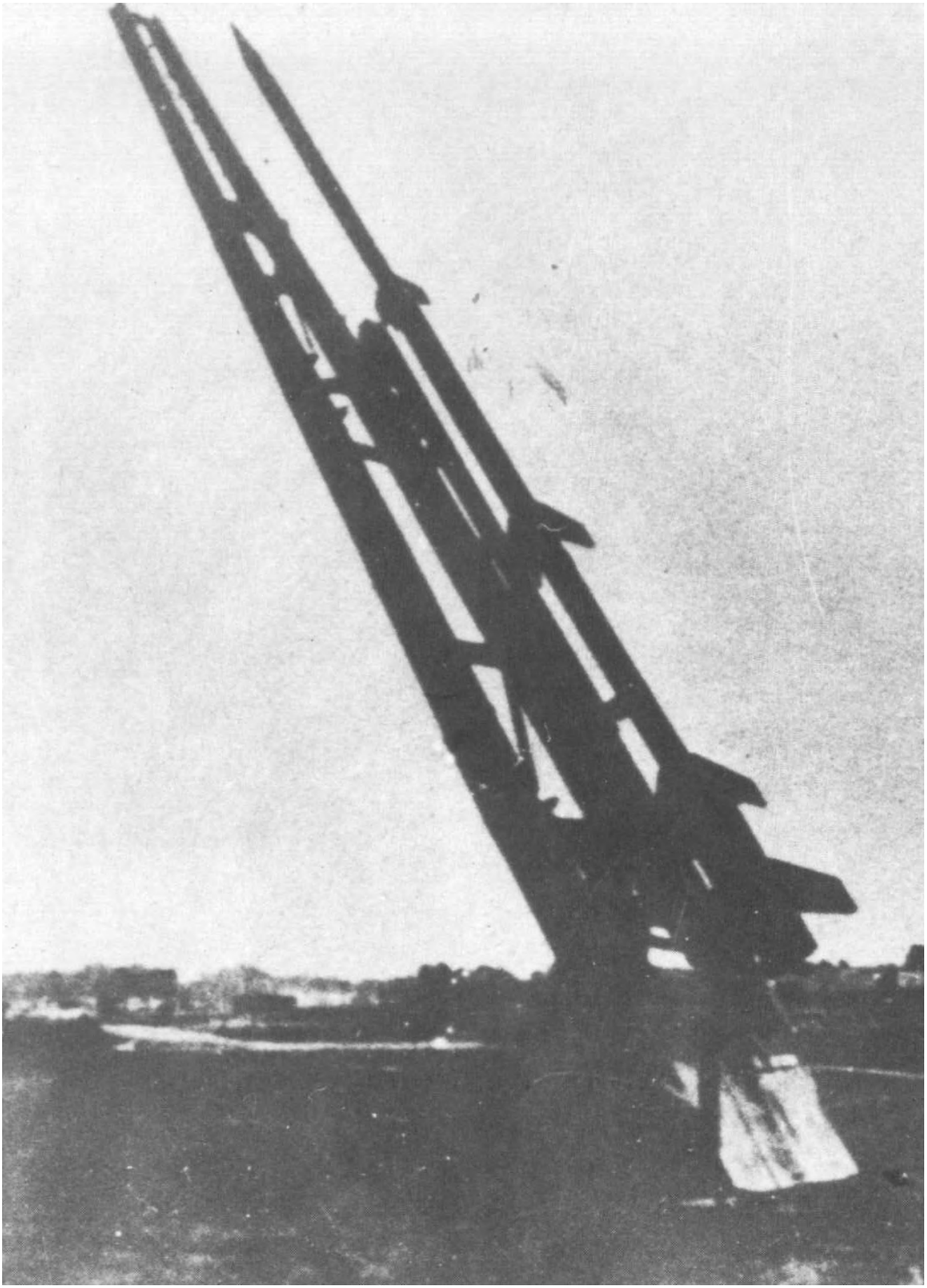


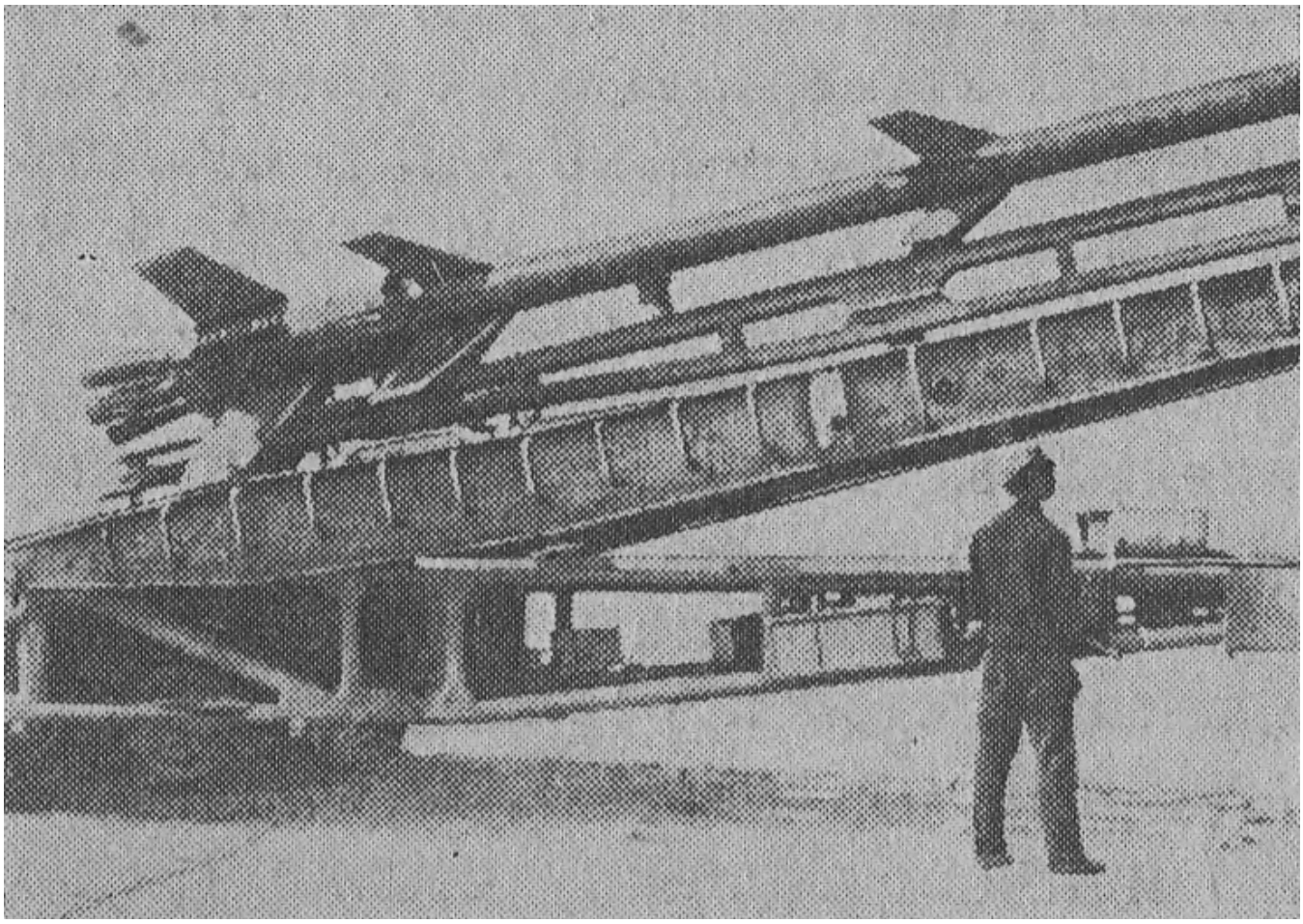
Двигатель четвертой ступени имел меньший диаметр и, соответственно, снаряжался шашкой меньшего размера (159 х 59,5 / 2130 мм). Время работы четвертой ступени составляло 3,5-4,0 с, тяга при этом была равна 23,5 кН (2400 кгс).

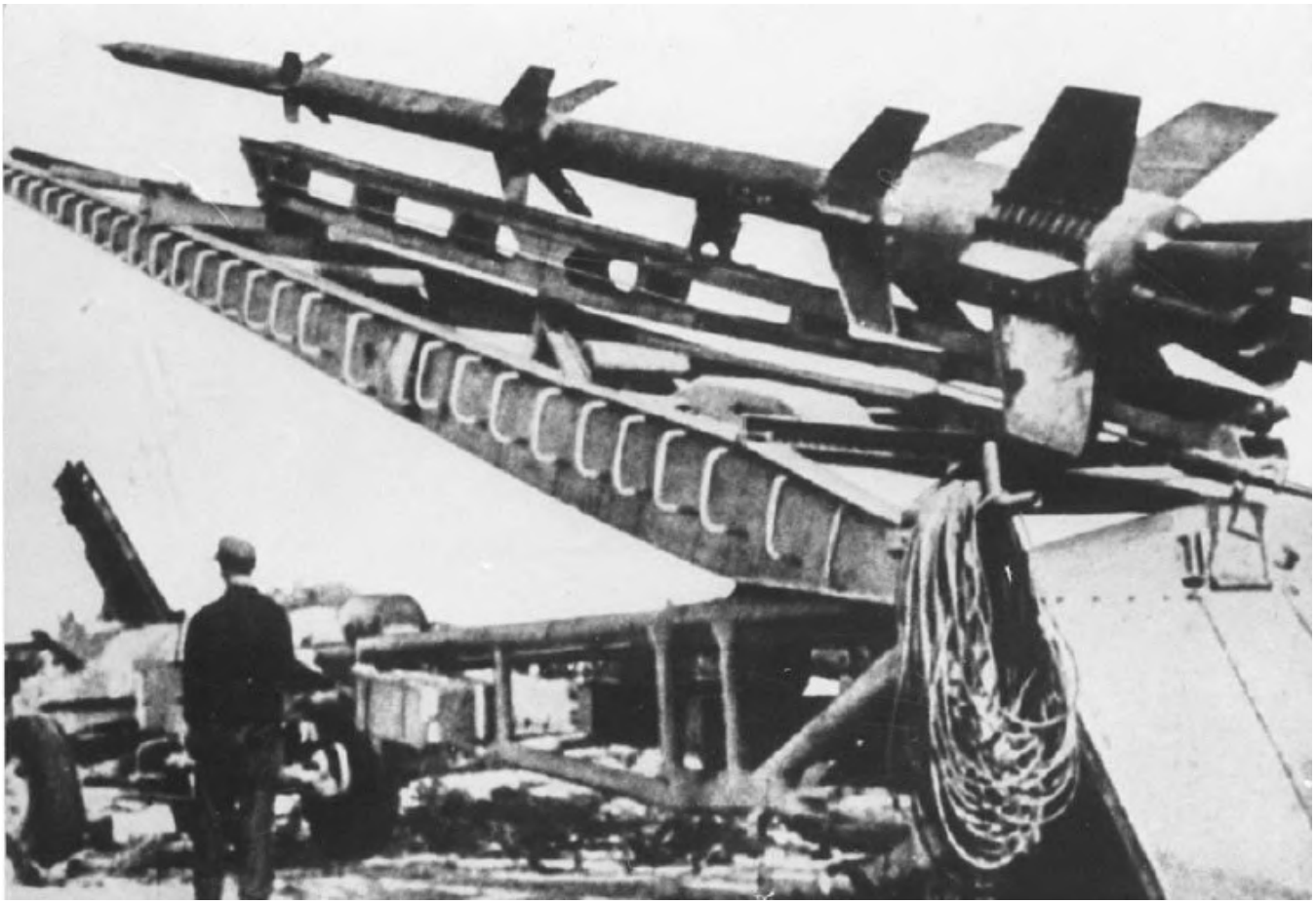
Ракета «Рейнботе» на опытной пусковой установке

Запуск ракеты осуществлялся с направляющего полоза длиной 8 м, смонтированного на тележке – установщике ракеты А-4 (Фау-2). Перед стартом полоз поднимался под углом 45-65 град. и наводился по азимуту подобно обычной пушке.

Ракета «Рейнботе» на опытной пусковой установке







RF SS, Sb2

Geheime Kommandosache

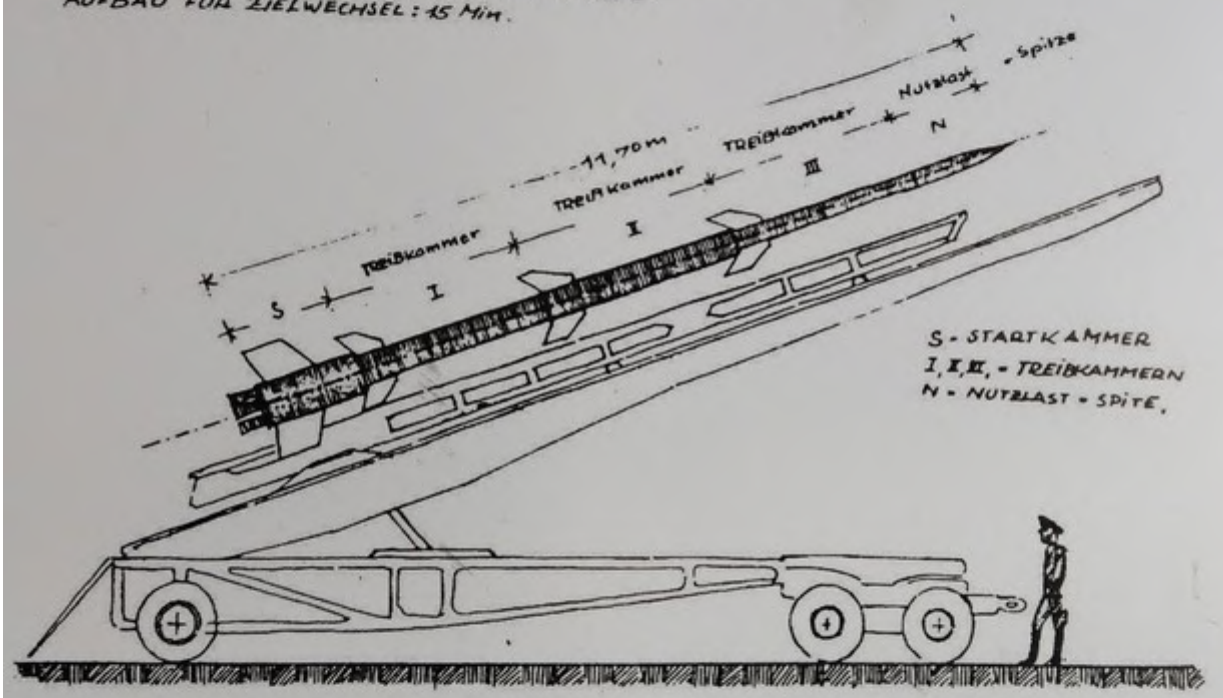
Rheinbote.

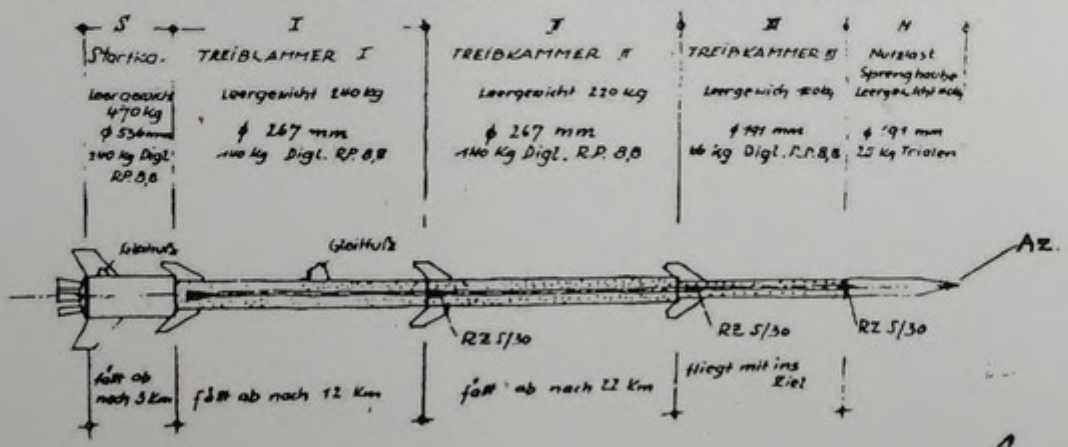
2051/44

6. Ausfertigungen
2. Ausfertigung

MASSSTAB 1:100.

KALIBER ETWA 121cm
SCHUSSWEITE: 160 Km
STREUUNG: NICHT BEKANNT
GESCHOSSGEWICHT: 1650 Kg,
davon 40-50 kg Sprengstoff
V_0 = 1330 m/sec (nach 10 Km)
TREIBSTOFF: 585 Kg/Schuss
STARTBAHN AUF MEILLERWAGEN
LEISTUNG: 1 Schuß je Stunde
WIRKUNG: 15-21 cm Mörser
20 cm Granate
BAUFIRMA: RHEINMETALL-BORSIG
ENTWICKLUNGSFACHMANN: Oberstlt Troeller AHA-JN IV.
EINSATZ: ZUNÄCHST BLAFFETTEN, dazu 300 Schuß
AUFBAU FÜR ZIELWECHSEL: 15 Min.



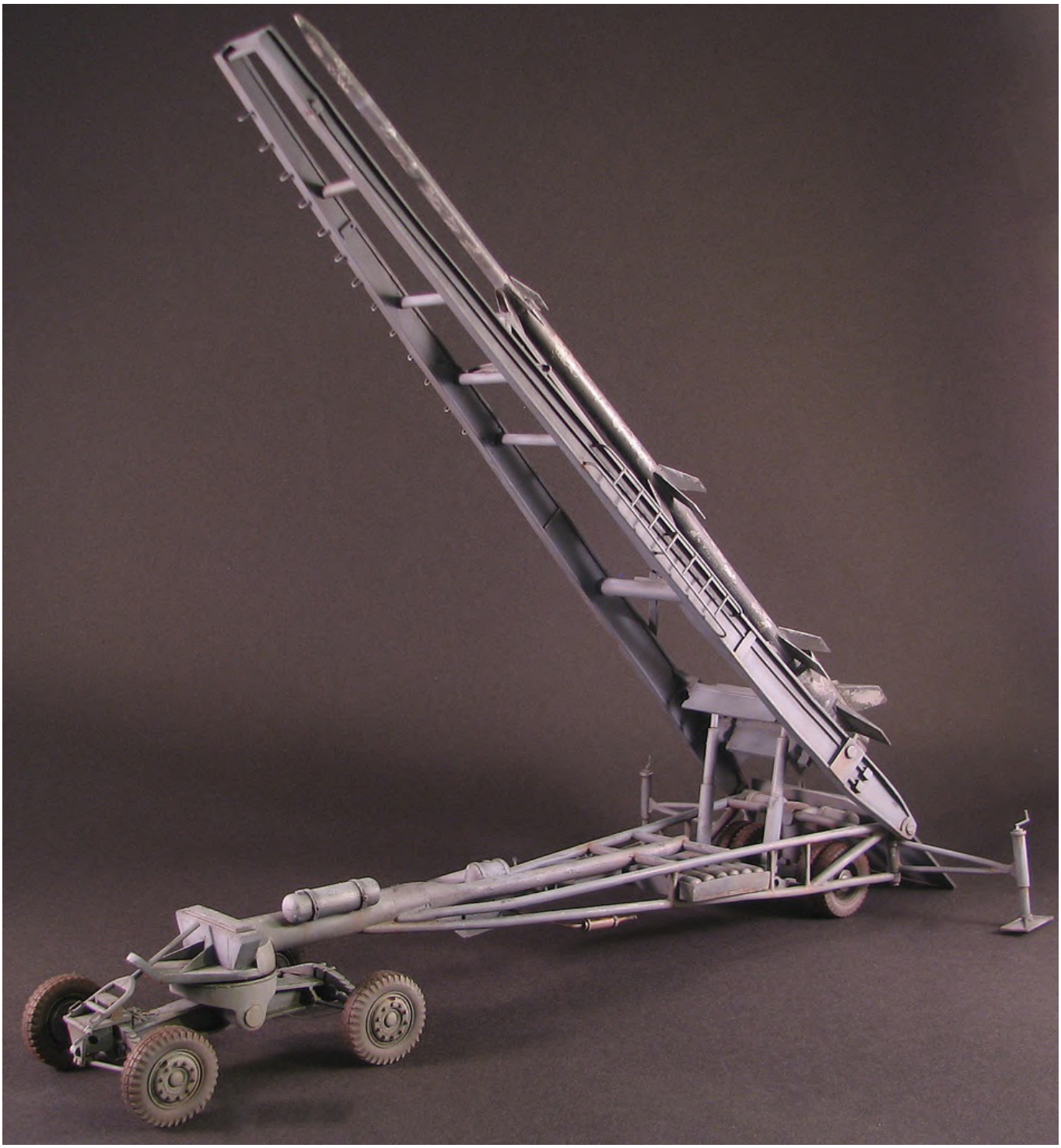


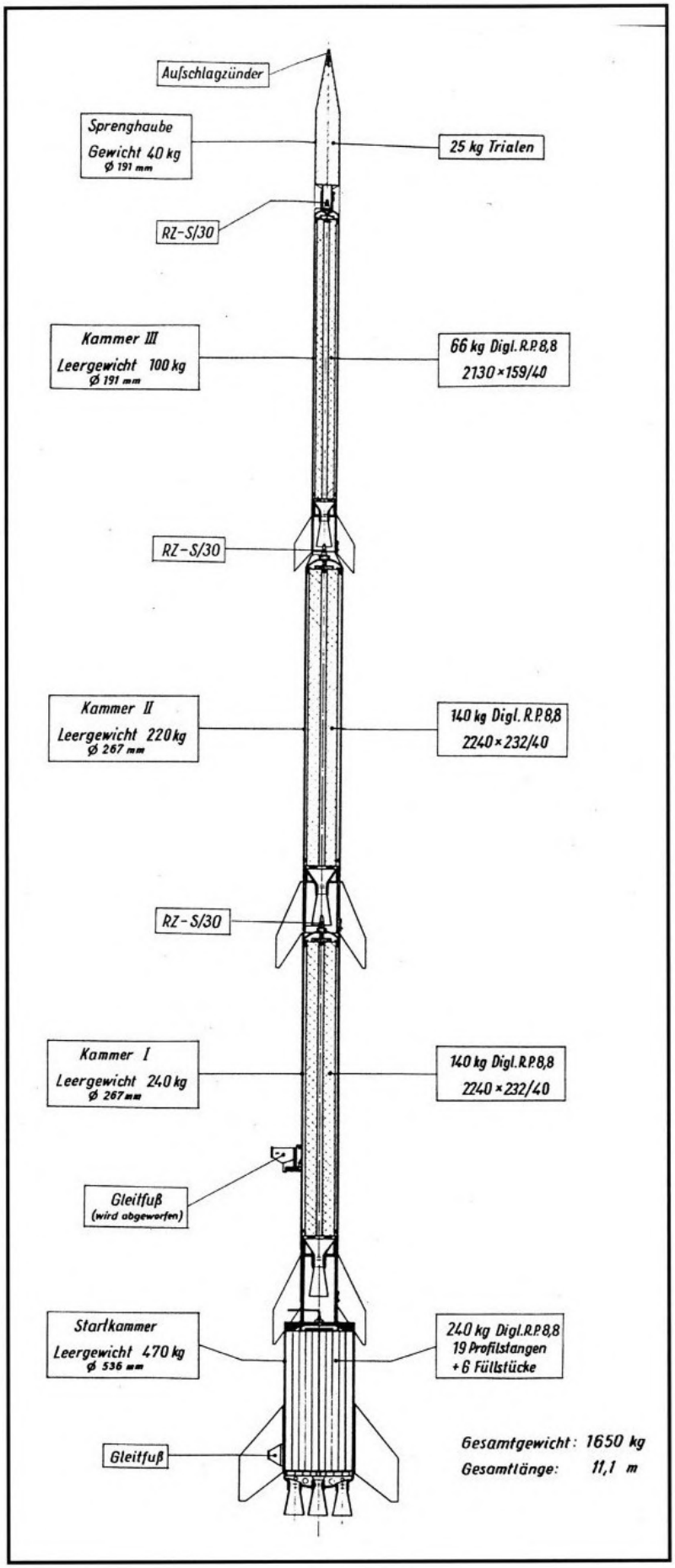
GESAMTGEWICHT 1650 kg
GESAMTLÄNGE 11,7 m

BERLIN DEN 26. NOVEMBER 1944

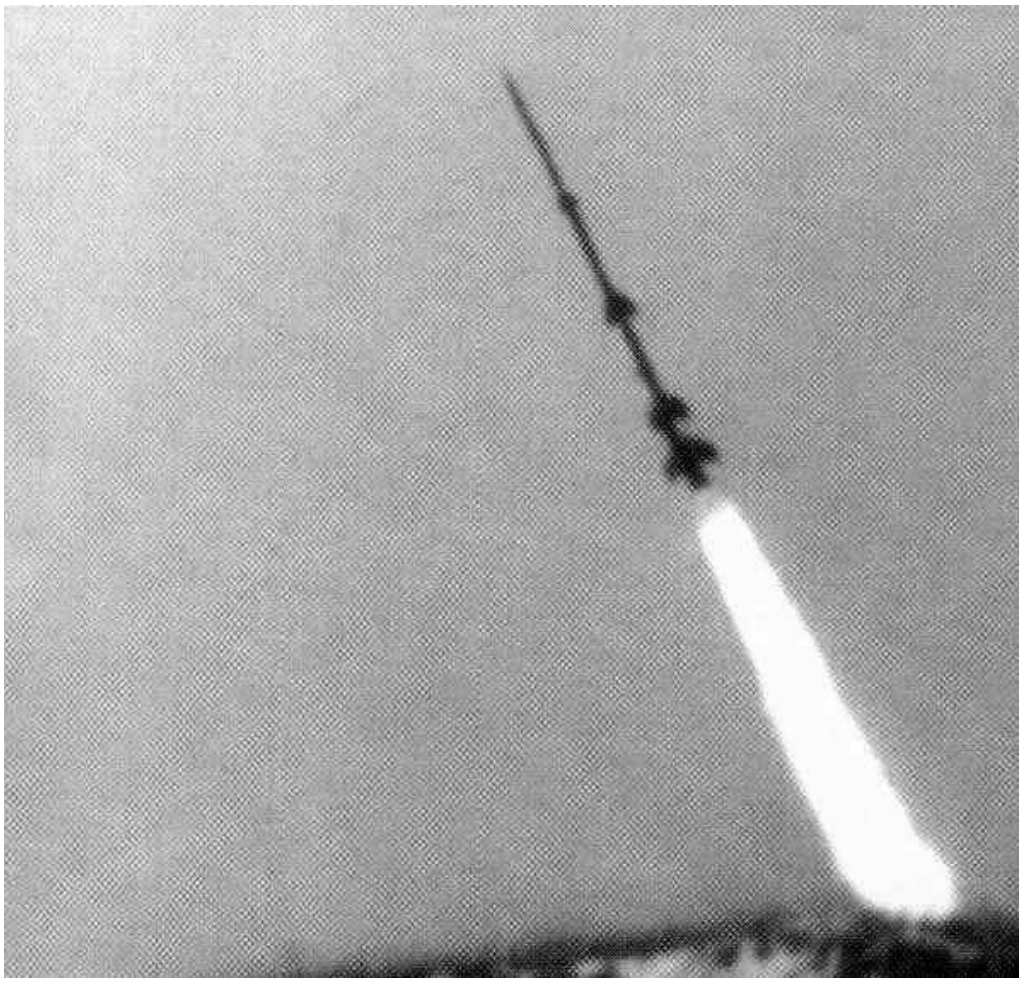
H-GRUPPENFÜHRER UND

Ракета «Рейнботе» на опытной пусковой установке (модель)

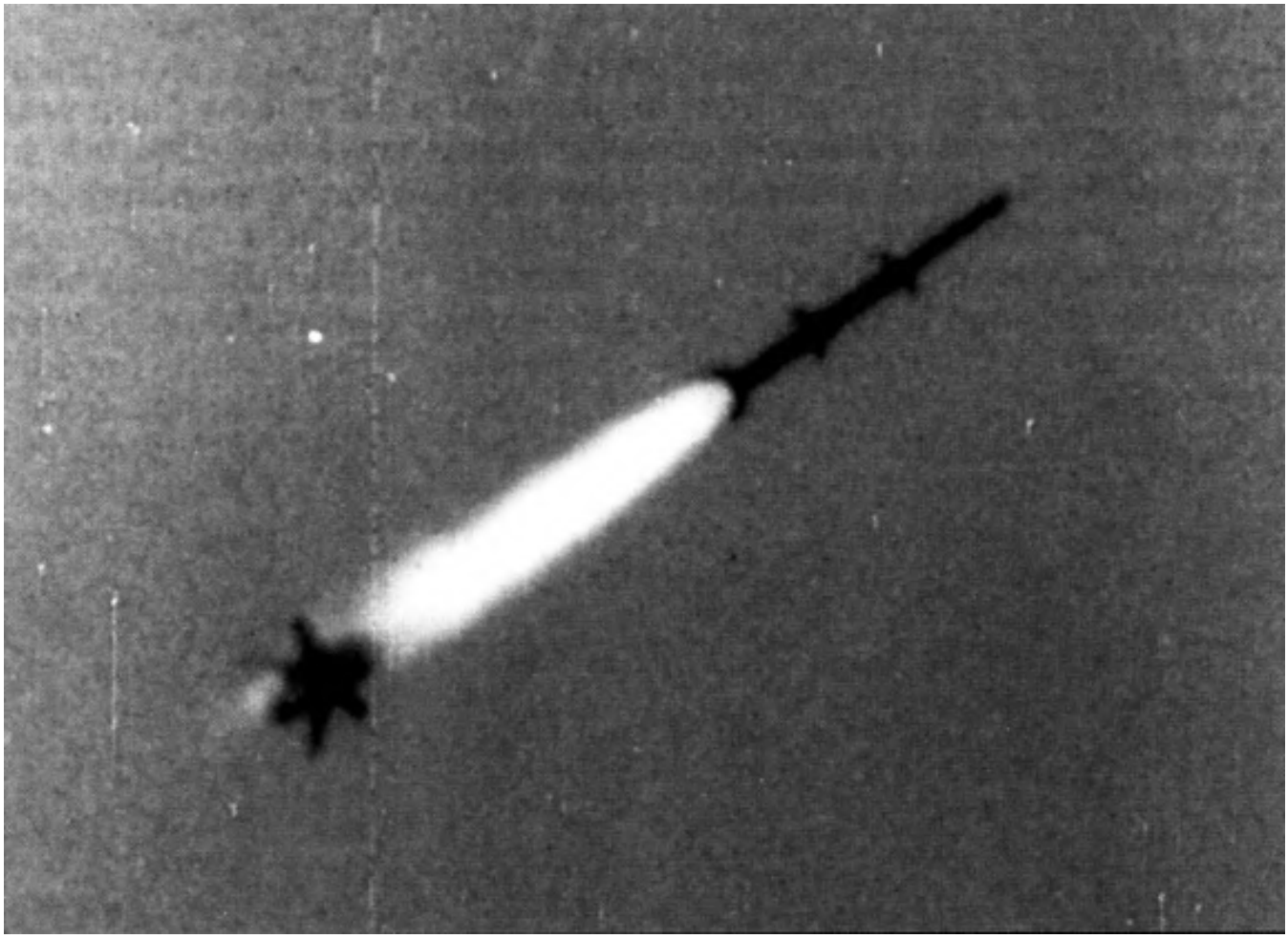




Вариант ракеты «Рейнботе» RhZ 61/9



Пуск ракеты «Рейнботе»



Отделение стартовой ступени

Пуск ракеты по своей динамике был аналогичен артиллерийскому выстрелу. После достижения высоты около 70000 м ракета попадала в цель, удаленную на 200 км, под углом до 52 град. Полетное время составляло до 260 секунд.

Боевая часть ракеты «Рейнботе»

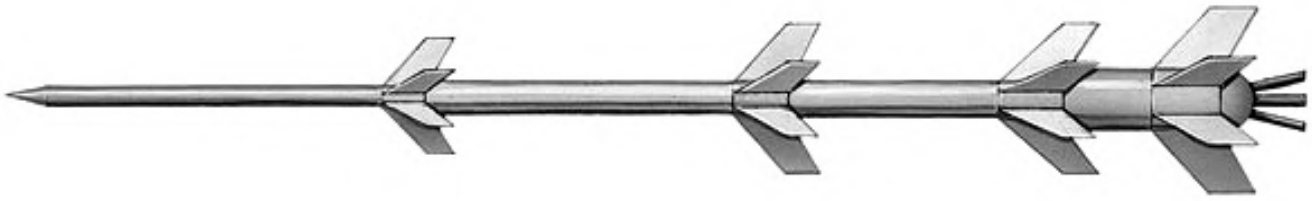
40-килограммовая боевая часть включала в себя 20 кг взрывчатого вещества. Из-за малой толщины стенок корпуса боеголовки (около 1,5 мм) ее действие было преимущественно фугасным. В результате взрыва ракеты в грунте средней прочности обычно образовывалась воронка глубиной примерно 1,5 м и диаметром 4 м.

Такой результат считался недостаточно высоким, поэтому для повышения поражающего воздействия было решено не разделять третью и четвертую ступени.

Во время летных испытаний в конце ноября 1944 года по настоянию Гитлера опытные ракеты из установочной серии были применены на фронте. Из голландского города Зволле ими обстреляли Антверпен (Бельгия), освобожденный союзниками по антигитлеровской коалиции. Конечный результат применения 20 выпущенных ракет остался неизвестным, однако можно предположить, что эффект применения нового оружия был едва ли заметен.

Из-за отсутствия на ракете системы управления ее точность была крайне невысокой. В декабре 1944 года на максимальную дальность было запущено 12 ракет, при этом среднее отклонение от точки прицеливания составляло 6 км. Однако применение «Рейнботе» предусматривало не одиночные пуски, а залповую стрельбу одновременно из 20 пусковых установок. Кроме этого важным достоинством ракеты считалось ее простота и относительно невысокая стоимость. Для изготовления одной ракеты требовалось всего 132 человека-часа, что, в конце концов, и побудило принять ее на вооружение под обозначением “Raketen-Spreng-Granate 4831” - «Реактивная фугасная граната 4831» (ряд источников утверждает, что эта ракета именовалась ФАУ-4). Фирма «Рейнметалл-Борзиг» получила заказ на изготовление первой промышленной партии из 300 ракет и штатных пусковых установок для них. Для их боевого применения в конце 1944 года был сформирован 709-й отдельный артиллерийский дивизион с численностью личного состава 460 солдат и офицеров.

Штатная пусковая установка ракеты «Рейнботе»



ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ «РЕЙНБОТЕ» (ФАУ-4)

Стартовый вес, кг	1715
Вес топлива, кг	590
Вес боевого заряда, кг	40
Общая длина, мм	11 400
Наибольший диаметр, мм	535
Размах стабилизаторов, мм	3840
Наибольшая скорость, м/сек	1600
Наибольшая дальность, км	200-220
Наибольшая высота, км	70

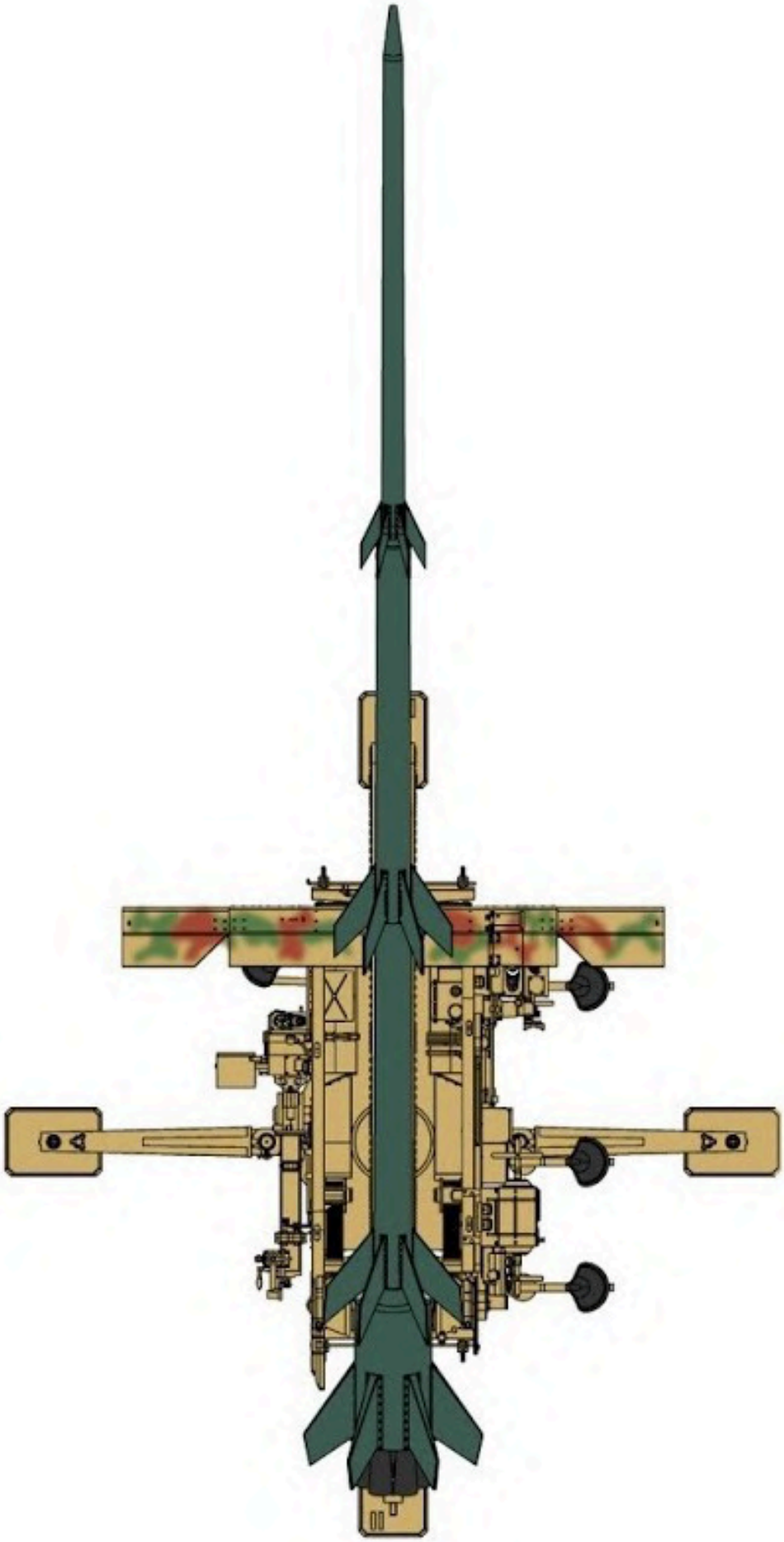
Тяга пороховых двигателей ступеней ракеты, кгс:

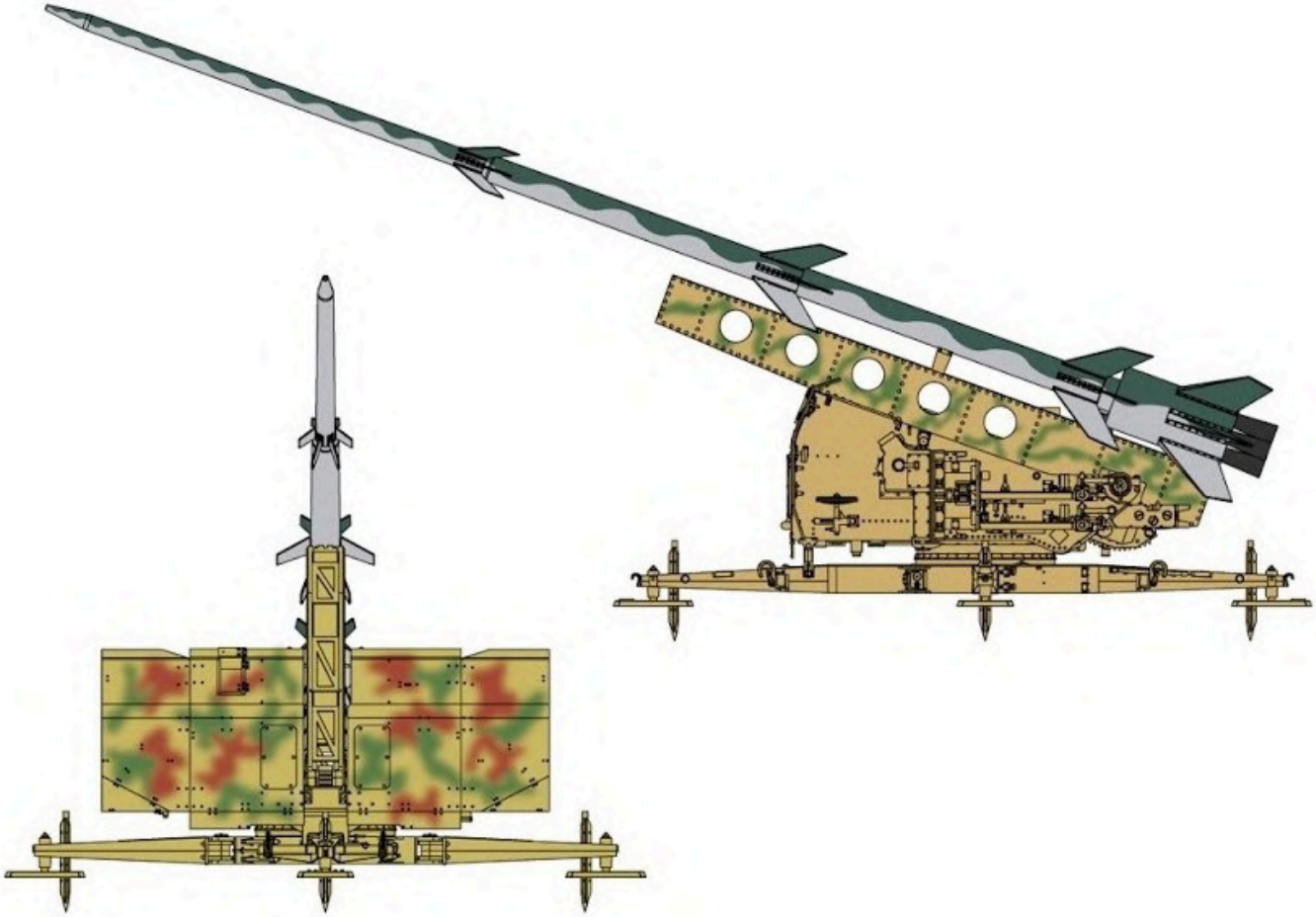
I ступень	5600
II ступень	5600
III ступень	3400

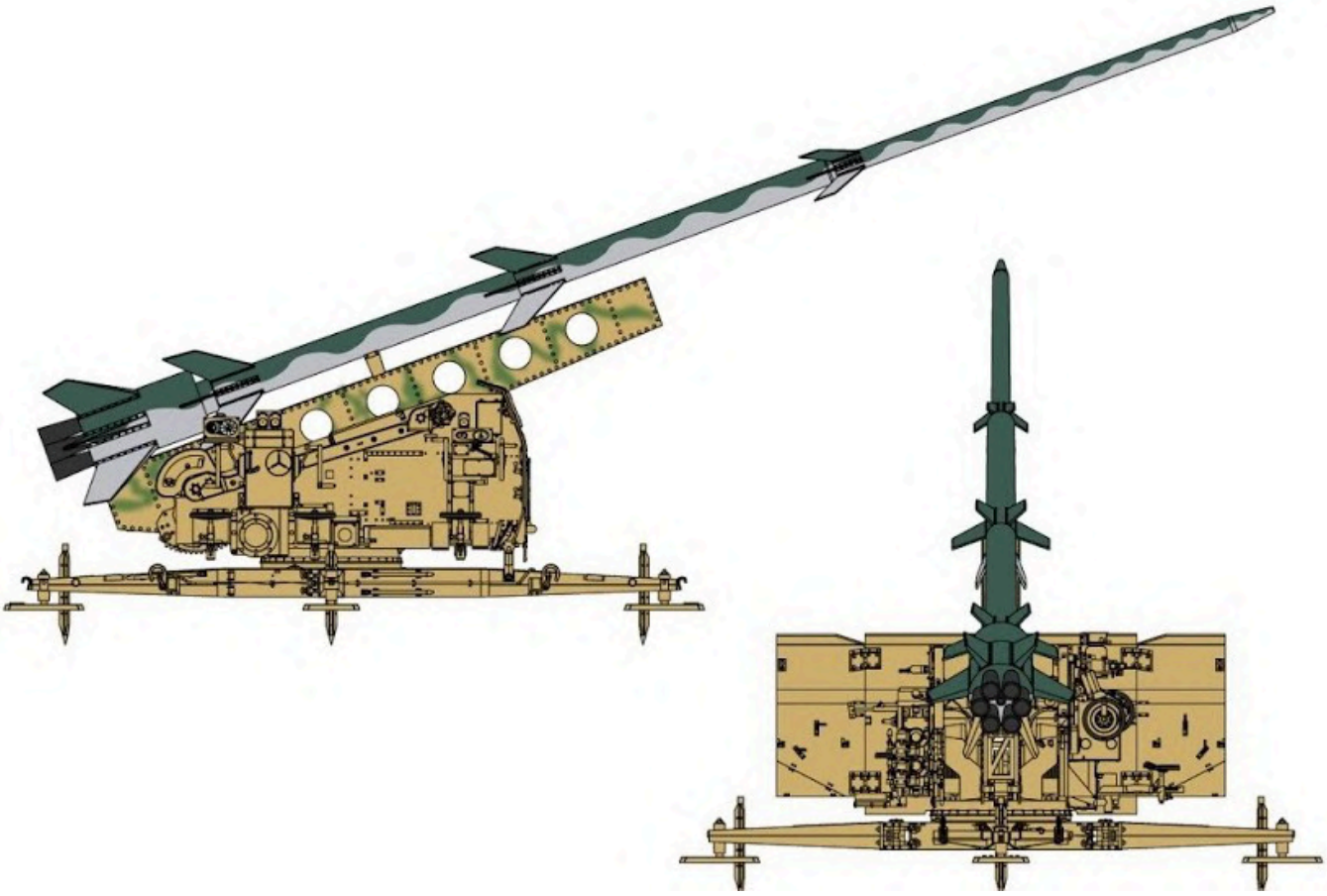
Военное использование нового вида оружия началось в январе 1945 года. Целью для «Рейнботе» вновь стал стратегический порт Антверпен, интенсивно использовавшийся союзниками для доставки военных грузов в континентальную Европу. После примерно 250 пусков короткая история применения ракет закончилась. Воинскую часть расформировали. Оставшиеся боеготовые ракеты (точное число не известно) не были использованы, дальнейшая судьба их после расформирования части неизвестна.

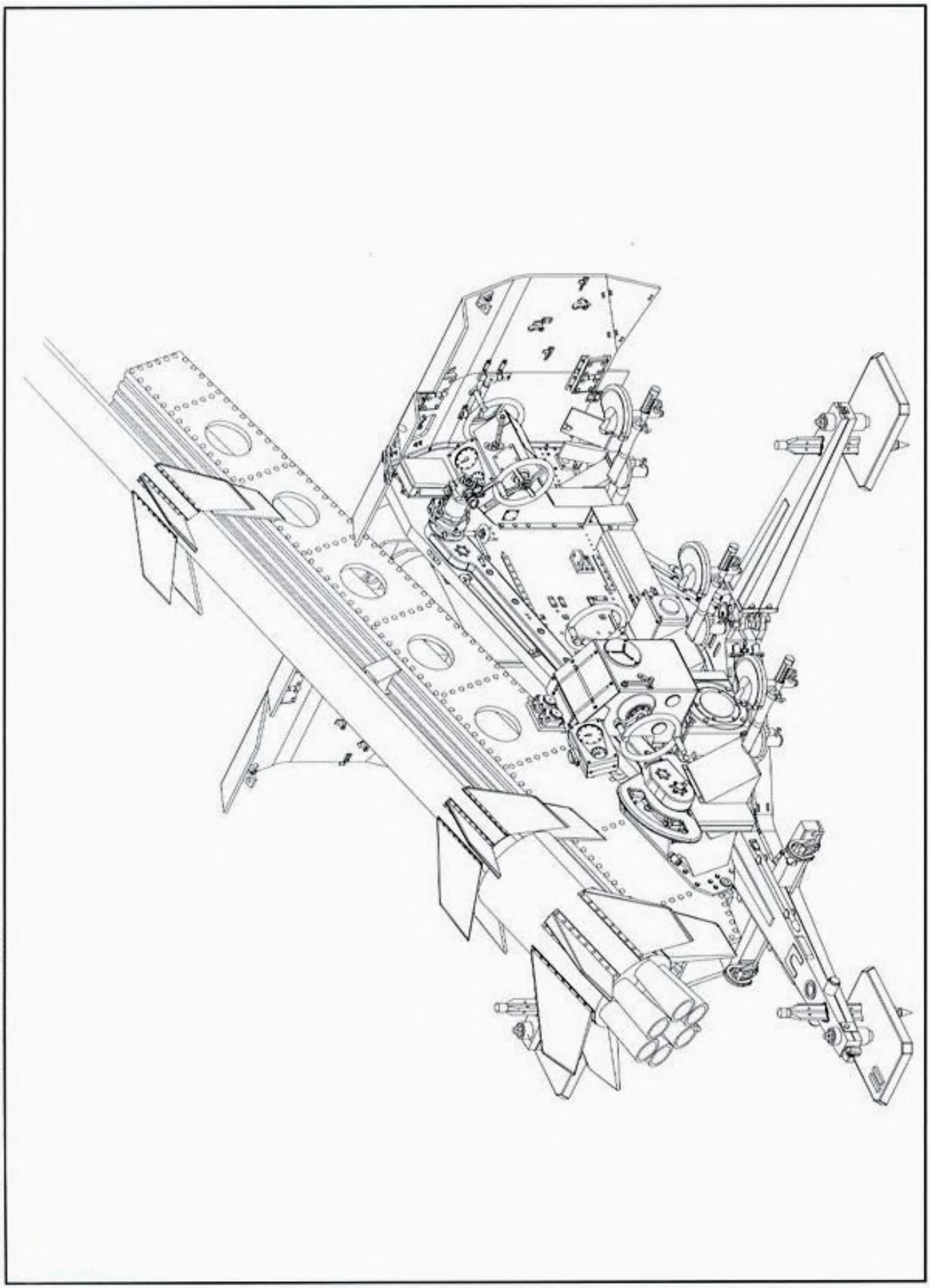
1/35 SCALE

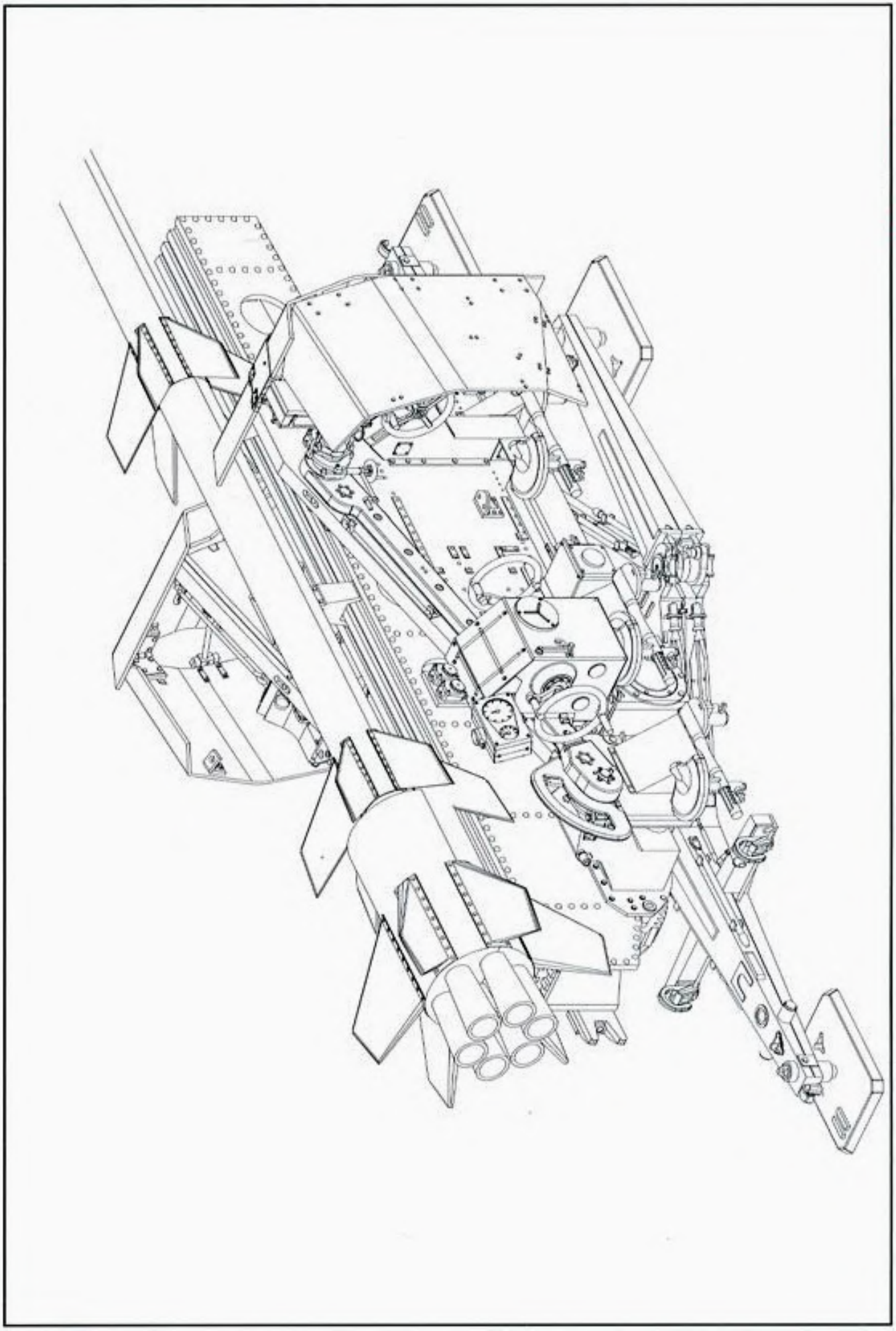
Ракета «Рейнботе» на штатной пусковой установке (модель)

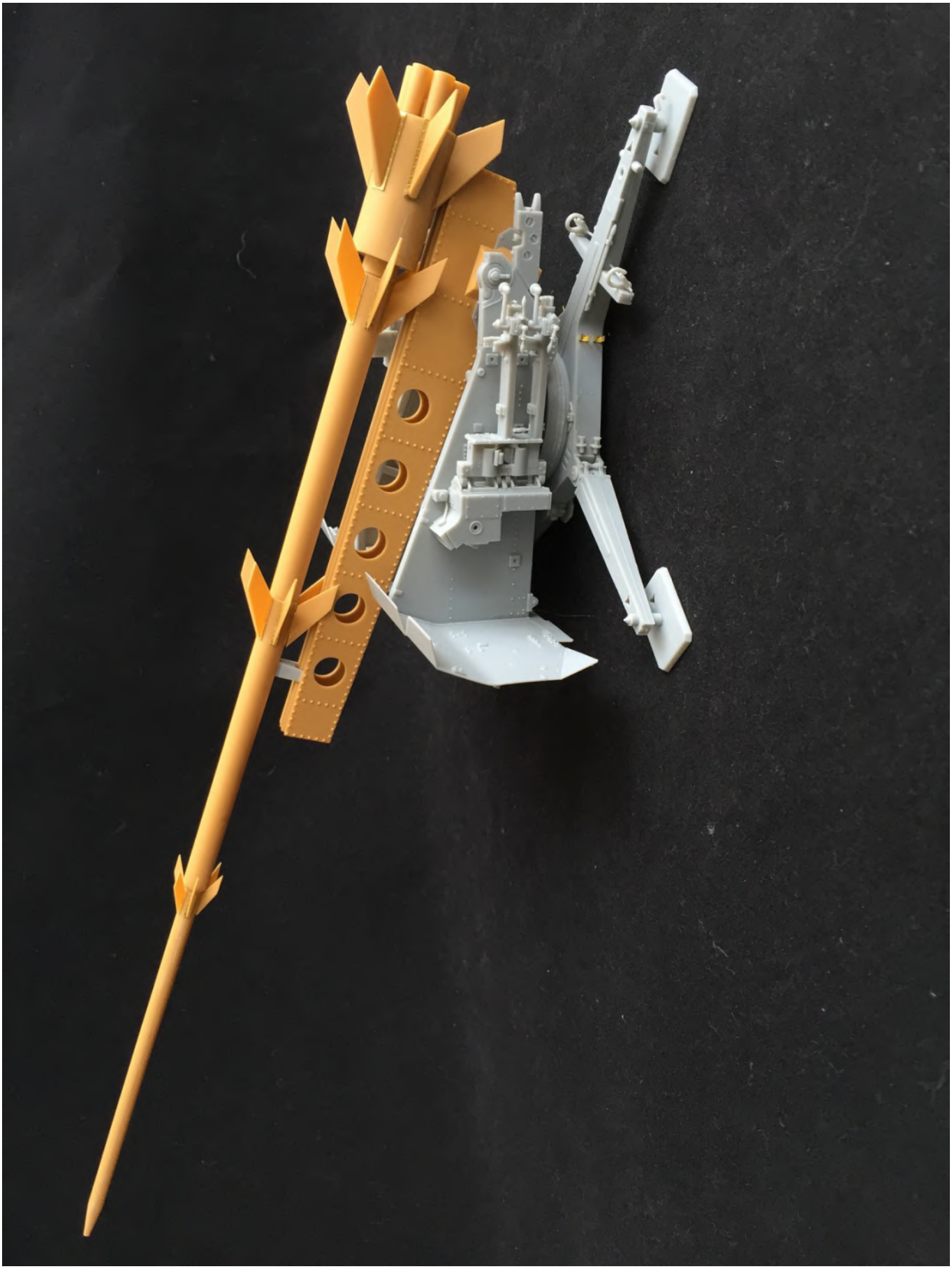


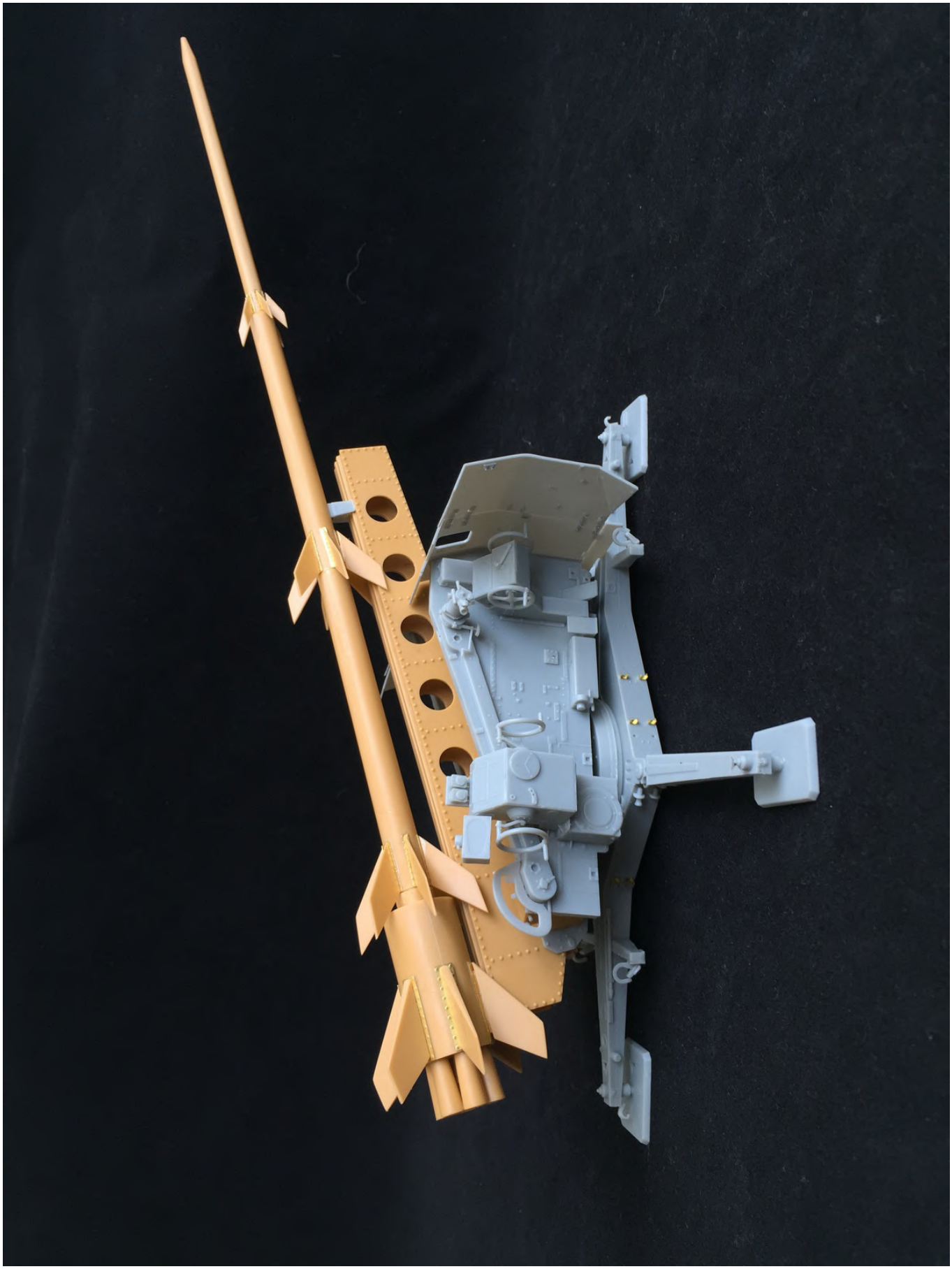








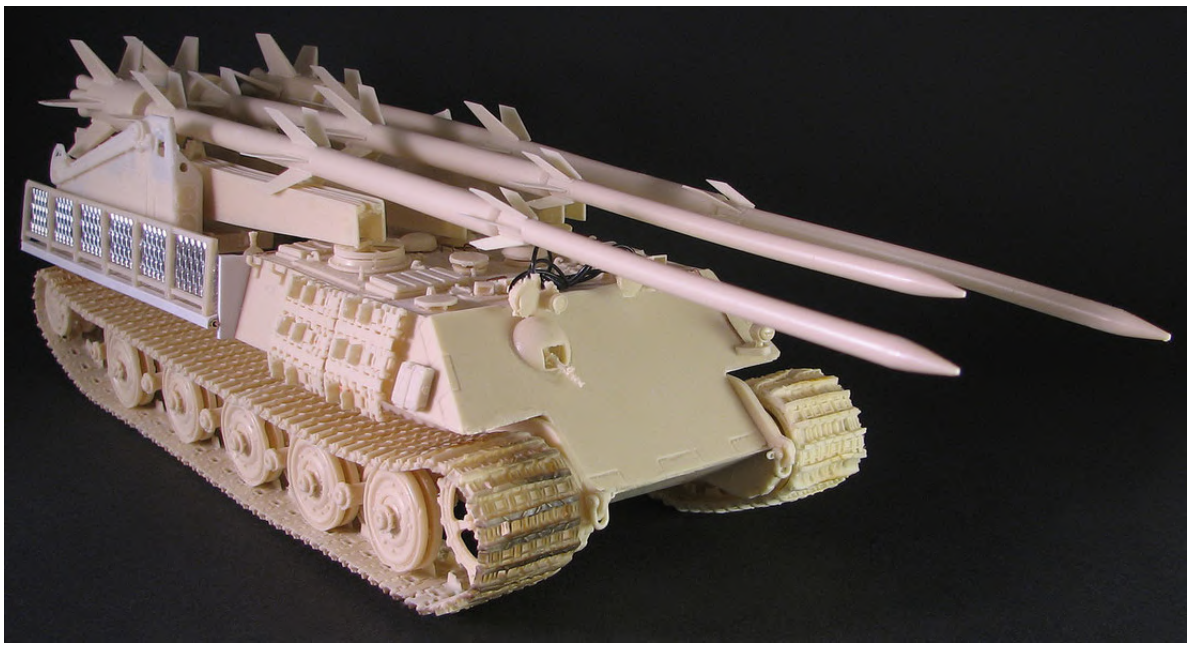


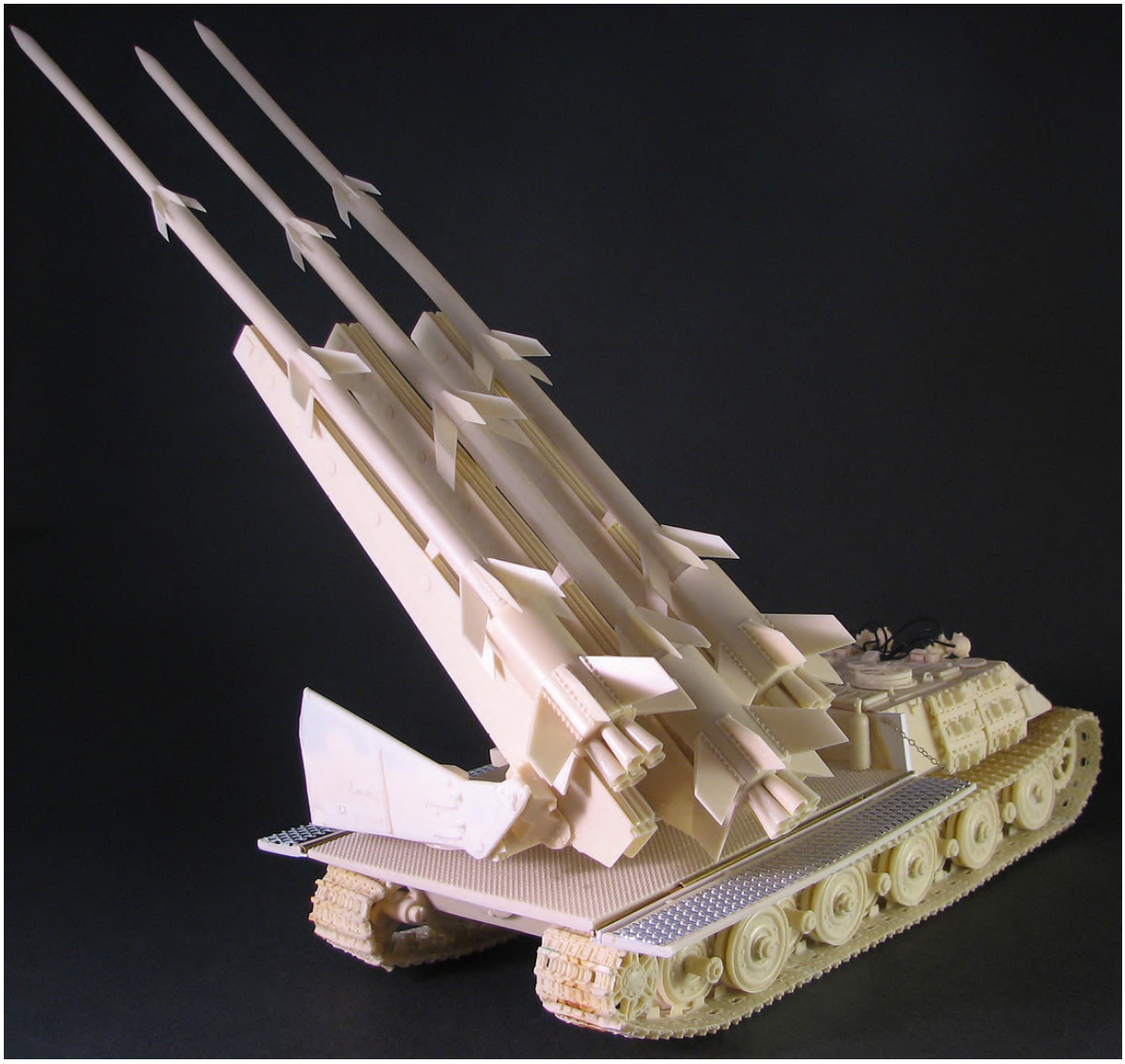


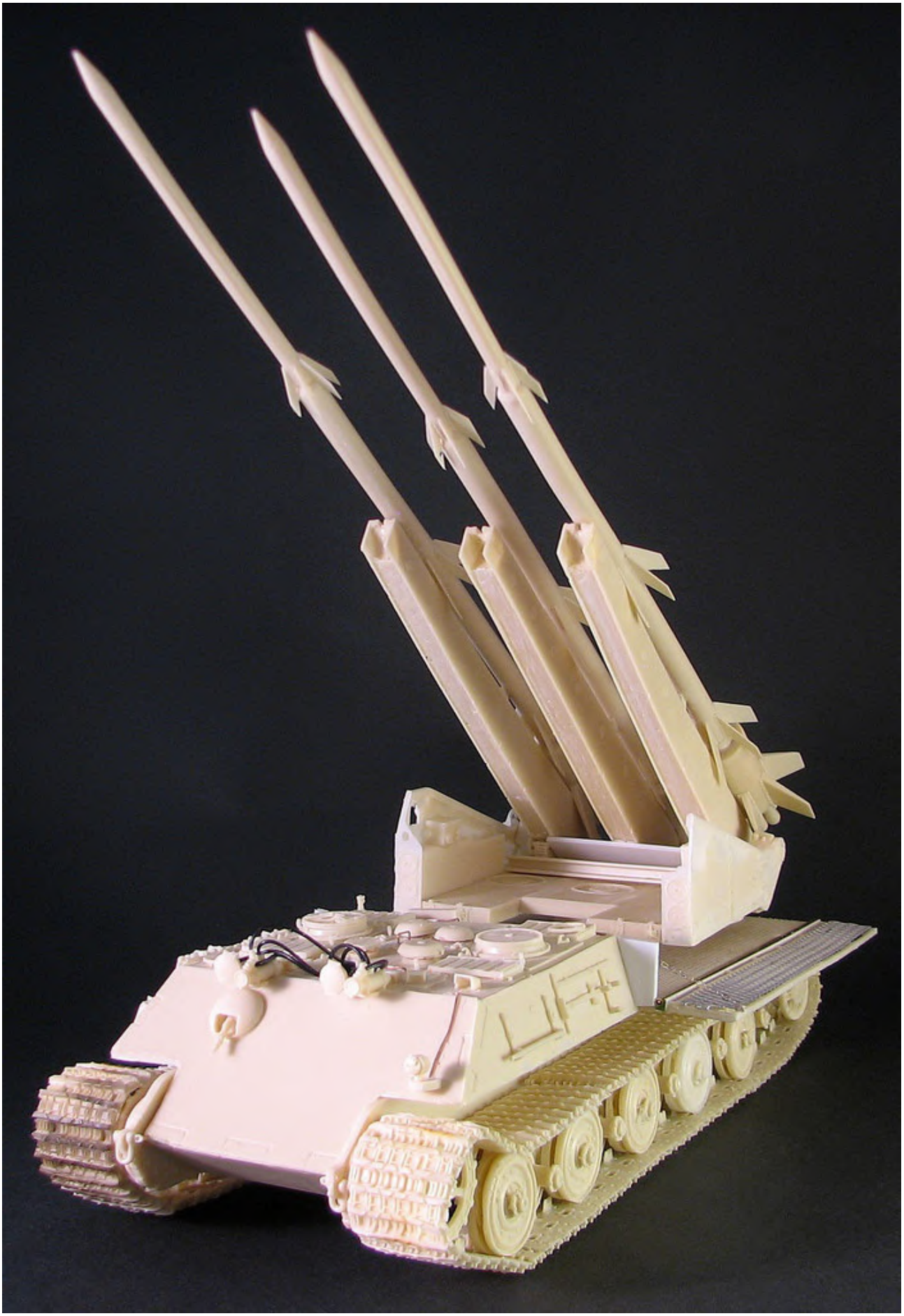
Пусковая установка ракеты «Рейнботе» на самоходном шасси (модель)

Перспективная неосуществленная разработка (?)

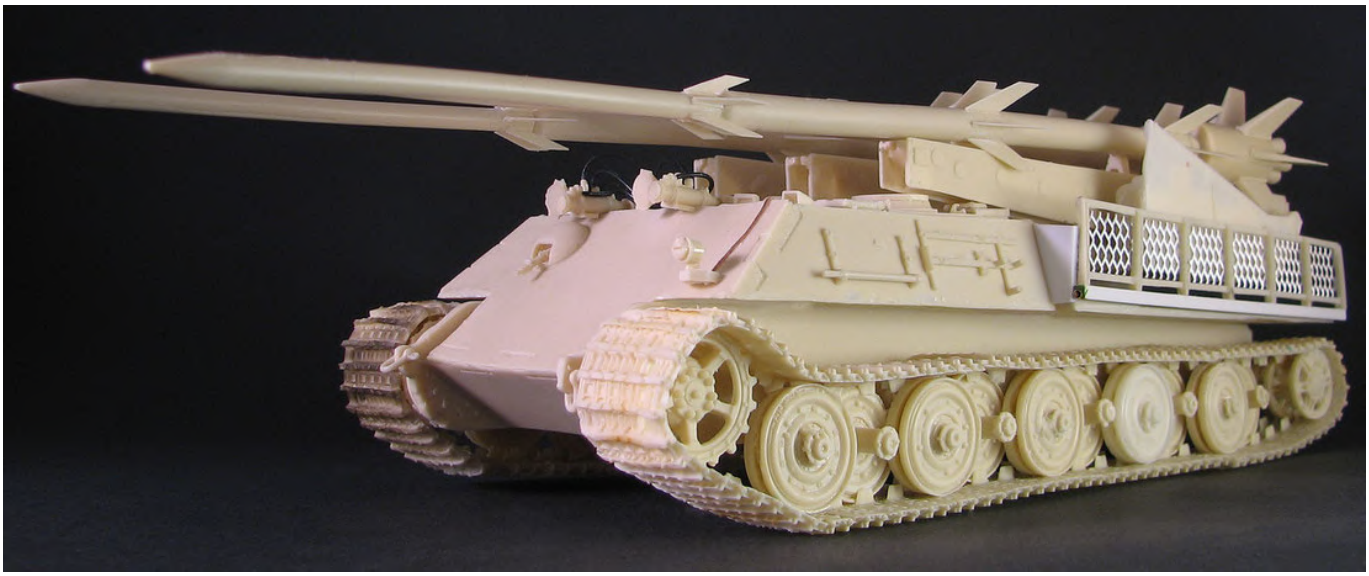
Возможные пути дальнейшего развития самоходной пусковой установки для ракет «Рейнботе»

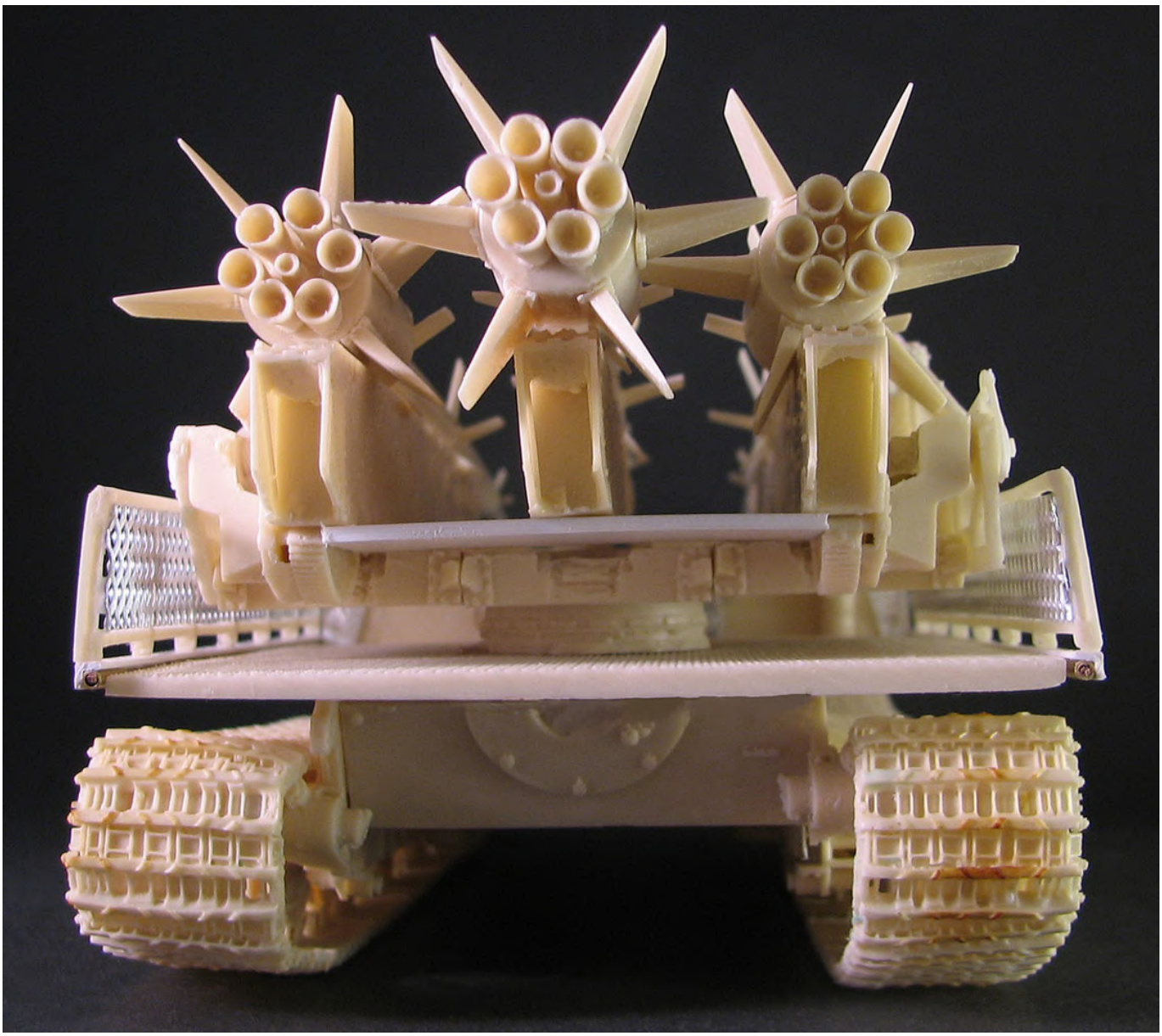


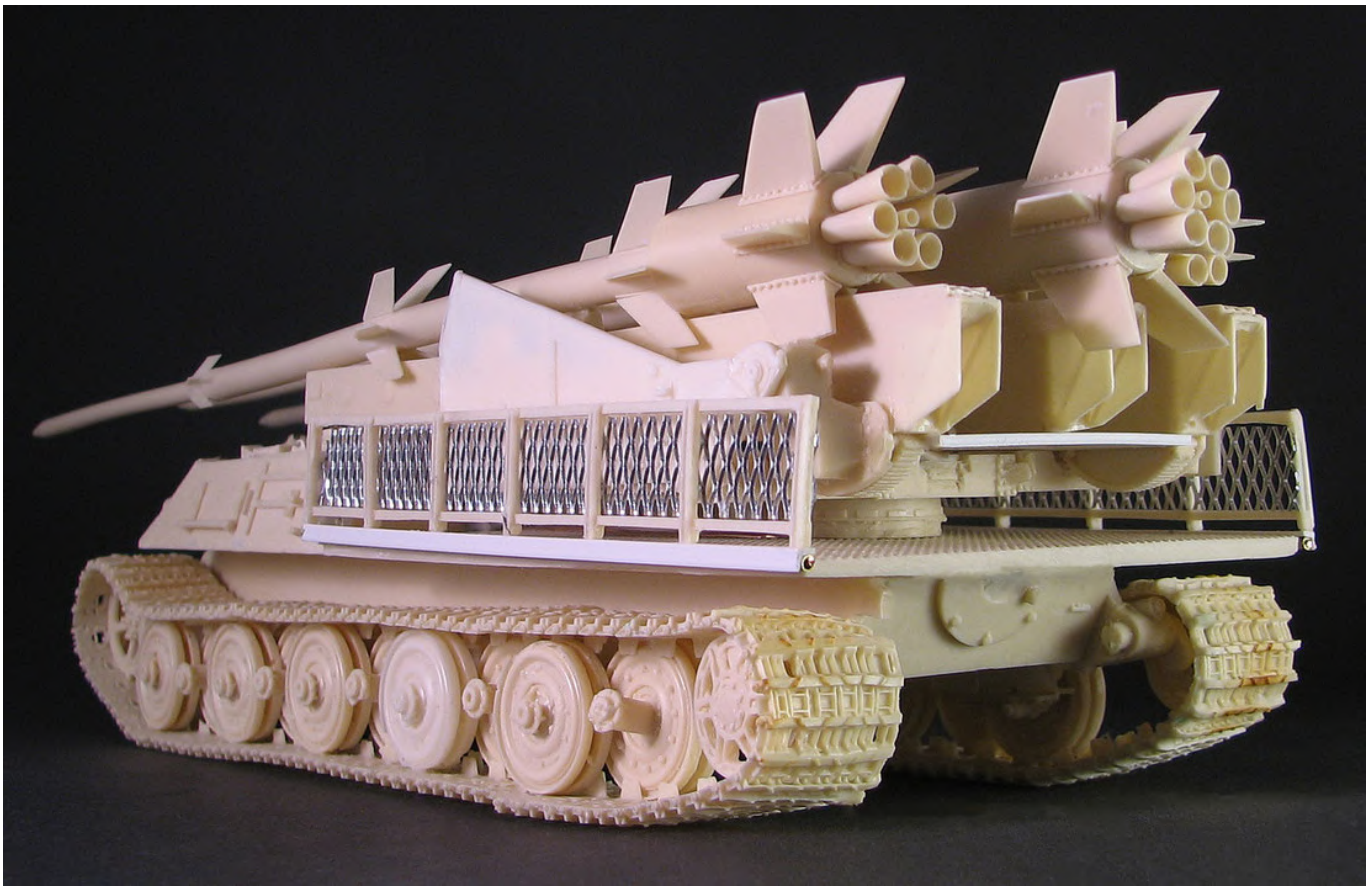




Модель ракет «Рейнботе» на самоходном шасси

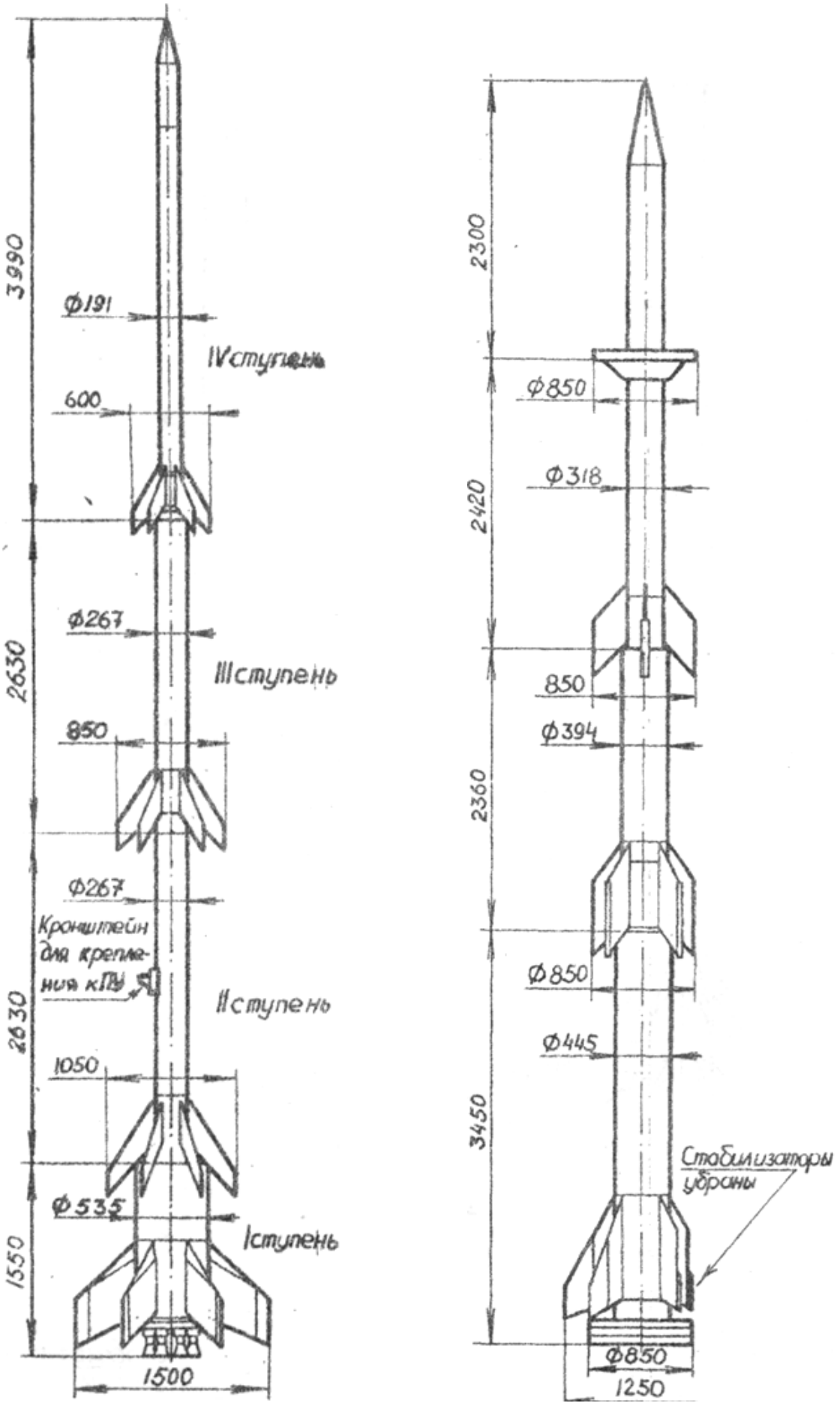






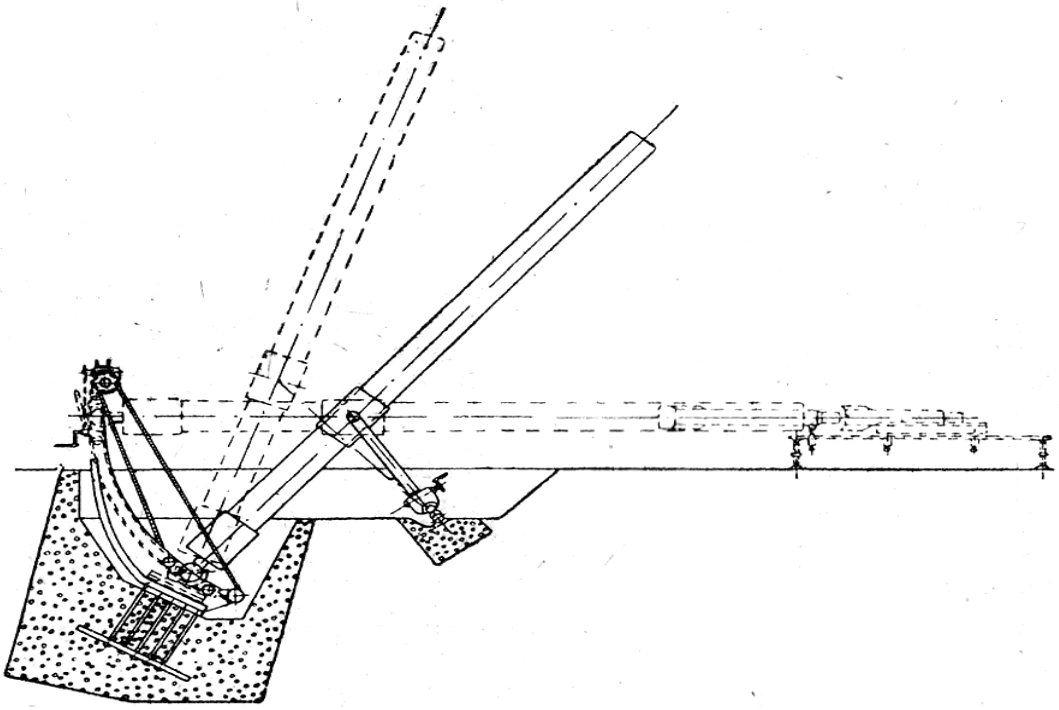
Ракета «Рейнботе» как музейный экспонат (современное фото)

Das versuchsgelande



«Рейнботе» и перспективная 3-х ступенчатая тактическая ракета

После выявления конструктивных недостатков «Рейнботе» фирма «Рейнметалл» приступила к работе над улучшенным проектом трехступенчатой оперативно-тактической ракеты, способной доставлять 220-кг боевую часть на дальность до 160 километров. На дистанции 100 км можно было использовать боеголовки массой 570 кг. По проекту новая ракета имела общую массу 2405 кг при длине 10,53 метров. Для стабилизации вновь применили оперение. Поскольку пуск предполагалось производить из трубчатой направляющей калибром 850 мм, в первой ступени использовали раскрывающиеся стабилизаторы телескопического типа. При запуске ракета опиралась на массивный поддон, который после выхода конструкции из горловины направляющей падал вниз. Скорость ракеты в момент ее выхода из пусковой установки составляла 240 м/с. Боевая скорострельность составляла 4 пуска в час. Ракета не имела буксируемой или самоходной пусковой установки, ее запуск был возможен только со стационарной огневой позиции с бетонированным основанием. Масса системы в боевом положении достигала 80 тонн, что существенно снижало боевую ценность комплекса - в конечный период войны авиация стран антигитлеровской коалиции господствовала в небе Европы, таким образом, огневая позиция новой ракеты становилась фактически легкой добычей для самолетов союзников.



Стационарная пусковая установка

Эта ракета не вышла из стадии проектных проработок, но они позволили оценить перспективность идей, заложенных в этой конструкции. Принцип т.н. «минометного» старта получил дальнейшее развитие уже после войны.

КРАСНОЙ АРМИИ -СЛАВА!

Часть 2

Боевое применение гитлеровской Германией твердотопливной ракеты большой дальности не могло остаться незамеченным в Советском Союзе. Из разных источников в Москву стала поступать пусть и не вполне точная, но очень тревожная информация, указывающая на серьёзное отставание от противника в области ракетной техники, в частности по пороховым ракетам (к тому времени было «установлено наличие у немцев образцов длиной до 14 м при диаметре до полуметра»).

Руководствуясь складывающейся ситуацией, нарком боеприпасов Б.Л.Ванников 16 марта 1945 года обратился к заместителю председателя ГКО Л.П.Берия с предложением о создании новой проектно-конструкторской организации — Центрального конструкторского бюро по реактивным снарядам. Разместить это КБ предлагалось в Москве на территории завода №67 на Вельяминовской улице.

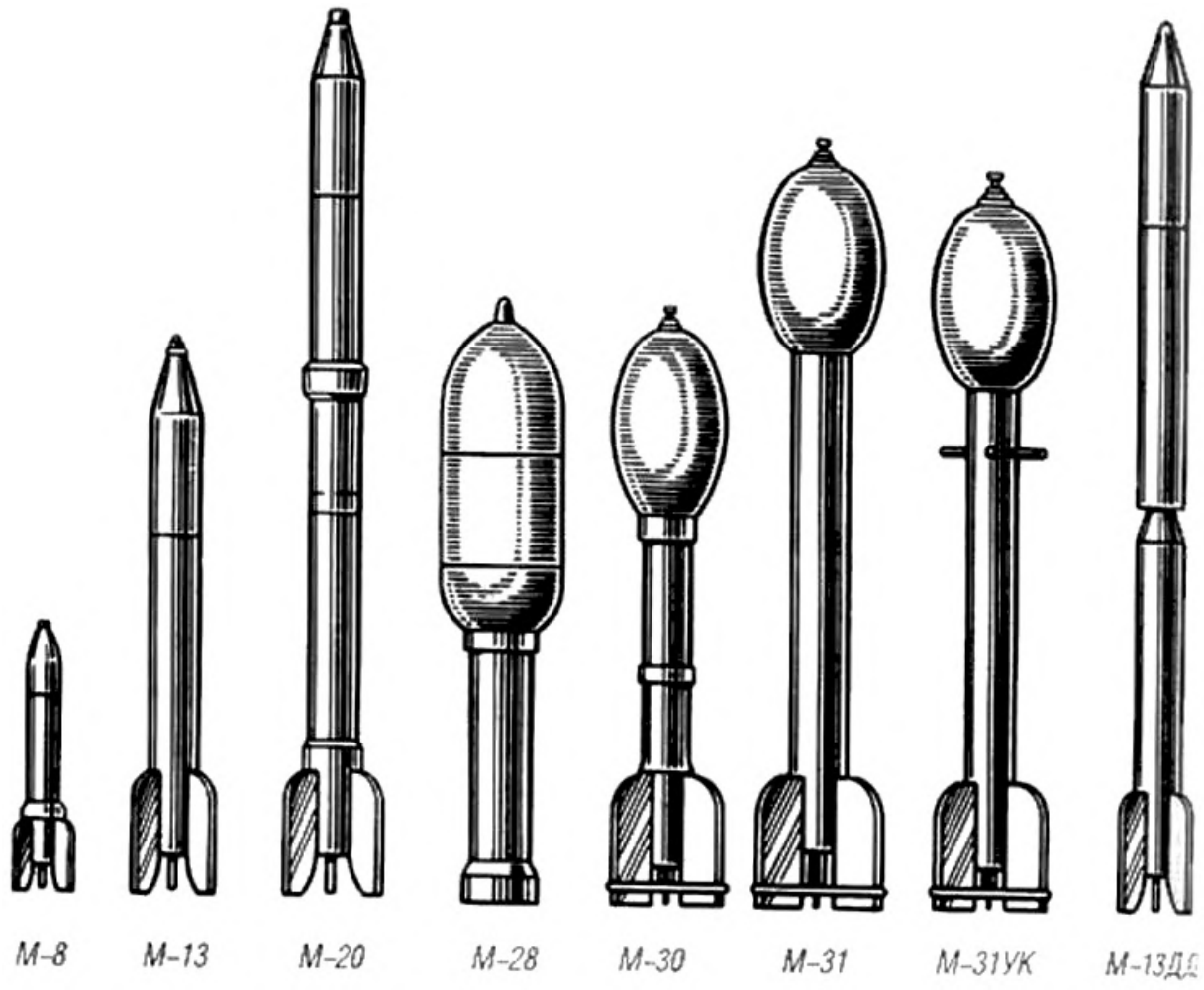
Л.П. Берия серьёзно отнесся к обеспокоенности Б.Л. Ванникова и подготовил доклад на имя Верховного Главнокомандующего И.В. Сталина - и уже 19 апреля 1945 г. вышло Постановление ГКО №8206 «О создании в системе Наркомата боеприпасов Государственного центрального конструкторского бюро по ракетным снарядам (ГЦКБ №1)». За две недели предписывалось организовать полноценное конструкторское бюро. Уже 29 апреля Б.Л. Ванников своим приказом №169 определил место новой организации в корпусе №5 на территории завода №67. Возглавил ГЦКБ №1 НКБ Н.И. Крупнов, являвшийся до нового назначения главным технологом ГСКБ-47 НКБ.

Не имея достоверных данных о немецких образцах твердотопливных ракет, в ГЦКБ №1 НКБ по проекту ТТТ ГАУ приступили к созданию дальнобойного реактивного снаряда порохового с дальностью полета 20–25 км. ДРСП-1 «Шторм» разрабатывался под руководством конструктора Н.А.Жукова. Предполагалось разработать простую технологичную конструкцию, технологию изготовления порохового заряда необходимых размеров, провести теоретические исследования внешнебаллистических параметров и пр. Кроме этого, «Шторм» являлся как бы уменьшенным прототипом ракеты ДРСП «Нептун» с увеличенной до 40-45 км дальностью полета, разработку которой планировалось начать по мере получения необходимых для ее создания данных.

Победоносное окончание Великой Отечественной войны позволило специалистам ГЦКБ №1 НКБ ознакомиться с немецкими образцами ракетной техники. ГКО, придавая исключительное значение развитию реактивной техники в СССР и изучению трофейной техники, 31 мая 1945 г. принял Постановление «О проведении работы по выявлению и вывозу заводского и лабораторного

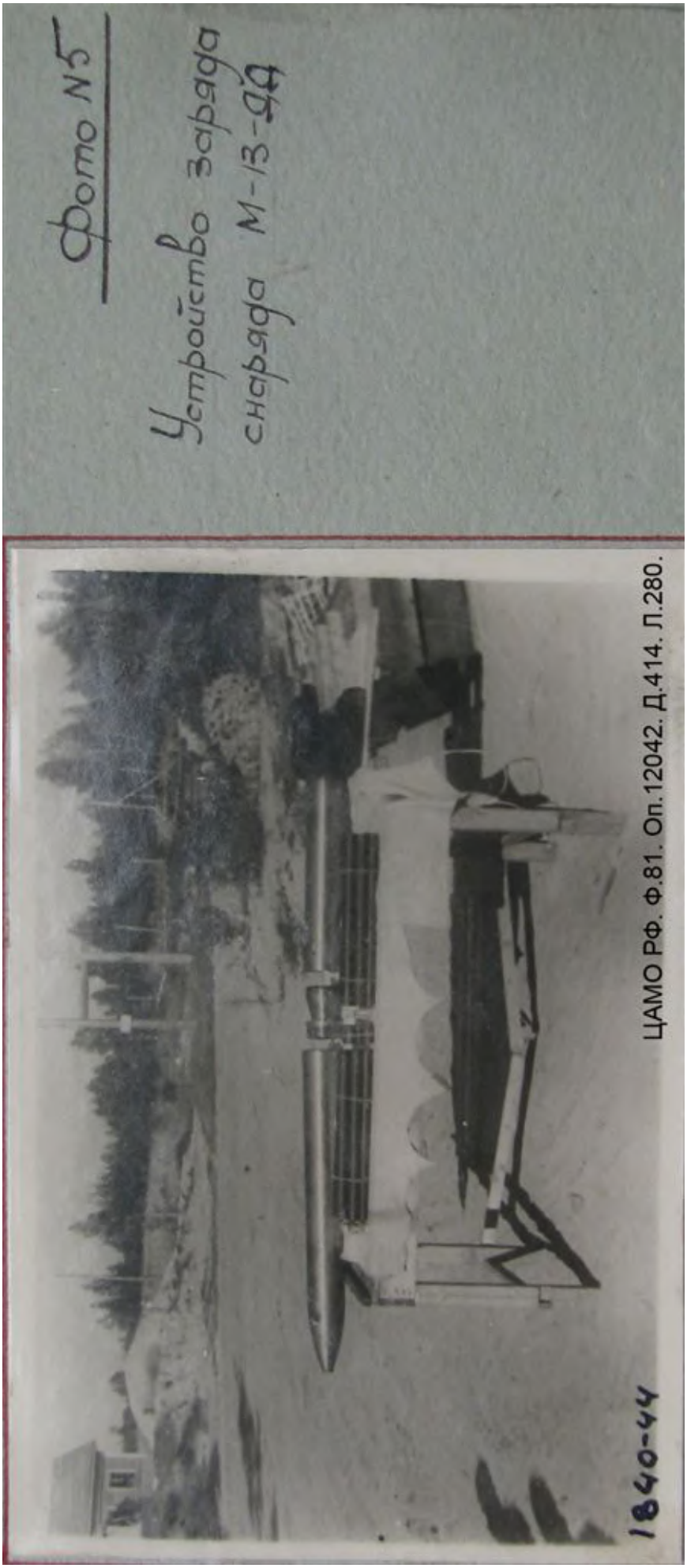
оборудования, чертежей и опытных образцов немецких реактивных снарядов». В частности, этим Постановлением наркому боеприпасов Б.Л. Ванникову предписывалось срочно вывезти на завод №67 (в ГЦКБ №1) все оборудование с опытного завода по твердотопливным реактивным снарядам «Рейнботе» фирмы «Рейнметалл-Борзиг» для создания аналогичного производства в Москве. В это же время в ГЦКБ №1 началась разработка еще двух проектов: ракеты на базе немецкой «Рейнботе» с дальностью полета 160-180 км (ведущий конструктор А.А. Голицын) и ракеты собственного проекта с дальностью 80-100 км (ведущий конструктор В.П.Герасимов). Уже в июле 1945 г. Б.Л. Ванников доложил Г.М. Маленкову, возглавляющему Комитет по демонтажу немецкой промышленности, что «с получением чертежей и документации по реактивному снаряду «Курьер Рейна» ГЦКБ №1 НКБ на базе М-13-ДД и «Курьера Рейна» разработан проект реактивного четырехкамерного снаряда на пороховых зарядах М-13-ДД с дальностью до 50 км».

Упомянутый выше опытный реактивный снаряд М-13-ДД был разработан на базе узлов РС М-13. Созданием этих и других ракетных боеприпасов к знаменитым гвардейским минометам «Катюша» занимались в филиале №2 НИИ-1 Наркомата авиационной промышленности.

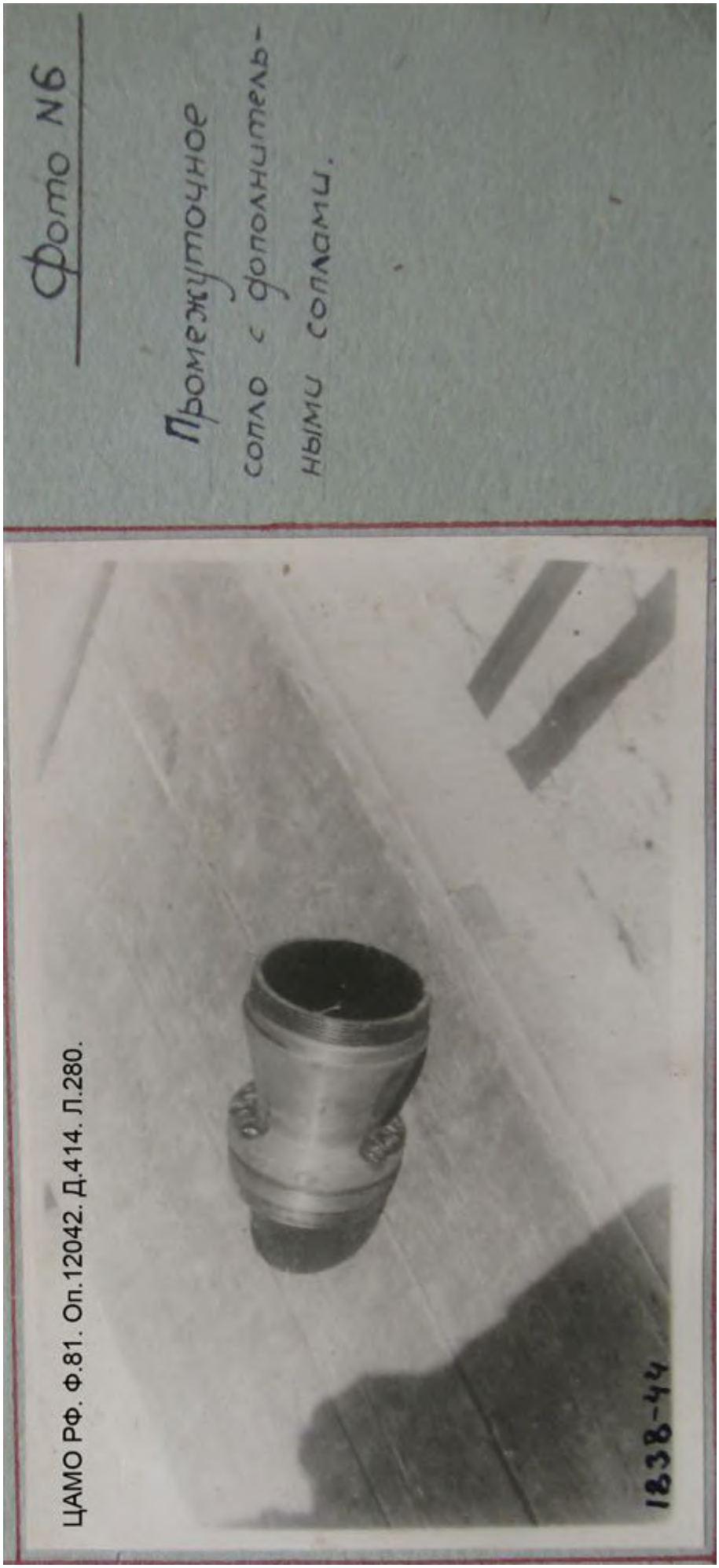


Советские реактивные снаряды применявшиеся на фронте

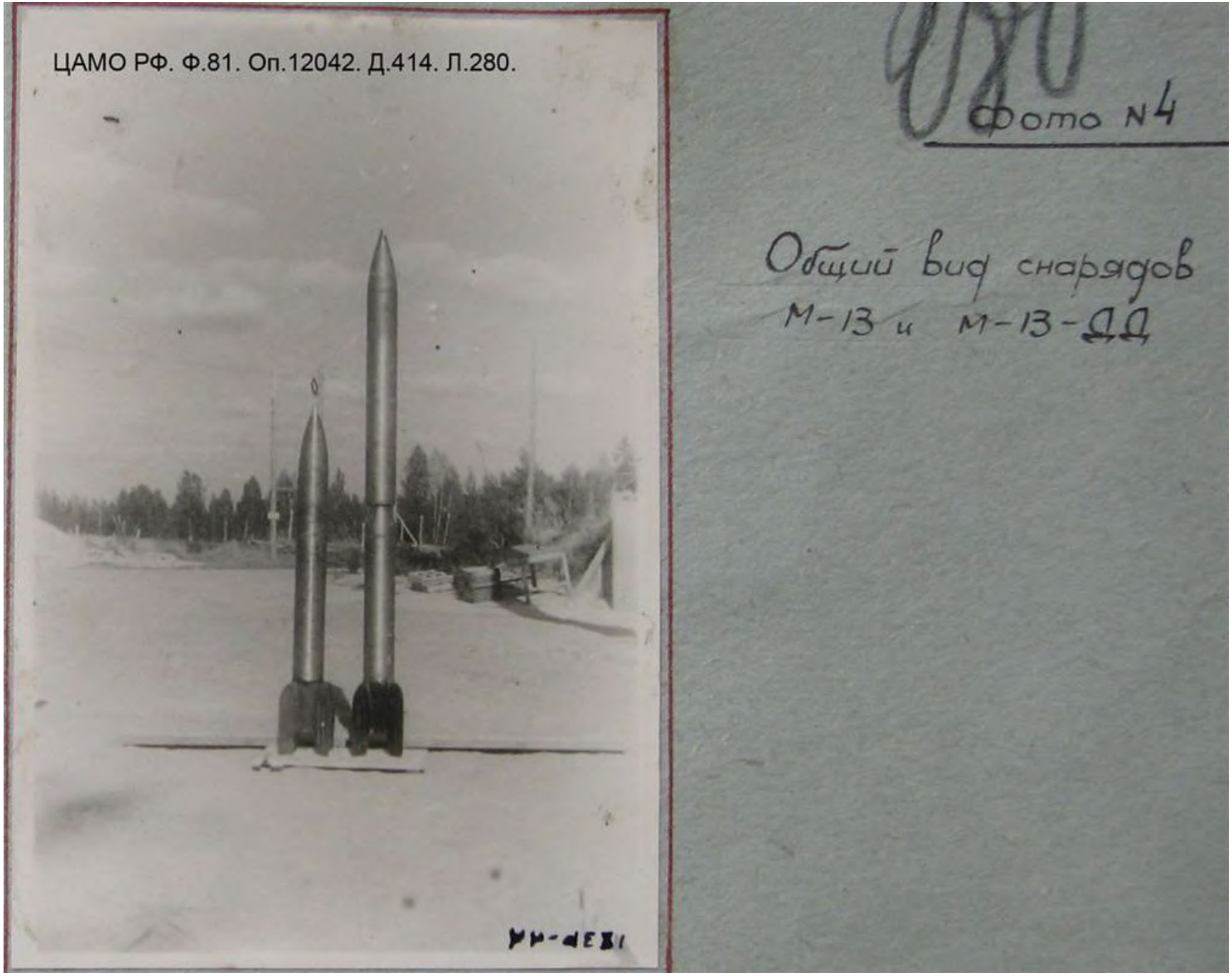
Филиал №2 НИИ-1 МАП под руководством Ю.А.Победоносцева был организован 9 декабря 1944 года. В нем сосредоточили все работы по реактивным снарядам и пороховым ракетам, проводимым в авиапроме. Костяк филиала составили сотрудники бывшего довоенного РНИИ.



ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.12042. Д.414. Л.280.


ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.12042. Д.414. Л.280.
1838-44
Фото N6
Промежуточное
сопло с дополнитель-
ными соплами.

ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.12042. Д.414. Л.280.



Боевая часть порохового ракетного снаряда М-13-ДД (двухкамерный двигатель) улучшенной кучности и повышенной дальности была взята от ракетного снаряда М-13, а ракетная часть была разработана по двухкамерной схеме и состояла из двух соединенных последовательно штатных ракетных камер снаряда М-13. Между собой камеры были соединены промежуточным соплом. В промежуточном сопле имелись 8 косонаправленных отверстий. При этом обеспечивалась одновременная работа обеих камер. Такая конструкция ракетного двигателя способствовала увеличению импульса реактивной силы и, как следствие, возрастанию скорости и дальности полета. Пороховой заряд весил 15 кг, из них 14,4 кг – это два пороховых заряда снаряда М-13 и, кроме, того, в промежуточном сопле размещались 7 коротких пороховых шашек общим весом 600 г. Зажигание порохового заряда производилось от пиросвечи, причем сначала зажигалась задняя камера, от которой луч огня передавался в переднюю реактивную камеру. Снаряд М-13-ДД имел длину 2,12 м, массу 62,5 кг.

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНОГО СНАРЯДА М-13-ДД

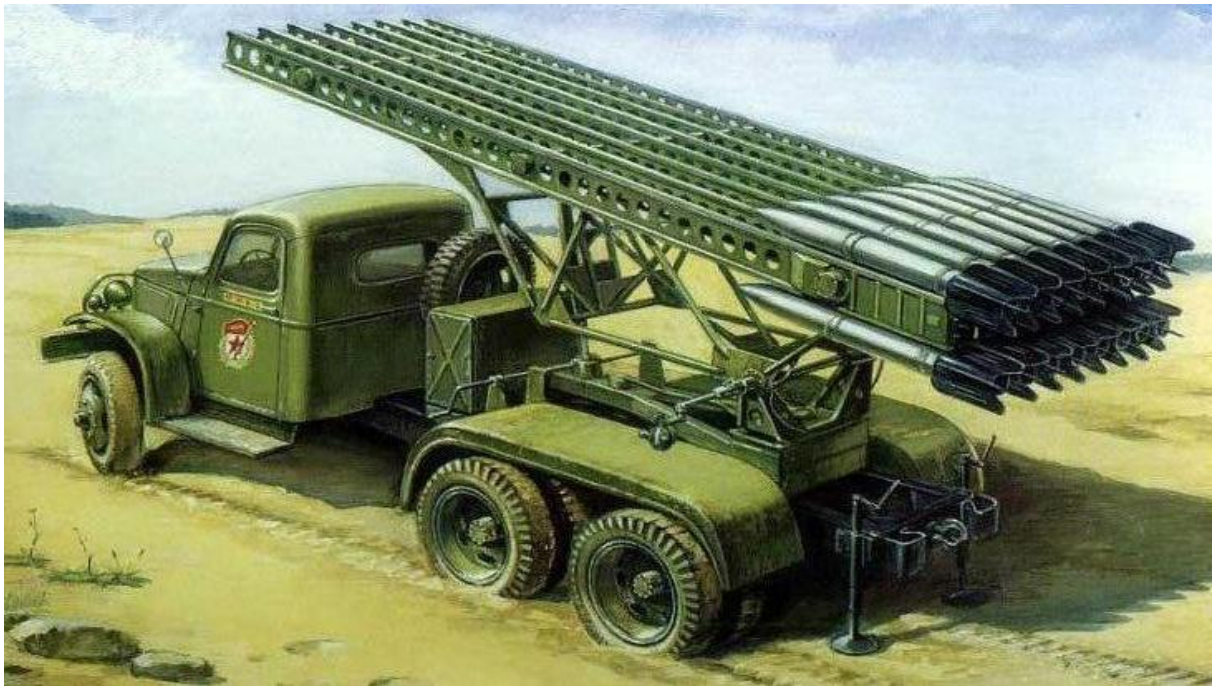
Калибр, мм	132
Размах лопастей стабилизатора, мм	300
Полная длина снаряда, мм	2120
Вес окончательно снаряженного снаряда, кг	62,5
Вес снаряженной боевой части, кг	21,3
Вес разрывного заряда, кг	4,9
Вес снаряженной реактивной части, кг	40,8
Вес порохового заряда, кг	15,0
Взрыватель	ГВМЗ-1
Время горения порохового заряда, сек	0,7
Наибольшая скорость снаряда, м/сек	520
Наибольшая дальность стрельбы, м	12000
Длина активного участка, м	200
Радиус сплошного поражения, м	8-10
Радиус действительного поражения, м	25-30
Глубина воронки, м	0,8-1
Диаметр воронки, м	2-2,5

В работе над этим снарядом на основании результатов исследований Ю.А. Победоносцева принимали участие В.Г. Бессонов, М.П. Горшков и Ф.Н. Пойда. После проведения заводских и Государственных испытаний новый реактивный

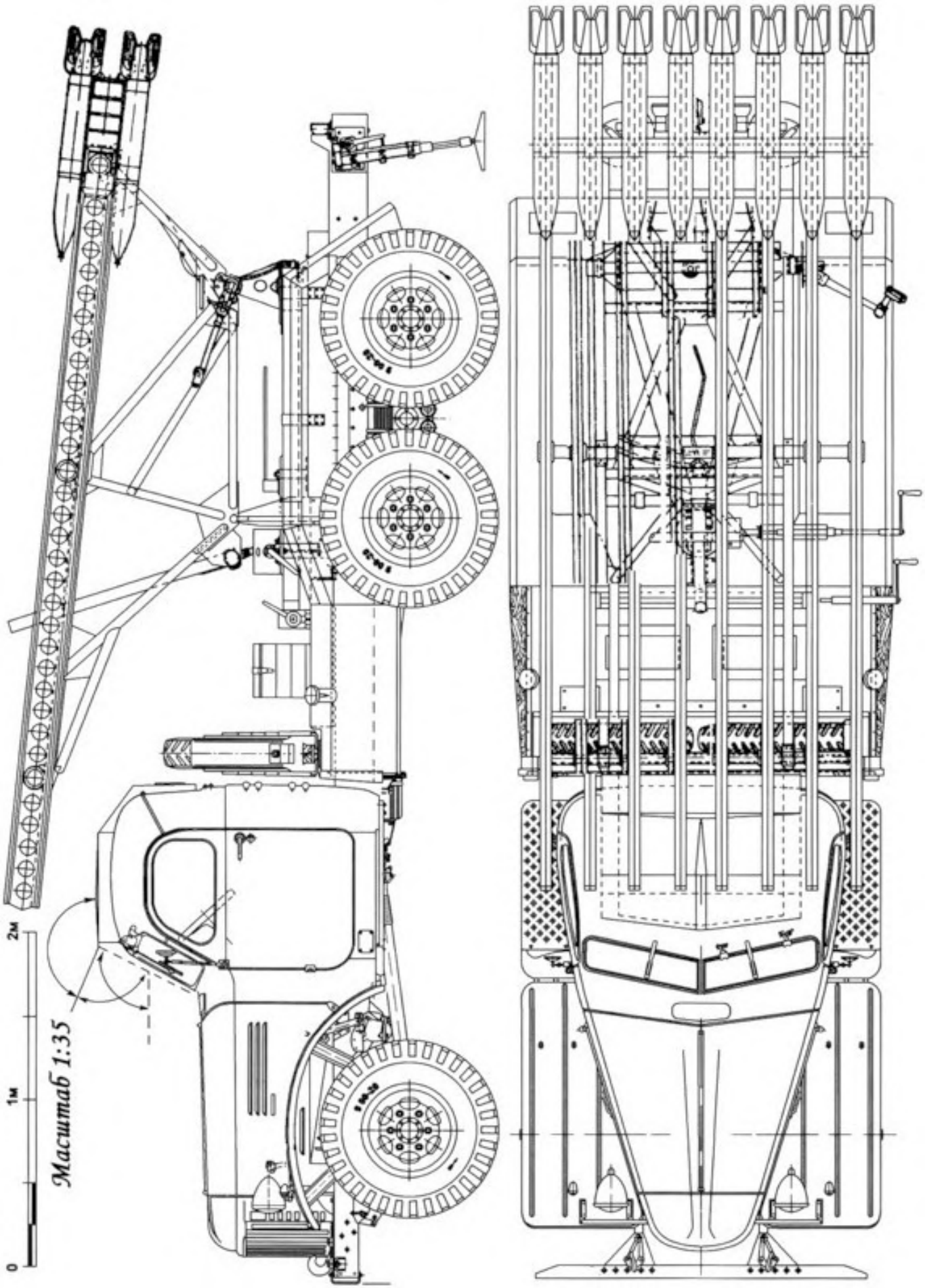
снаряд улучшенной кучности и повышенной дальности М-13-ДД (двухкамерный двигатель) с 1944 года стал использоваться на фронте.

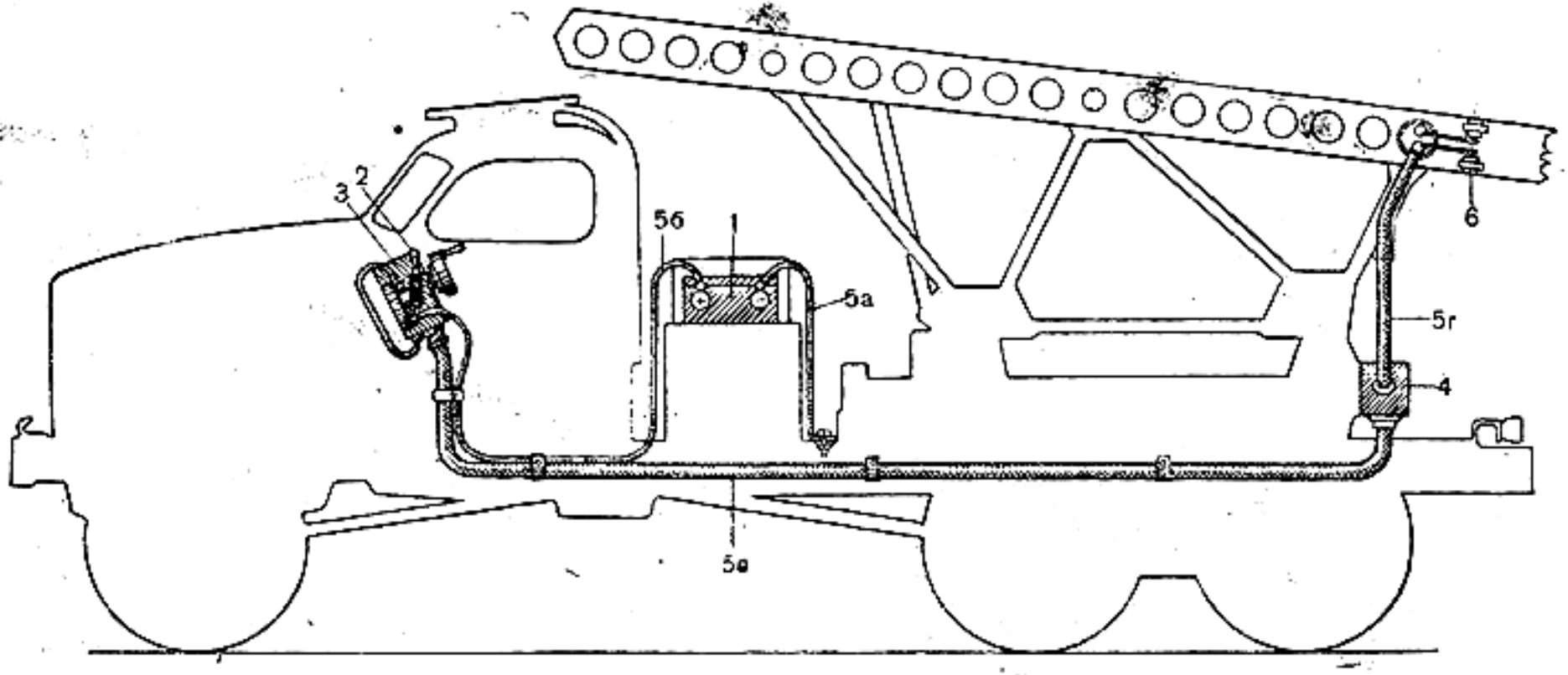
Стрельба реактивными снарядами М-13-ДД

Снаряд М-13-ДД вначале выстреливался из пусковой установки БМ-13-16, но ввиду того, что на снаряд действует тангенциальная сила, проворачивающая его, направляющие БМ-13-16 быстро выходили из строя.



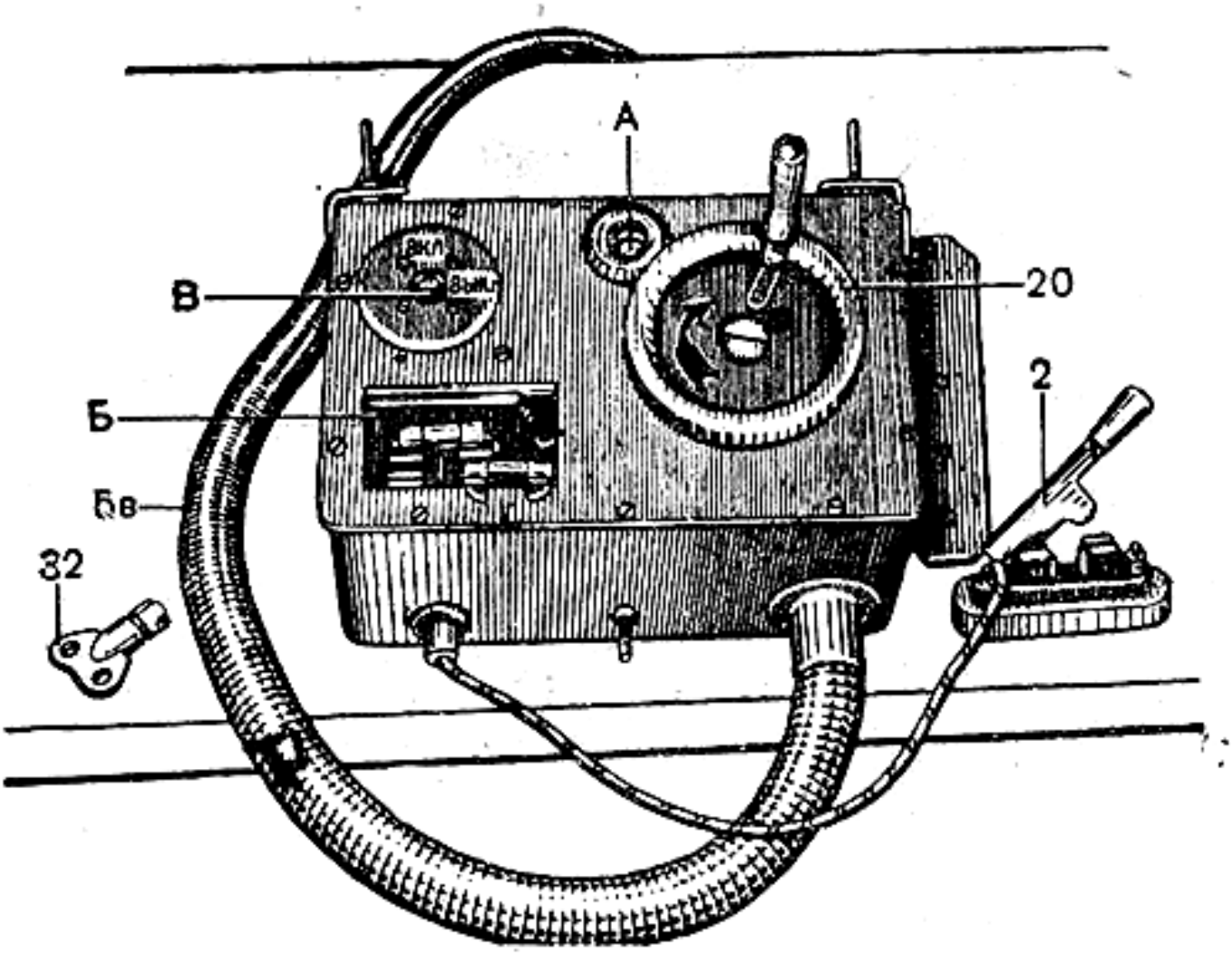
Пусковая установка БМ-13-16 с реактивными снарядами М-13


Масштаб 1:35
0
1м
2м



Монтажная схема электросистемы для воспламенения заряда:

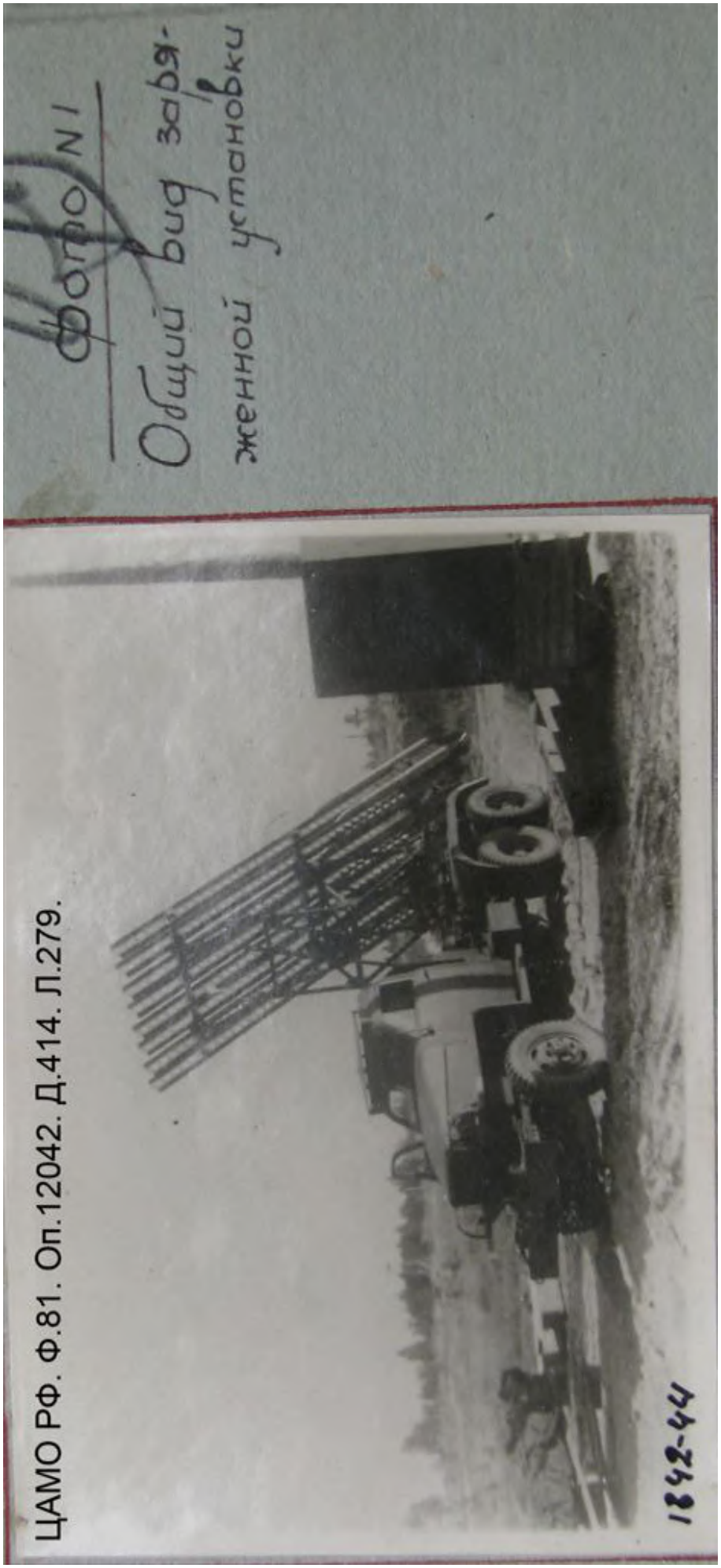
1 — аккумуляторы; 2 — рубильник; 3 — переключатель; 4 — соединительная коробка; 5а, 5б, 5в, 5г — электропроводка; 6 — контактное устройство направляющей



Общий вид переключателя

2 – рубильник; 5в – металлорукав с 16- проводной линией; 20- маховичок; 32 – ключ;

А – глазок; Б – окно для предохранителей; В – скважина для ключа.


ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.12042. Д.414. Л.279.
Фото N1
Общий вид завя-
женной установки
1942-44

ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.12042. Д.414. Л.279.

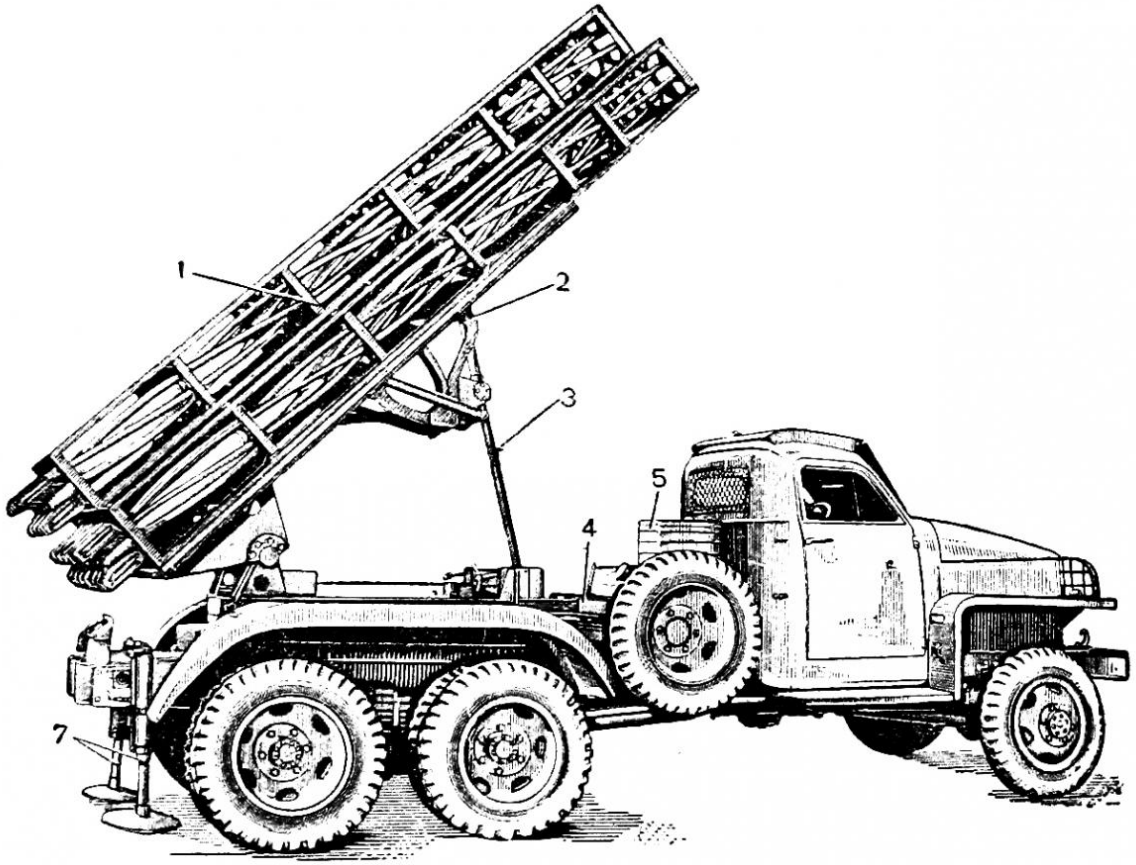
Фото N2

Общий вид заряженной установки.

Впоследствии было решено выстреливать снаряд М-13-ДД из специально созданной пусковой установки БМ-13-СН. Она оснащалась спиральной направляющей построенной в виде сотовой конструкции и поэтому имеющей большую жесткость. Направляющие штифты вворачивались в заднюю реактивную камеру. Пусковая установка БМ-13-СН несла десять снарядов М-13-ДД. Стрельба этими снарядами велась на дальностях до 11,8 км.

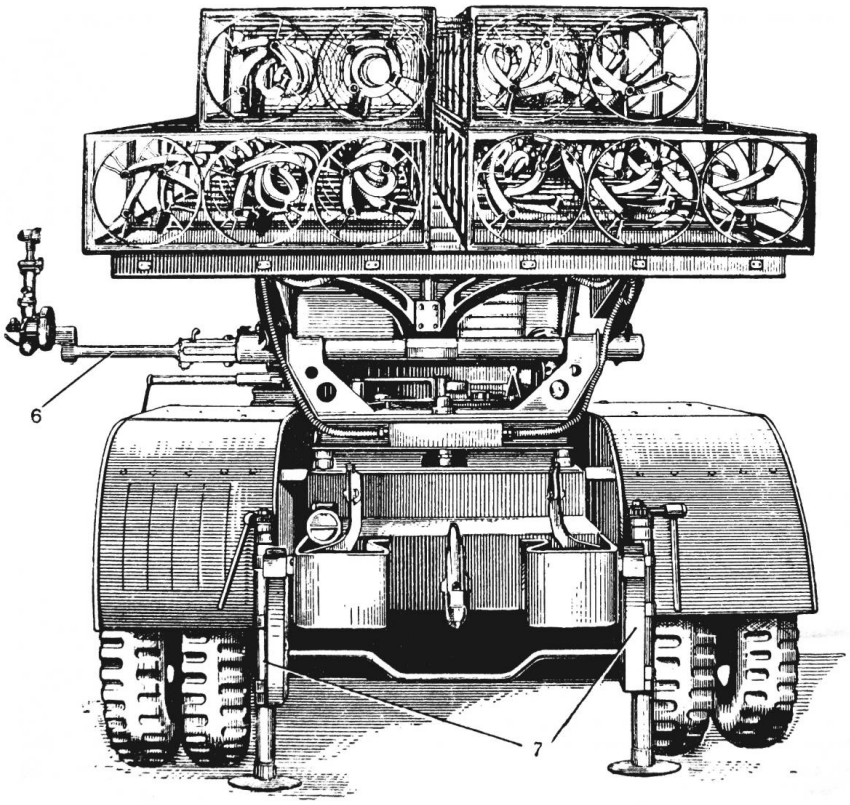
БМ-13-СН в походном положении
(с расчетом)
ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.160820. Д.5. Л.97.

БМ-13-СН заряженная снарядами М-13 (вид слева).
БМ-13 (штатная) заряженная снарядами М-13
ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.160820. Д.5. Л.99.



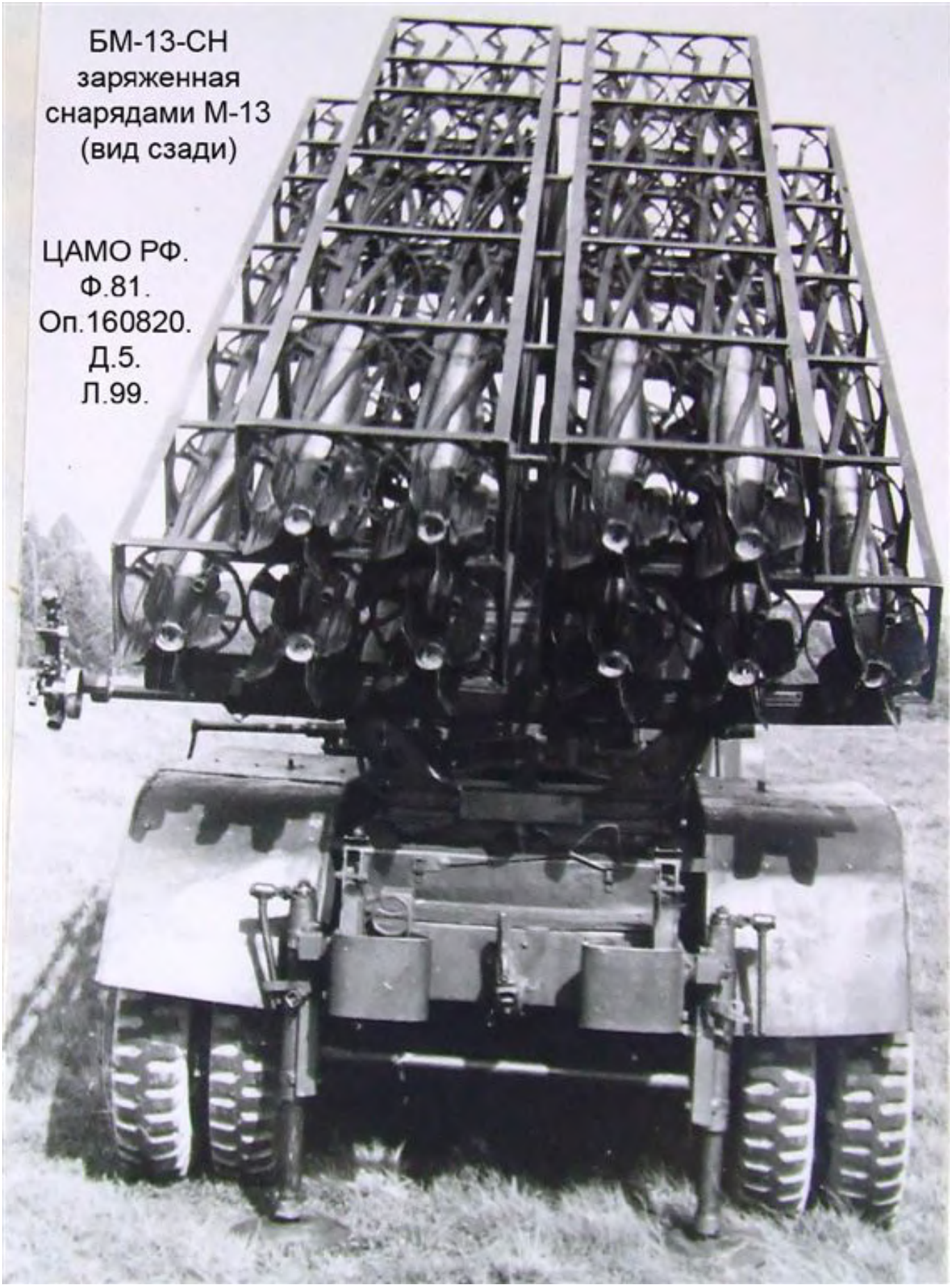
Боевая машина БМ-13-СН в боевом положении, заряженная снарядами М-13:

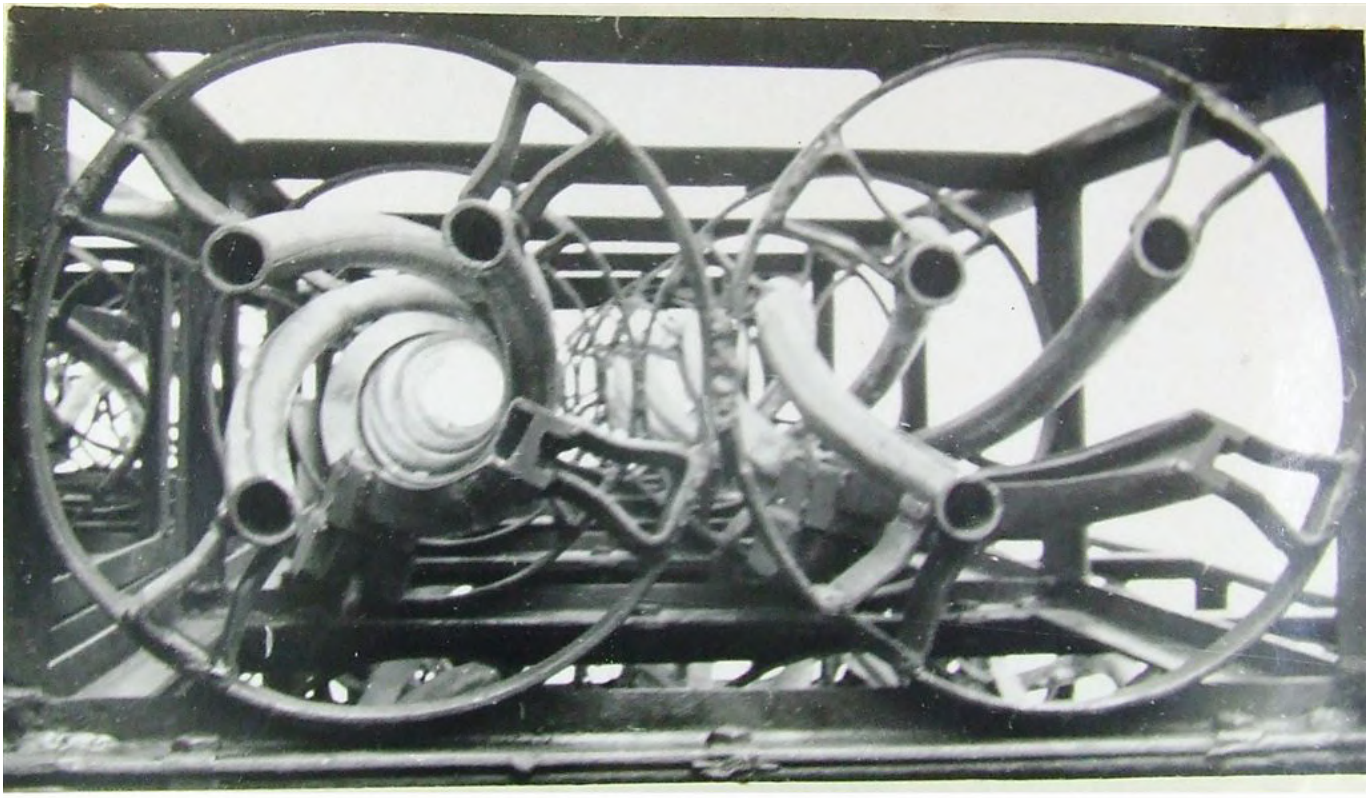
1 - пакет направляющих ячеек; 2 - ферма; 3 - подъемный механизм; 4 - поворотный механизм; 5 - аккумуляторный ящик; 6 - консоль прицела; 7 - домкраты.



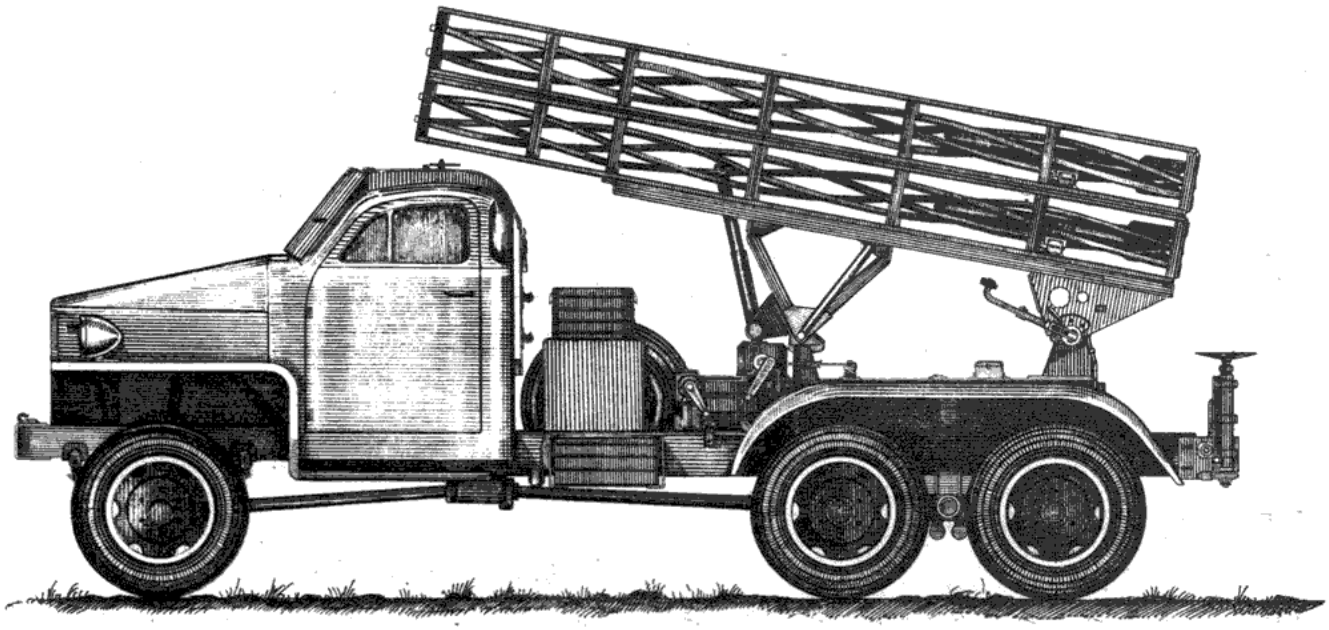
Заряжание БМ-13-СН снарядами М-13

ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.160820. Д.5. Л.98.


БМ-13-СН
заряженная
снарядами М-13
(вид сзади)
ЦАМО РФ.
Ф.81.
Оп.160820.
Д.5.
Л.99.



Направляющие (стволы) БМ-13-СН (вид с казенной части).
ЦАМО РФ. Ф.81. Оп.160820. Д.5. Л.100.



Боковая проекция пусковой установки БМ-13-СН

С целью систематизированного сбора технической информации и изучения технологий производства ракетного вооружения разгромленной Германии постановлением ГКО №9475 от 8 июля 1945 года была создана Межведомственная комиссия по изучению немецкой техники. На территории советской оккупационной зоны Германии был создан институт «Берлин» (начальник — генерал-майор Д.Г. Дятлов, главный инженер — В.П. Бармин). Филиал института «Берлин» в г. Нойбранденбурге (отдел №5, начальник отдела Н.И. Крупнов) занимался изучением пороховых реактивных снарядов.

Изучение немецкого опыта показало, что в Германии к моменту поражения в войне достигли очень высокого уровня в развитии ракетной техники для всех родов войск. Это потребовало коренного изменения к подходу создания отечественной реактивной техники. Работа по восстановлению и развитию немецких, а также по созданию собственных образцов была распределена по разным министерствам, которые были созданы на базе народных комиссариатов после войны. Твердотопливная тематика закреплялась за Наркоматом боеприпасов, который в ходе послевоенной реорганизации народного хозяйства СССР в начале 1946 года был преобразован в Министерство сельскохозяйственного машиностроения.

Согласно Постановлению Совета Министров СССР № 1017-419 сс от 13 мая 1946 года Министерство сельскохозяйственного машиностроения (МСХМ) определялось головным по разработке и производству реактивных снарядов с пороховыми двигателями. Предписывалось создать в Министерстве сельскохозяйственного машиностроения Научно-исследовательский институт пороховых снарядов на базе ГЦКБ-1, Конструкторское бюро на базе филиала №2 НИИ-1 Минавиапрома и Научно-исследовательский полигон реактивных снарядов на базе Софринского полигона. Для руководства и координации всех работ по реактивной технике на предприятиях МСХМ было образовано 6-е Главное управление МСХМ. Это постановление также дало жизнь и Главному управлению ракетного вооружения (ГУРВО) МО, 4-му Государственному испытательному полигону в Капустином Яре, 4-му НИИ МО.

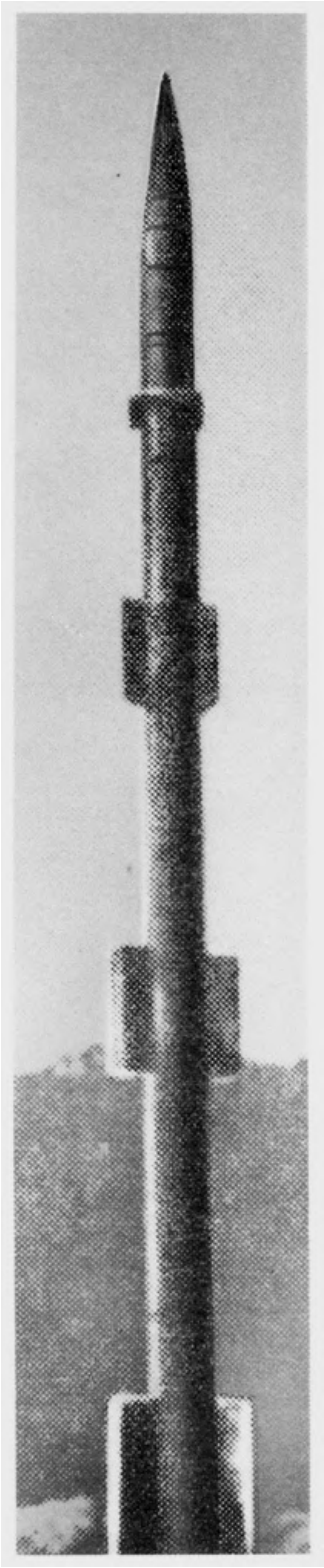
На основании Постановления Совета Министров СССР Минсельхозмаш 15 мая 1946 г. издал приказ о создании Научно-исследовательского института пороховых снарядов (НИИ ПРС). Вскоре приказом МСХМ от 18 мая 1946 г. НИИ ПРС был переименован в НИИ-1, в котором объединились три организации: бывший ГЦКБ-1, завод пусковых установок (бывший завод автомобильных прицепов), а также остатки авиазавода №482. Директором (начальником) НИИ-1 назначили по совместительству генерал-майора А.В. Саханицкого, возглавлявшего 6-е Главное управление МСХМ, которое разместилось в помещении ликвидированного ГЦКБ-1 на улице Верхней. Совместным приказом двух министерств от 24 мая 1946 г. филиал №2 НИИ-1 Минавиапрома преобразовывался

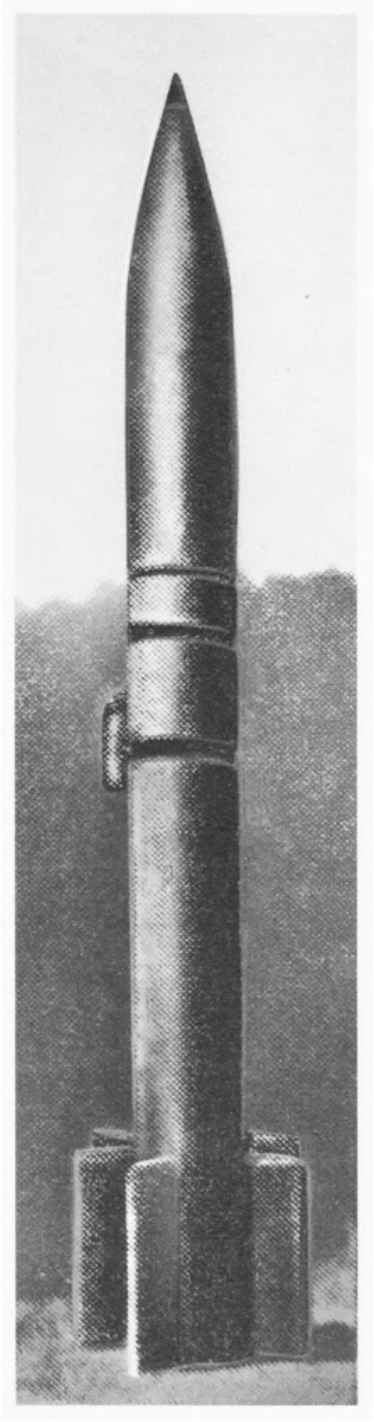
в КБ-2 Минсельхозмаша. Основу коллективов этих предприятий составили бывшие сотрудники ГЦКБ-1 НКБ и филиала №2 НИИ-1 НКАП.

В середине июня сменилось руководство Минсельхозмаша: Б.А.Ванников возглавил работы по созданию отечественного ядерного оружия, а министром сельхозмашиностроения стал П.Н. Горемыкин. Именно он дал указания о размещении вновь образованного НИИ-1 в Ново-Владыкино, куда институт перебрался 9 октября 1946 года, на место КБ-2, переместившегося на территорию завода №67. НИИ-1 после этого раз и навсегда обрел пристанище на берегу реки Лихобродки в Ново-Владыкино.

Территория НИИ-1 в Ново-Владыкино

В НИИ-1 МСХМ были продолжены начатые в ГЦКБ-1 работы по дальнобойным реактивным снарядам ДРСП, ДРСП-1 и «Рейнботе». Уже в 1946 году были проведены испытания четырехступенчатой ракеты «210» - уменьшенного аналога «Посланника Рейна». Ракета «210» (возможно обозначение «объект 0-21») принадлежала к типу составных ракет с последовательным отделением ступеней. Ракета состояла из трех пороховых ракет с внутренней геометрией камер ракетного снаряда М-13 калибра 132 мм. Камеры были изготовлены из стали и соединены





Ракета «210» без стартового ускорителя и последняя ступень этой ракеты

последовательно. Воспламенение последующих ступеней осуществлялось посредством медленно горящего пиротехнического состава, запрессованного в специальной трубке. Наружный диаметр ракет 138 мм, длина всей ракеты 3420 мм. Для увеличения начальной скорости ракеты до 100 м/с применялась стартовая камера, которая удлиняла ракету до 4230 мм. Вес полностью снаряженной ракеты

6/20

"УТВЕРЖДАЮ"
НАЧАЛЬНИК ГАУ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ
Маршал Артиллерии -

/ЯКОВЛЕВ/

" " октября 1946 года.

Сов.секретно
экз.№ 1

Вх.№ 295сс
10 2 1947 г.
4-е Управление ГАУ ВС

проект

-1-

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ
на дальнобойную реактивную систему "Шторм"
/ с дальностью стрельбы 20-25 км./

1. Тактическое назначение

Дальнобойная реактивная система "Шторм" предназначается для подавления крупных армейских резервов противника, нарушения планомерной работы ближайших железнодорожных узлов, переправ, аэродромов, баз, складов и т.д.

II. Требования к снаряду.

1. Вес окончательно-снаряженного снаряда не более 300 кг.
2. Вес ВВ не менее 30 кг.
3. Предельная дальность стрельбы 20-25 км.
4. Кучность при стрельбе на предельную дальность: вероятное отклонение по дальности 1/100 дистанции, вероятное боковое отклонение 1/100 дистанции .
5. Тип снаряда - фугасный.
6. Конструкция боевой части снаряда должна позволять производить снаряжение ее как методом заливки, так и механическим методом /шнекование, футлярный метод/.
7. Вес и расположение детонатора в разрывном заряде должны обеспечить полную детонацию всего разрывного заряда при срабатывании взрывателя.
8. Корпус снаряда не должен разрушаться при падении на грунт средней твердости при установке взрывателя на замедленное действие.
9. Пороховой реактивный двигатель может иметь стартовую камеру, отделяющуюся в полете на расстоянии не более 300-500 м. от боевой установки.

6/158 В дело №00209

-65-

"УТВЕРЖДАЮ"
КОМАНДУЮЩИЙ АРТИЛЛЕРИЕЙ
ВООРУЖЕННЫХ СИЛ
и ГЛАВНЫЙ МАРШАЛ АРТИЛЛЕРИИ

(ВОРОНОВ)

" 25 " апреля 1947 г.

Сов.секретно
экз.№ 6
Справочный

К ВХ. № 1661сс

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ
№ 004
НА ДАЛЬНОБОЙНУЮ РЕАКТИВНУЮ СИСТЕМУ "ДРСП-1"

по 4-му Управлению
Главного Артиллерийского Управления Вооруженных Сил.

в одном экземпляре
Снять копию для Начальника 4 Управления МВС генерал-майора т. Гузимова.
24.11.47

Снять копию в одном экземпляре для работы комиссии по проведению технической на Полигоне Москва
Врио Начальника ГАУ
Начальник 4 Управления
Разослать выписки протокола 1,2,3,5,22,23,24,25,26,27,28,29,30,31,32,66,67.
в 1 экз. для ЦНИИ-22 МСМ.
2.6.47.

г.Москва
1947 г.

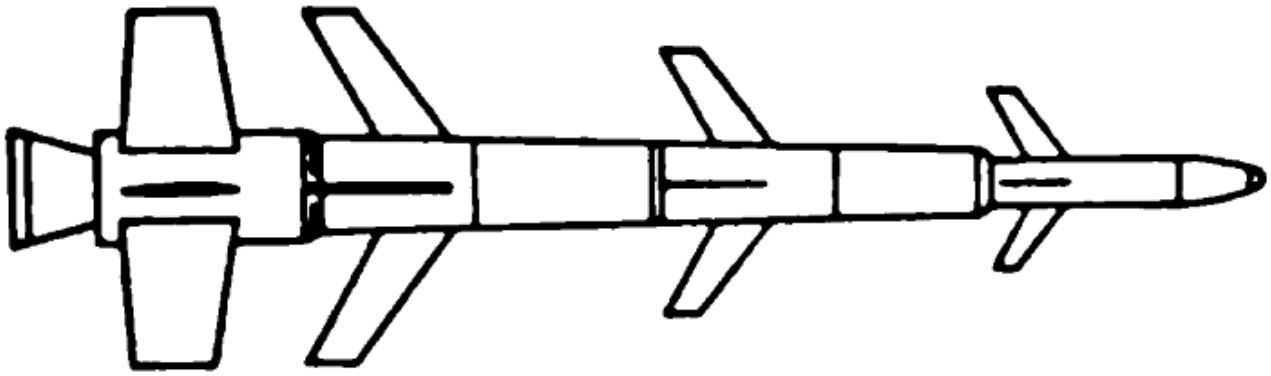
составлял 87,2 кг. Без стартовой камеры трехступенчатая ракета весила 62,5 кг. При отделении ступеней вес соответственно уменьшался до 41,4 кг и, наконец, до 22,1 кг (с порохом). Вес ракеты, достигавшей конечной точки полета, — 14,9 кг (с ВВ).

Было проведено 6 испытательных пусков на Софринском полигоне. Первое состоялось 19 марта 1946 года для проверки разделения ступеней и устойчивости ракеты в полете. Результат стрельб был удовлетворительным. Пуски проводились из пускового станка с несколькими направляющими длиной 10,5 м.

Разрабатывался и облегченный вариант ракеты «210» с камерами, выполненными из дюралюминия. Ракеты такого типа использовались в интересах Академии Наук СССР как стратосферные для подъема на высоту до 50 км.

Во второй половине июня 1946 года к пуску были подготовлены 3 ракеты. Во время испытаний у одной из них на старте разорвалась камера сгорания, у второй в момент разъединения камер наблюдались резкие изменения курса. У третьей ракеты в качестве конструктивного усовершенствования центр тяжести был искусственно смещен вперед. Пуск этой ракеты был оценен на «хорошо».

Всестороннее изучение трофейной ракеты «Рейнботе» советскими специалистами в НИИ-1 МСХМ показало бесперспективность ее конструкции для дальнейшего совершенствования. Выяснилась нерациональность решения задачи сверхдальней стрельбы при помощи пороховых ракет, даже при условии многоступенчатой схемы. Ракета получалась чрезвычайно громоздкой. Полезная нагрузка составляла всего 6,4% от стартового веса ракеты. Возмущения при отделении ступеней (угловые отклонения до 0,5%) обусловили, при отсутствии управления, большое рассеивание. У немцев во время опытных стрельб иногда даже не удавалось найти места падения ракет. Радиус отклонения от цели достигал 5 км. На основании этого работы по «Рейнботе» и ее отечественным аналогам были закрыты.



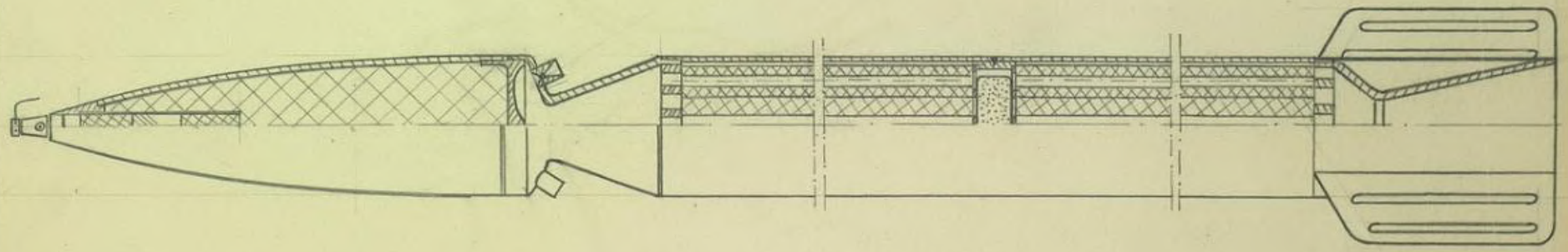
Советский аналог ракеты «Рейнботе»

Сов. секретно

сов

Вход. № 5190 сс
4 12 1947 г.
4-е Управление ГАУ ВС

Схема возможного варианта снаряда ДРСП-1



1/1

Сов. секретно

Вход. № 5220сс
„4" 12 194 г.
4-е Управление ГАУ ВС

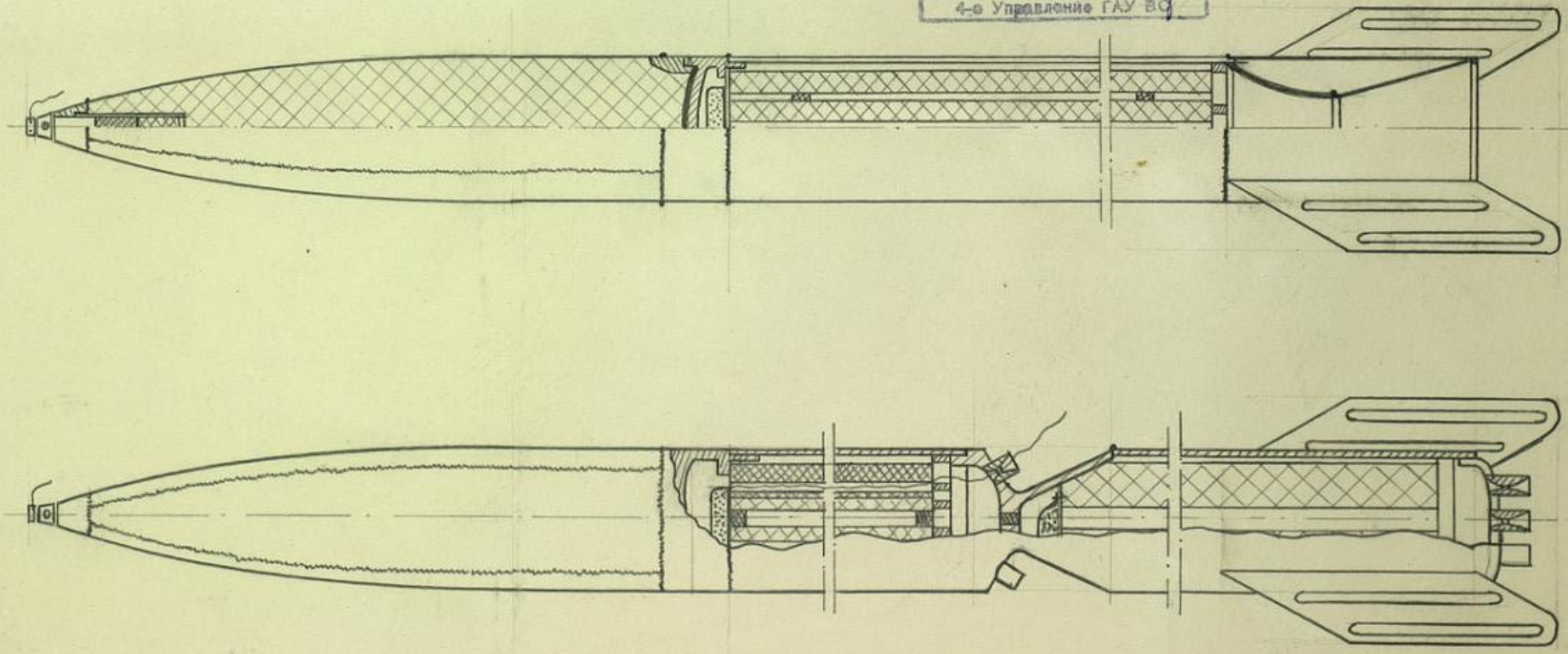


Схема снаряда ДРСП-1
(1-ый и 2-ой вариант).

В 1947 году были вновь сформулированы технические задания по ракетам ДРСП и ДРСП-1. Так, для снаряда ДРСП-1 «Шторм» или «объект 0-43» была задана максимальная дальность 20-25 км, а для ДРСП «Нептун» – 40-45 км. Разработка снаряда ДРСП-1, так же как и снаряда ДРСП была поручена отделу №2. Здесь трудились: начальник отдела Н.А. Жуков, его заместитель Г.П. Герасимов - официально считавшийся ведущим инженером разработки снаряда ДРСП-1, начальник группы Н.И. Александров, фактически являвшийся ведущим инженером разработки этого снаряда, начальник бюро и ведущий инженер разработки снаряда ДРСП Н.П. Мазуров. Участвовал в разработке ДРСП-1 также начальник расчетного бюро А.А. Голицын. Главным конструктором систем ДРСП-1 и ДРСП являлся Н.А. Жуков.

ДРСП-1 «Шторм» разрабатывался в двух вариантах: двухкамерного оперенного снаряда со стартовой и тяговой камерами двигателя калибра 194 мм («Шторм-2») и однокамерного оперенного снаряда калибра 210 мм («Шторм-1»). В конечном счете, от двухкамерной схемы отказались и остановились на однокамерной. НИИ-1 выдал в ОКБ завода порохов №512 (впоследствии НИИ-125) техническое задание на отработку двигателей. В опытном производстве НИИ-1 были изготовлены стендовые камеры двигателей и переданы заводу №512. В окончательном варианте «Шторм» должен был иметь длину 3,5 м, калибр 200 мм, стартовый вес не более 300 кг при массе ВВ головной части фугасного типа не меньше 30 кг.

При разработке ДРСП-1 был реализован немецкий способ обеспечения проворота снаряда с целью уменьшения влияния эксцентриситета и перекоса вектора тяги. Для этого шесть из семи сопел были наклонены на 5 градусов, так что потери тяги не превышали 0,4 %. Это позволяло обеспечить быстрое вращение снаряда без существенных потерь скорости.

Как и в классическом реактивном снаряде М-13, ракетная часть ДРСП-1 состояла из стальной камеры с пороховым зарядом, соплового блока с диафрагмой, удерживающей заряд, и устройств, обеспечивающих воспламенение заряда — расположенных в передней части двигателя свечи с пиропатроном и воспламенителя (алюминиевого футляра с навеской дымного пороха). Время работы двигателя не превышало 6 секунд и, несмотря на отсутствие теплозащитного покрытия, стенка камеры сгорания за это время не успевала прогреться и потерять свою прочность.

Главное многообещающее новшество было скрыто в камере двигателя ДРСП-1. Разработчикам топлива в НИИ-125 удалось изготовить работоспособный моноблочный заряд — одноканальную цилиндрическую пороховую шашку диаметром 160 мм и массой около 50 килограмм.

Используемый в двигателе снаряда ДРСП-1 нитроглицериновый порох НМ-2 был разработан еще в военное время и уже использовался ранее в реактивном

снаряде М-8. Кроме того, аналогичный порох с незначительно измененной рецептурой (НМ-31) применялся в РС М-31. Основной составляющей НМ-2 (54%) был колоксилин — нитроклетчатка, получаемая в результате обработки хлопковой целлюлозы азотной кислотой. В состав топливной смеси входили также взрывчатое вещество - труднолетучий растворитель нитроглицерин (27%), взрывчатое вещество — нелетучий растворитель динитротолуол (15%), технологическая добавка, обеспечивающая формирование заряда — вазелин (2%), и стабилизатор — двуокись магния (2%). Заряд формировался в трубки продавливанием пороховой массы шнеком через отверстия соответствующей формы.

От возможного продольного смещения пороховая шашка удерживалась стальной решеткой из кольцевых и радиальных элементов — диафрагмой, которая также препятствовала вылету через сопловой блок недогоревших фрагментов пороховых шашек. Постоянство поверхности горения и, соответственно, давления в камере (порядка двухсот атмосфер) обеспечивалось формой пороховых шашек, горение которых происходило как изнутри канала (его поверхность по мере работы двигателя увеличивалась), так и снаружи шашки (эта поверхность уменьшалась). В отличие от «катюш» военных лет торцы шашки были прикрыты «бронировкой» — приклеенным к пороху слоем негорючего нитролинолиума. Но, несмотря на это, в конце процесса горения шашка, прогоревшая с торцов быстрее, чем в середине своей длины, смещалась и разрушалась. После этого несгоревшие мелкие фрагменты топлива без всякой пользы выбрасывались через сопловой блок, а при неблагоприятном стечении обстоятельств на небольшой интервал времени забивали одно из сопел, создавая повышенные возмущения, действующие на реактивный снаряд.

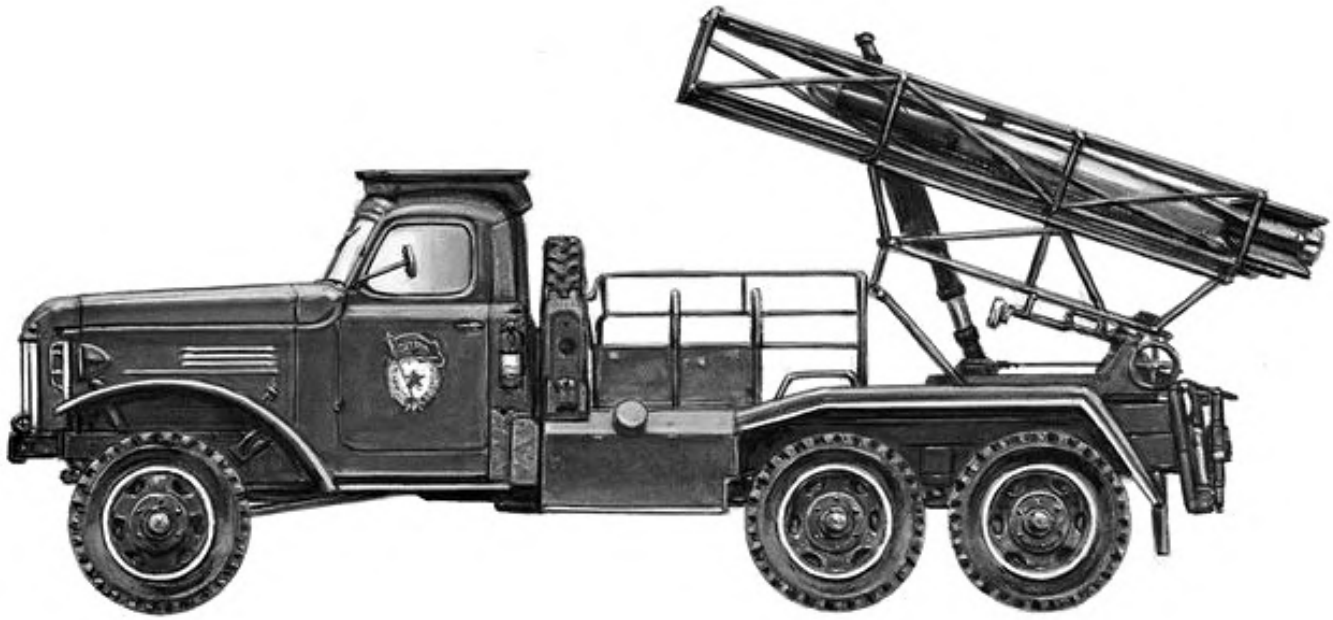
Пуск реактивных снарядов производился с использованием своеобразного подобия нарезного артиллерийского пушечного ствола — спиральных направляющих, закрепленных на ферменной конструкции. Для обеспечения начального проворота реактивного снаряда при движении по спиральной направляющей пусковой установки на заднем из двух центрирующих утолщений корпуса снаряда устанавливался ведущий штифт.

В начале разработки предусматривалось установить на боевой машине развитые направляющие длиной 6 м. Исходя из заданного размещения пусковой установки для 4-х реактивных снарядов на шасси автомобиля ЗиС-151, длину направляющих пришлось уменьшить с 6 до 4,5 м. На стадии Государственных испытаний ГАУ потребовало обеспечить вписываемость боевой машины в габарит «0» для железнодорожной транспортировки, что привело к окончательному уменьшению длины направляющих до 3,16 м.

Испытания стрельбой опытных образцов снаряда проводились на Софринском научно-исследовательском полигоне с экспериментальной направляющей, также изготовленной опытным производством НИИ-1. Испытания стрельбой на дальность

осуществлялись с 7 по 20 октября 1947 г. на Павлоградском полигоне Днепропетровской области. Средняя дальность стрельбы снарядов без проворота составила 19 км, с проворотом — 20 км.

Испытания снаряда ДРСП-1 «Шторм-1» (53-Ф-951) проходили настолько успешно, что уже 27 декабря 1949 года вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР о разработке реактивного оперенного дальнобойного фугасного снаряда МД-20Ф. С целью отработки технической документации для серийного производства снарядов ДРСП-1 была создана соответствующая комиссия. Отработка снаряда и пусковой установки завершилась принятием на вооружение в 1952 г. реактивной системы залпового огня (постановление ЦК КПСС и СМ СССР от 22 ноября 1952 г.). При этом система получила наименование МД-20, фугасный реактивный снаряд — МД-20Ф, а боевая машина (пусковая установка) — БМД-20.



Реактивная Система Залпового Огня (РСЗО) МД-20 предназначена для: подавления и разрушения укреплений, опорных пунктов и узлов сопротивления противника; уничтожения и подавления артиллерийских и минометных батарей; уничтожения и подавления живой силы и техники противника в районах сосредоточения.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ МД-20

Максимальная дальность стрельбы, м	18750
Число направляющих, шт	4
Длина направляющей, мм	3160
Наибольший угол возвышения, град	+60
Наименьший угол возвышения, град	+9
Угол горизонтальной наводки, град	±10
Длина боевой машины в походном положении, мм	7540
Ширина боевой машины в походном положении, мм	2300
Ширина боевой машины в боевом положении, мм	2660
Высота боевой машины в походном положении, мм	2850
Высота боевой машины при наибольшем угле возвышения, мм	4250
Вес заряженной боевой машины с расчетом, кг	8700
Вес боевой машины без снарядов и расчета, кг	7455
Максимальное время, необходимое для производства полного залпа, с	6
Время перехода из походного положения в боевое (без заряжания), мин	2
Время необходимое для заряжания боевой машины, мин	4-5
Максимальная скорость движения заряженной боевой машины по шоссе, км/ч	до 60
Наибольшее тяговое усилие лебедки, кг	4500
Наибольшая глубина брода, преодолеваемая заряженной боевой машиной, мм	750
Наибольший подъем, преодолеваемый заряженной боевой машиной, град	28

Фугасный оперенный реактивный снаряд МД-20Ф имеет увеличенную дальность стрельбы и усиленный фугасный заряд. Состоит из головной и ракетной частей. Стабилизация снаряда МД-20Ф в полете обеспечивается четырехкрыльевым стабилизатором. Эксцентриситет тяги ракетного двигателя компенсируется вращением снаряда вокруг своей оси за счет тяги периферийных сопел двигателя. Фугасная БЧ представляет собой удобообтекаемый металлический корпус с дном, наполненный тротилом, для подрыва которого используется головной взрыватель ВД-20, дополнительный детонатор из одной тетриловой и двух тротиловых шашек.

Взрыватель ВД-20 имеет три установки: «О» на мгновенное действие, «М» на малое замедление и «Б» на большое замедление. Пороховой заряд представляет собой толстосводную одноканальную цилиндрическую шашку из нитрогликолевого пороха. Сопловый блок имеет шесть периферийных сопел и одно центральное сопло. Оси периферийных сопел наклонены под углом 5° к плоскости, проходящей через центральную ось снаряда, что обеспечивает дополнительный проворот снаряда на активном участке траектории. Центральное сопло расположено по оси снаряда. Проворот снаряда при движении по направляющей обеспечивает ведущий штифт, он также удерживает снаряд в на направляющей.

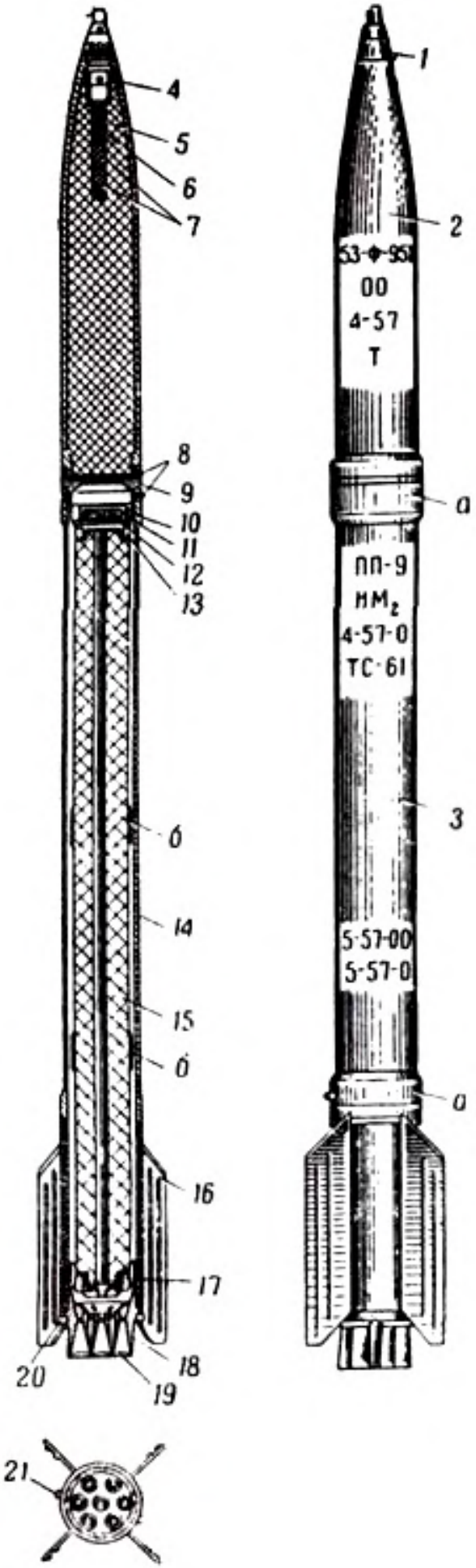
ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНОГО СНАРЯДА МД-20Ф

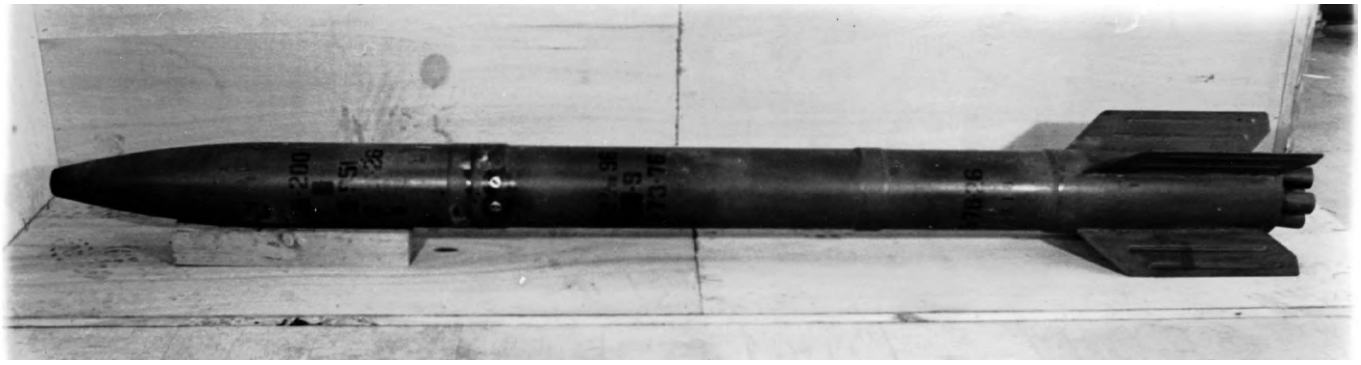
Калибр, мм	200
Длина снаряда со взрывателем, мм	3040
Вес окончательно снаряженного снаряда, кг	194
Вес взрывчатого вещества, кг	30,08
Вес порохового заряда, кг	52,1
Вес пороха в воспламенителе, кг	0,18
Время горения порохового заряда при температуре от —40° до +50°С, с	5,6-3
Длина активного участка траектории при температурах заряда -40 до +50°С, м	1275-825
Наибольшая скорость снаряда при температурах заряда от -40 до +50°С, м/с	535-590
Дальность стрельбы при нормальных условиях, м	18750
Диаметр воронки при средней плотности грунта, м	5,5-6,0
Глубина воронки, м	2,9-3,1

200-мм фугасный снаряд МД-20Ф

1 – взрыватель; 2- головная часть; 3 – ракетная часть; 4 – корпус головной части; 5 – разрывной заряд; 6 – тетриловая шашка; 7 – тротиловая шашка; 8 – стопорный винт; 9 – дно; 10 – свеча; 11- держатель; 12 – воспламенитель; 13 – центрирующее кольцо; 14 – камера; 15 – пороховой заряд; 15 – пороховой заряд; 16 – стабилизатор; 17 – диафрагма; 18 – сопловой блок; 19 – герметизирующая тарель сопла; 20 – упорное кольцо; 21 – ведущий штифт.

а– центрирующее утолщение; б- пороховые сухари.


1
2
53-Ф-950
00
4-57
Т
а
ПП-9
НМ2
4-57-0
ТС-61
3
5-57-00
5-57-0
а
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
б
14
15
б
16
17
18
19
20
21



Описание

Реактивный снаряд МД-20-Ф состоит из головной и ракетной частей. В очко головной части ввинчивается взрыватель ВД-20. До ввинчивания взрывателя очко закрыто холостой пробкой.

Головная часть состоит из корпуса, дна и разрывного заряда из тротила с дополнительным детонатором из тетриловой и двух тротиловых шашек. Для фиксации ввинченного взрывателя предназначен стопорный винт.

Ракетная часть состоит из камеры, порохового заряда, воспламенителя ВГ-180, держателя с центрующим кольцом, двух свечей, диафрагмы, соплового блока, стабилизатора и упорного кольца для поджатия стабилизатора.

Камера предназначена для размещения порохового заряда и имеет два центрующих утолщения. На переднем центрующем утолщении имеются два отверстия для свеч, а на заднем центрующем утолщении – отверстие для ведущего штифта.

Пороховой заряд представляет собой толстосводную одноканальную цилиндрическую шашку из нитроглицеринового пороха марки НМ2. Торцы шашки имеют фигурную бронировку из нитролинолеума. К шашке приклеены пороховые сухари, центрующие шашку в камере и предотвращающие ее прогиб. От осевого перемещения шашка удерживается центрующим кольцом держателя и диафрагмой.

Воспламенитель ВГ-180 предназначен для воспламенения порохового заряда. Он представляет собой алюминиевый футляр, в который помещена навеска крупнозернистого дымного пороха. Воспламенитель прикреплен прижимным кольцом к держателю. Держатель упирается в дно головной части и зафиксирован в камере свечой, которая входит в отверстие одной из передних лапок держателя.

Диафрагма фиксирует пороховой заряд в камере как в процессе горения, так и при служебном обращении со снарядом, а также предотвращает выброс крупных кусков несгоревшего пороха через сопловые отверстия. Диафрагма ввинчена в заднюю часть камеры.

Сопловый блок состоит из крышки, в которую ввинчены шесть периферийных сопел и одно центральное сопло. Оси периферийных сопел наклонены по углом 5

град. к плоскости, проходящей через продольную ось снаряда, что обеспечивает дополнительный проворот снаряда на активном участке траектории. Центральное сопло расположено по оси снаряда.

Свеча состоит из корпуса с контактом, изолированным от корпуса свечи изоляционной шайбой и изоляционной втулкой, пружины и упорной втулки. В корпус свечи вставлен пиропатрон ПП-9, поджимаемый пружиной к контакту. На фланце корпуса свечи имеются два гнезда под ключ для ввинчивания свечи в камеру снаряда.

Ведущий штифт обеспечивает проворот снаряда при его движении по направляющей боевой машины. Кроме того, он удерживает снаряд в заряженном состоянии на направляющей.

Стабилизатор состоит из цилиндрического обтекателя и четырех крыльев, приваренных к нему, и обеспечивает устойчивость снаряда на полете.

Действие снаряда

Под действием электрического тока, поступающего на пиропатрон от контактов направляющей через контакт свечи, срабатывает пиропатрон. Луч огня пиропатрона зажигает воспламенитель, от которого загорается пороховой заряд снаряда.

В результате истечения пороховых газов через сопла возникает реактивная сила, которая сообщает снаряду поступательное и вращательное движение.

Упаковка

Реактивный снаряд упаковывается в деревянную цилиндрическую решетчатую укупорку.

Масса укупорки – 90 кг.

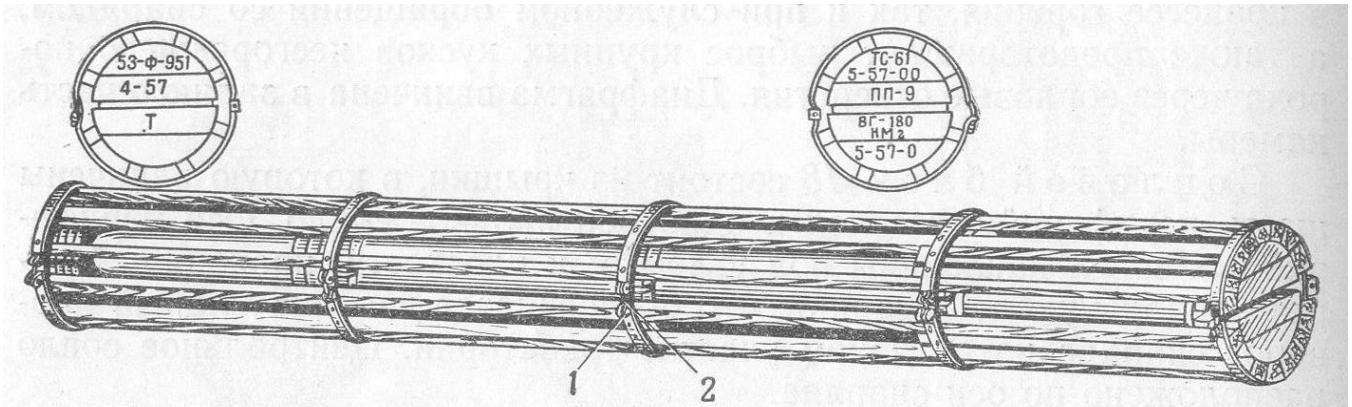
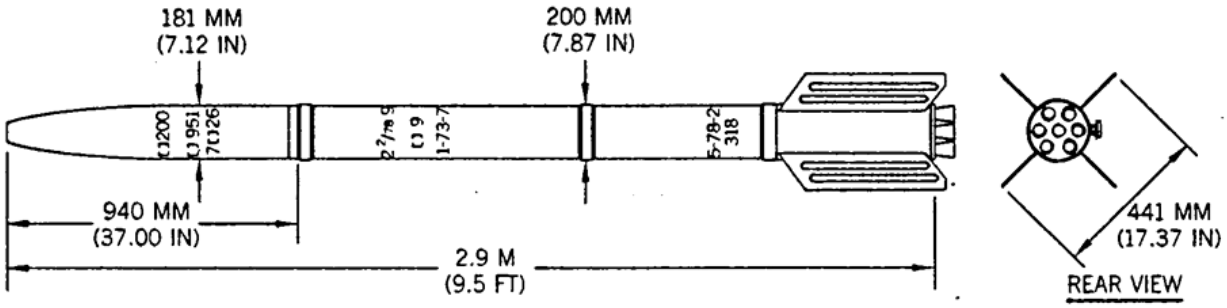
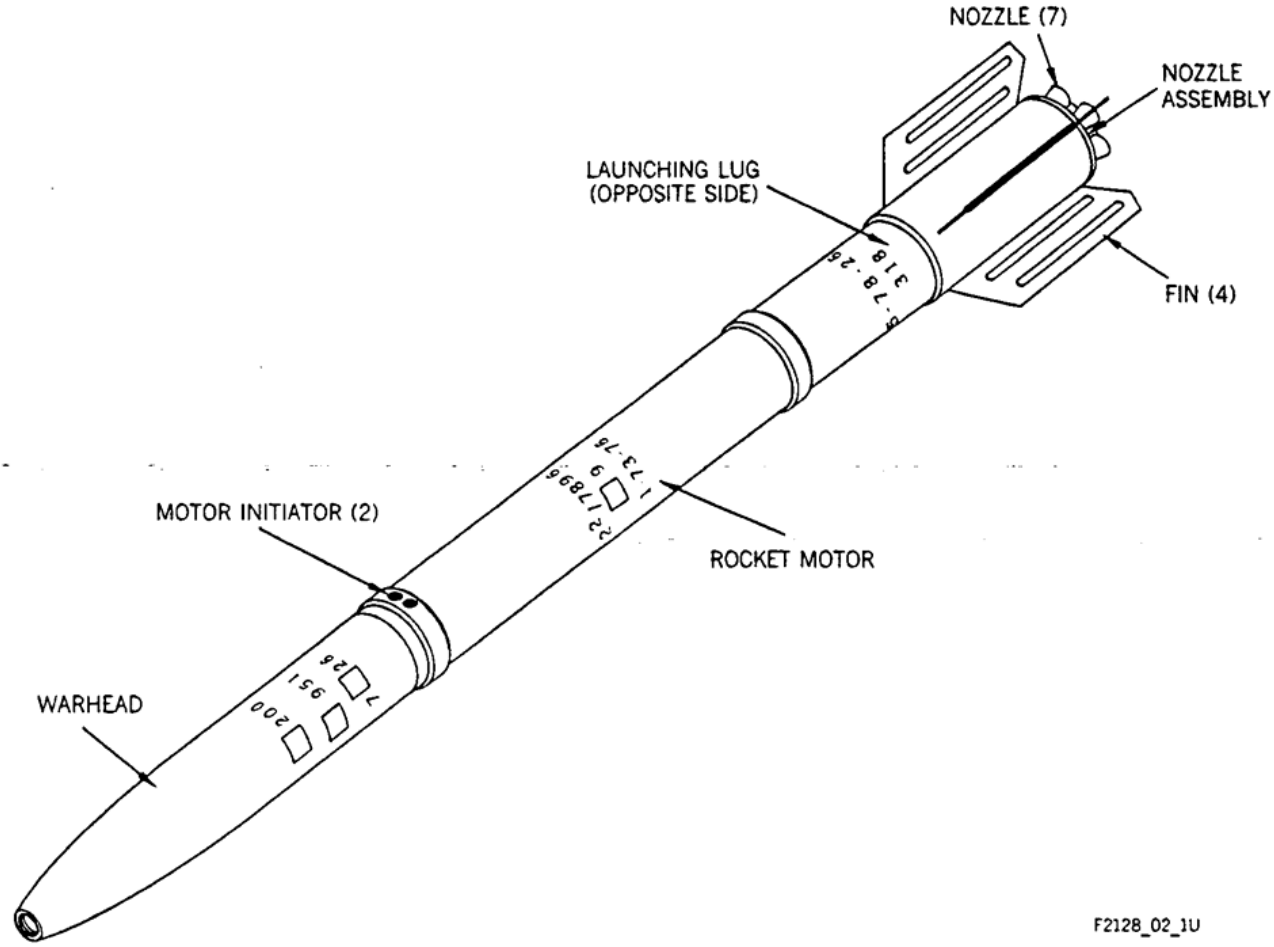
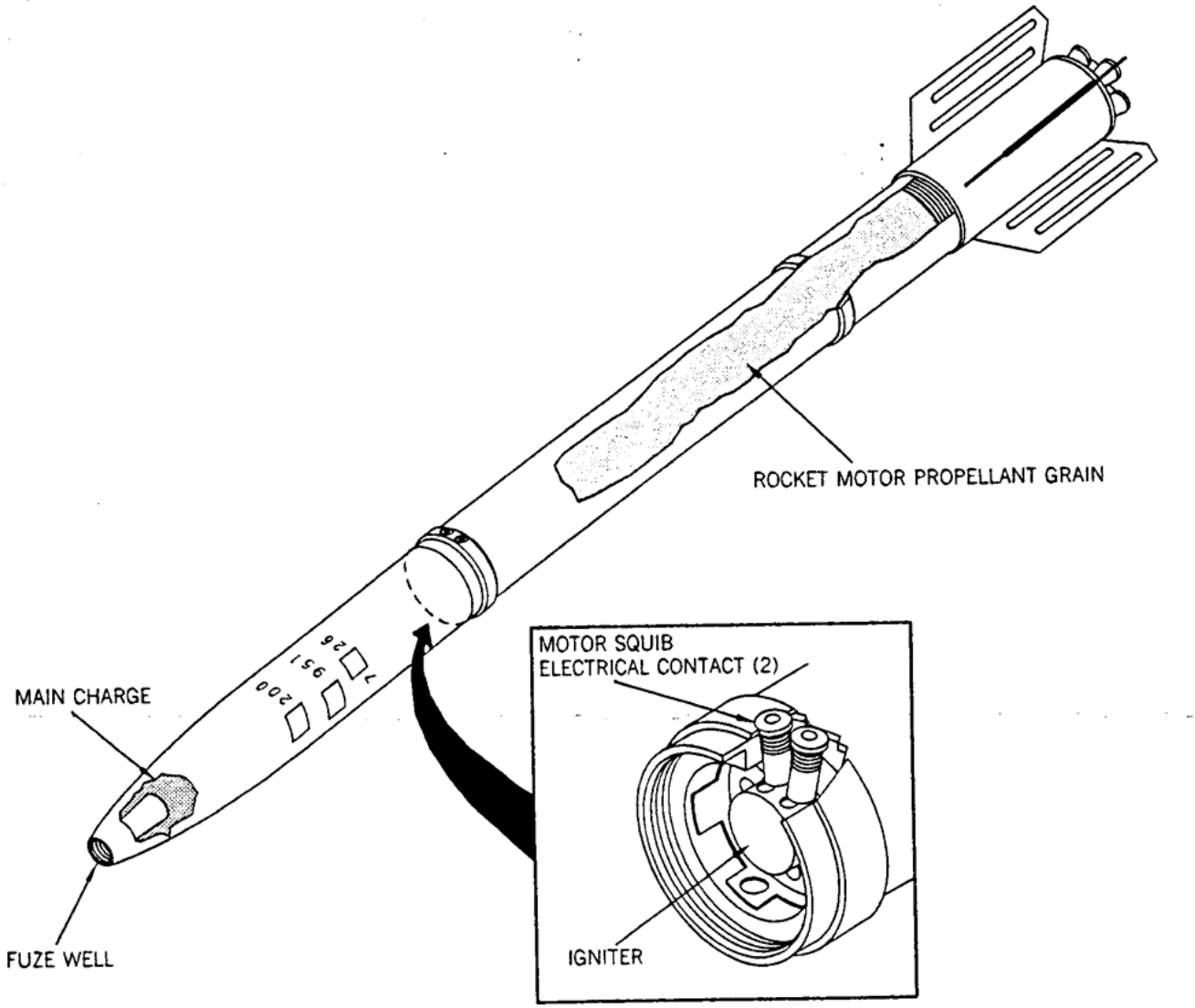
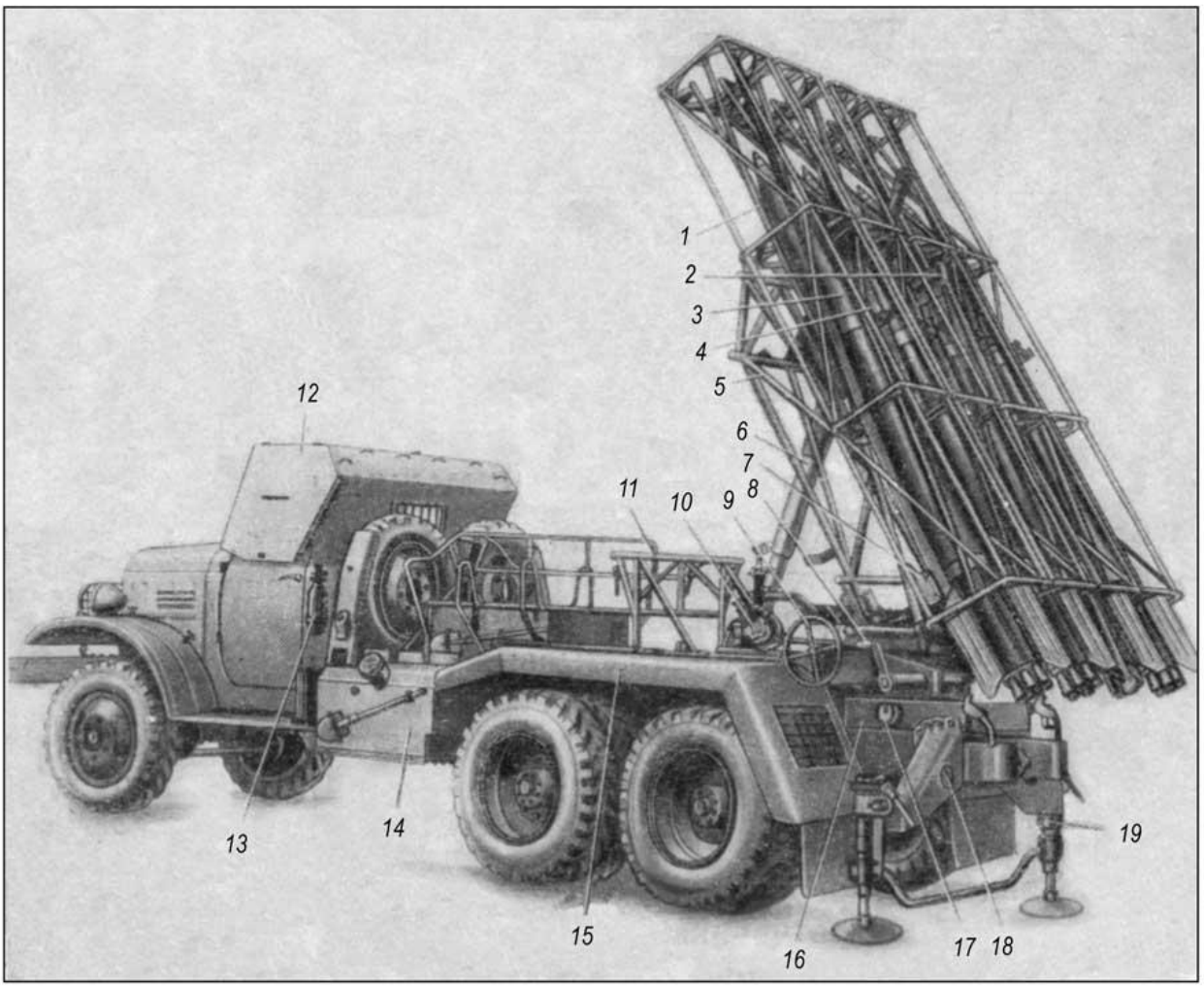


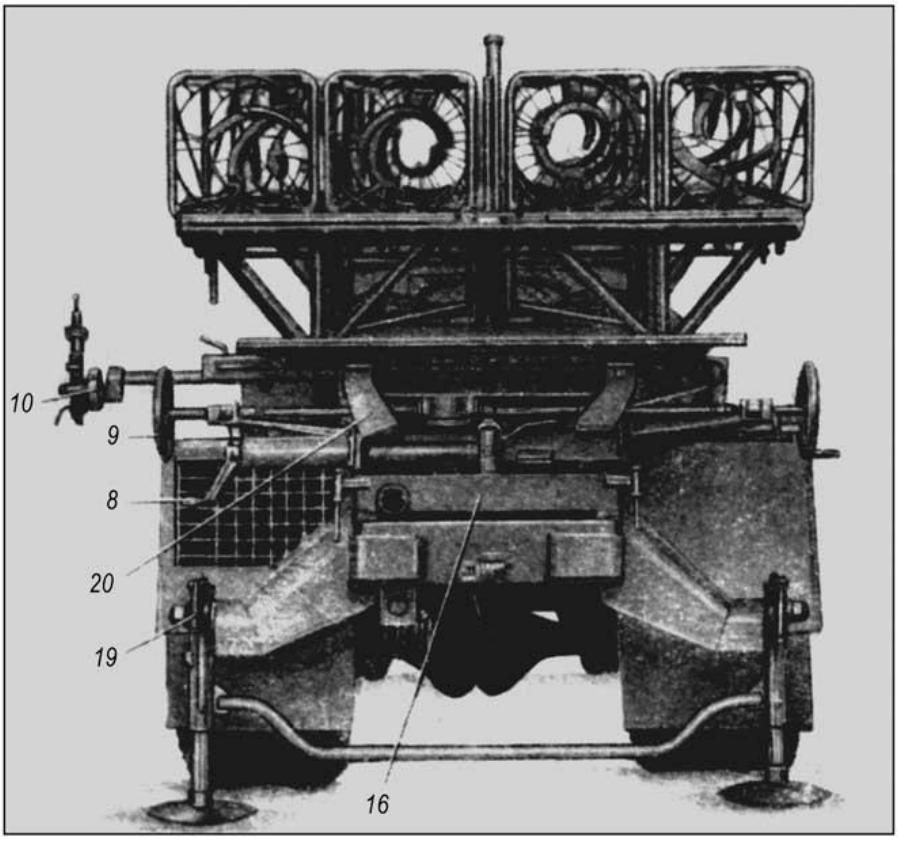
Рис. 63. Укупорка и маркировка укупорки для снаряда МД-20-Ф:
1 — чека замка; *2* — болт замка


181 MM
(7.12 IN)
200 MM
(7.87 IN)
940 MM
(37.00 IN)
2.9 M
(9.5 FT)
441 MM
(17.37 IN)
REAR VIEW


NOZZLE (7)
NOZZLE
ASSEMBLY
LAUNCHING LUG
(OPPOSITE SIDE)
FIN (4)
MOTOR INITIATOR (2)
ROCKET MOTOR
WARHEAD
F2128_02_1U


ROCKET MOTOR PROPELLANT GRAIN
MAIN CHARGE
FUZE WELL
MOTOR SQUIB
ELECTRICAL CONTACT (2)
IGNITER
F2128_02_2U

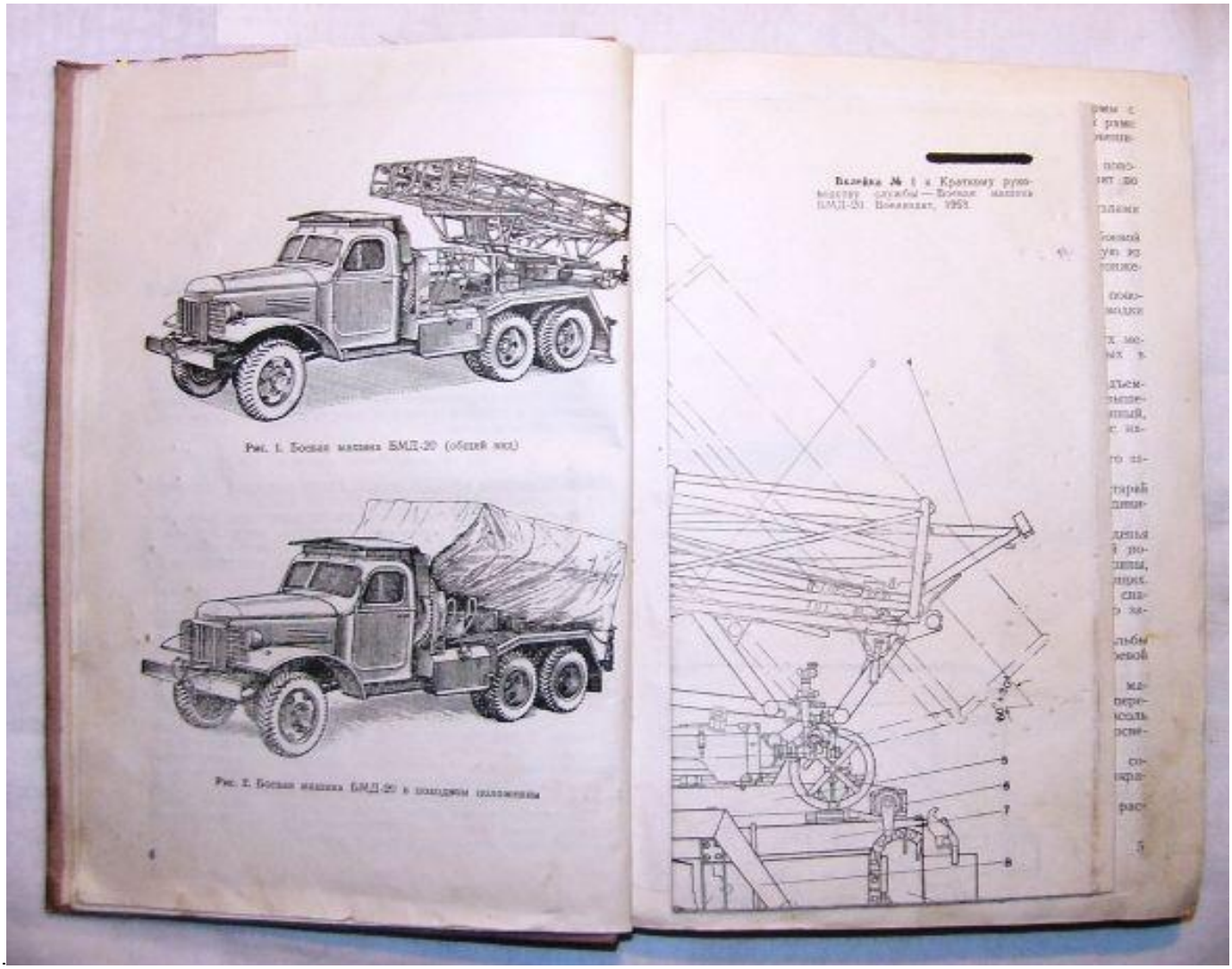

1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19


10
9
8
20
19
16

БОЕВАЯ МАШИНА БМД-20

1 – направляющая; 2 - приспособление для заряжания; 3 – неуправляемый реактивный снаряд МД-20Ф; 4 – контакты направляющей; 5 – ферма; 6 – подъемно-уравновешивающий механизм; 7 – контрольная площадка; 8 – поворотный механизм; 9 – привод подъемного механизма; 10 – прицельные приспособления; 11 – сиденье с опорной стойкой; 12 – защита кабины; 13 – огнетушитель; 14 – защита бензобака; 15 – крыло; 16 – подрамник; 17 – розетка для освещения прицельных приспособлений; 18 – указатель поворота левый; 19 – домкрат; 20 – поворотная рама.

Входящая в состав системы МД-20 боевая машина БМД-20 (8У33) (разработана в СКБ под руководством В.П. Бармина), с четырьмя направляющими, смонтирована на автомобильном шасси. В качестве базы используются модифицированные шасси грузовых автомобилей ЗИС-151, ЗИС-151А и ЗИЛ-151.

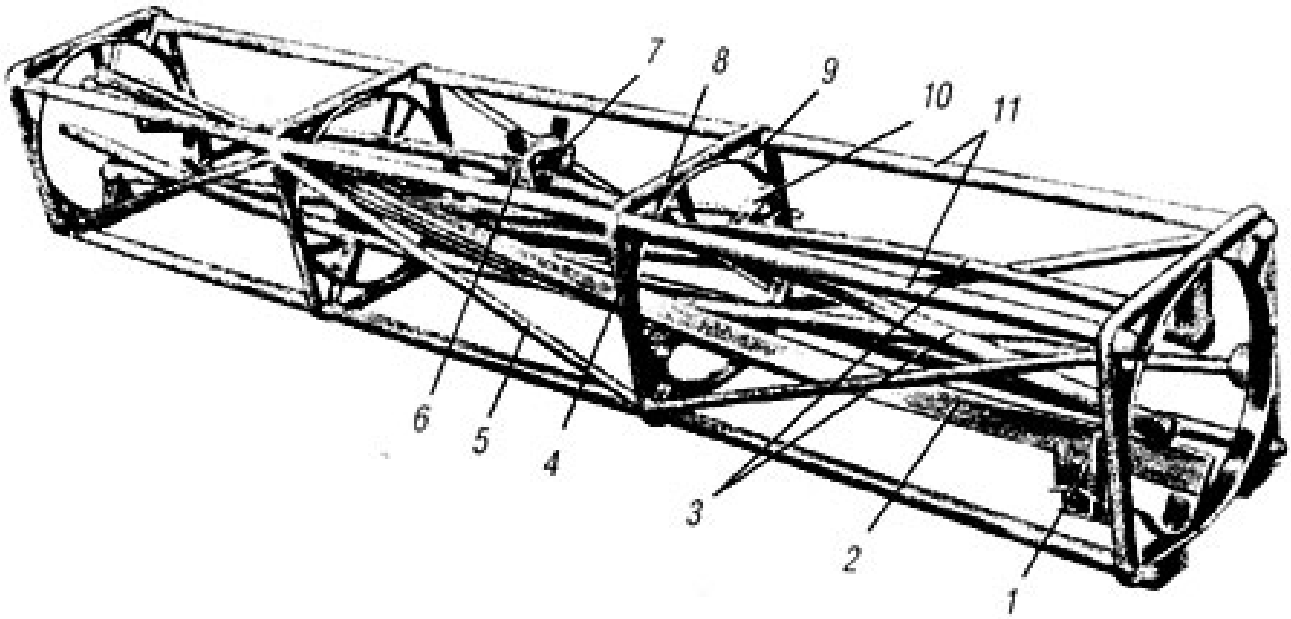


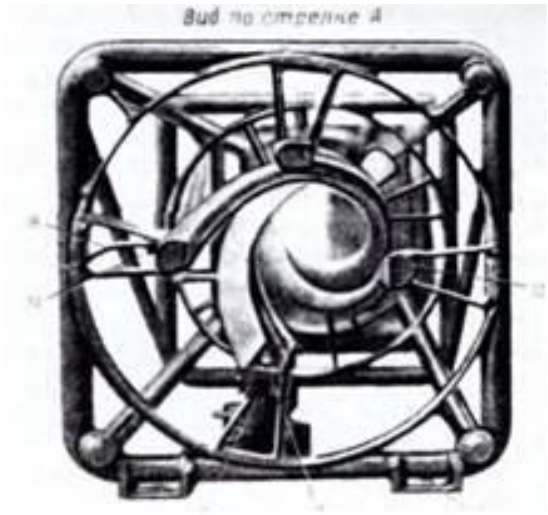
Руководство по эксплуатации боевой машины БМД-20

200 mm rocket launcher (4–round) BMD–20

Артиллерийская часть БМД-20 состоит из четырех направляющих, фермы с приспособлением для заряжания, поворотной рамы, подрамника, поворотного механизма, подъемно-уравновешивающего механизма, электрооборудования, прицельных приспособлений и специального оборудования шасси. Поворотная рама установлена на подрамнике и при вращении перемещается своими платиками по

платикам подрамника. Подрамник служит основанием артиллерийской части боевой машины и представляет собой сварную прямоугольную раму, закрепленную на лонжеронах шасси автомобиля. Поворотный механизм винтового типа. Подъемно-уравновешивающий механизм состоял из винтового подъемного механизма и пружинного уравновешивающего механизма толкающего типа. При стрельбе боевая машина опирается на два задних домкрата.





Направляющая

1 – замок; 2 – ведущий стержень; 3 – трубчатый стержень; 4 – обойма; 5 – раскос; 6 – контакт; 7 – переходная коробка; 8 – каркас; 9 – подкос; 10 – лапка; 11 – труба.

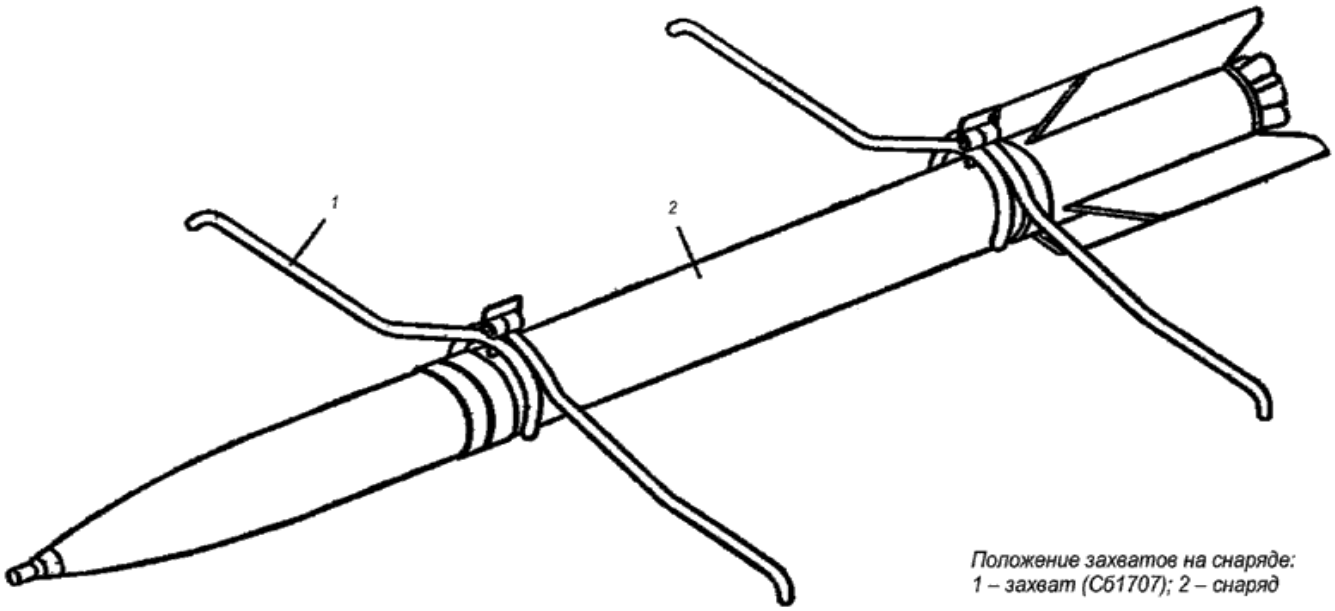
Направляющая БМД-20 представляет собой сварную конструкцию, состоящую из четырех спиральных продольных элементов (один из них ведущий - с пазом), скрепленных четырьмя обоймами. Вокруг каждой направляющей образован жесткий каркас из четырех продольных труб и квадратных шпангоутов. По

спиральным элементам направляющей двигается снаряд при выстреле, при этом штифт снаряда перемещается по пазу ведущего стержня. На ведущем спиральном стержне направляющей установлены два стопора, удерживающие ракету от перемещения вперед и выпадения назад при подъеме качающейся части на угол возвышения. На направляющей смонтировано контактное устройство, которое образует электрическую цепь с контактами свечей ракеты.

Направляющие установлены на ферме. Ферма представляла собой пространственную сварную конструкцию. Она установлена в подшипниках кронштейнов поворотной рамы и вместе с направляющими образует качающуюся часть боевой машины. На ферме установлено приспособление для заряжания.

Заряжание производится вручную пятью номерами расчета. При заряжании снаряд с помощью захватов помещается на специальный лоток, затем на сопла снаряда надевается досылатель с помощью которого снаряд досылается в направляющую так, чтобы его ведущий шифт зашел за задний упор.

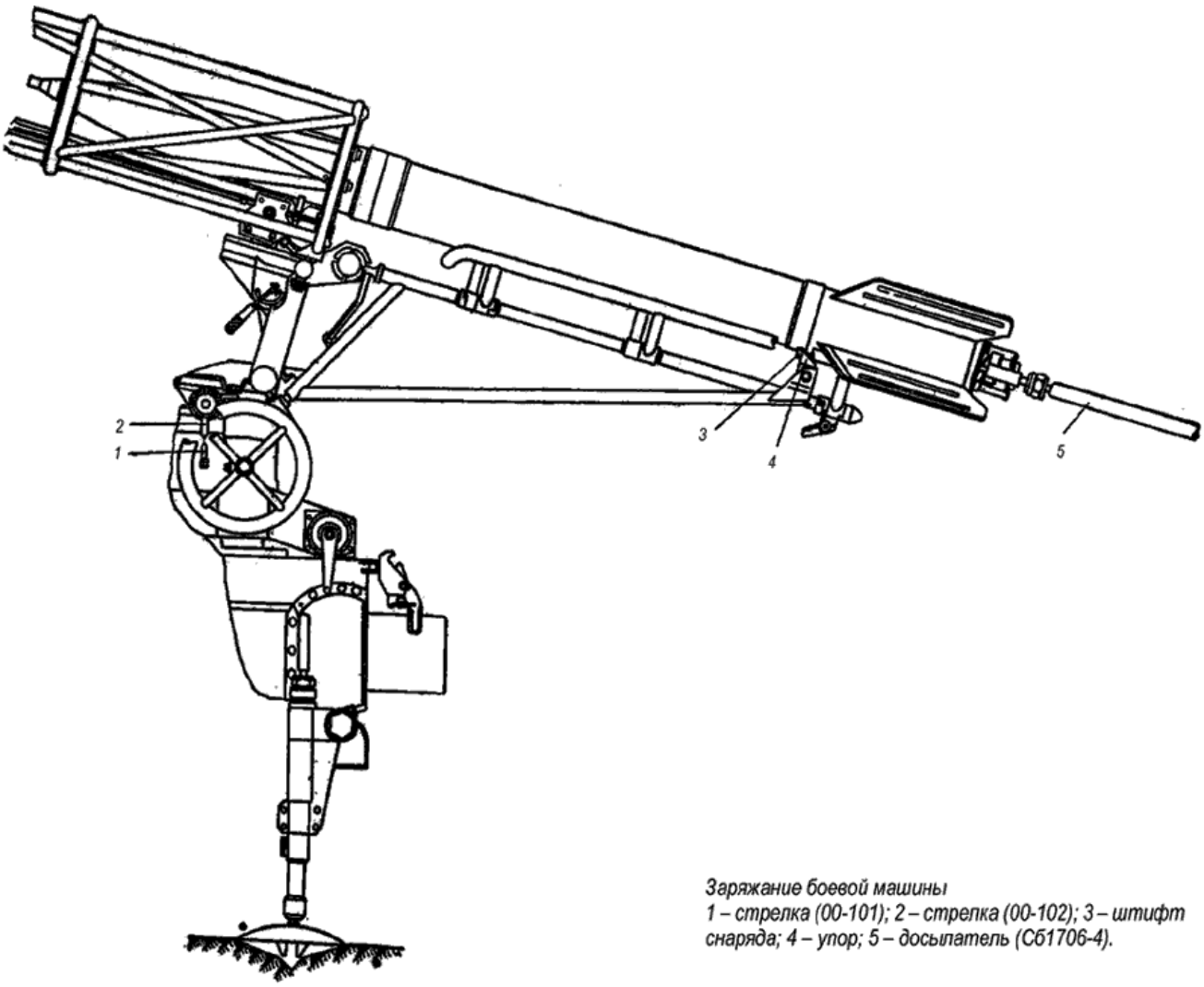
Пакет направляющих закреплен на сварной ферме, которая, в свою очередь, смонтирована на поворотной раме и образует, таким образом, качающуюся часть пусковой установки. Вращающаяся часть включает поворотную раму с фермой и направляющими, поворотный и подъемно-уравновешивающий механизмы, а также прицельные приспособления. Механизмы наведения имеют ручные приводы. Они обеспечивают наведение в вертикальной плоскости в диапазоне углов от +9° до +60°, сектор горизонтального отстрела составляет 20°.



Положение захватов на снаряде:
1 – захват (Сб1707); 2 – снаряд

Для заряжания пакет направляющих переводится в положение с углом возвышения +20°. Заряжание производится вручную: пять номеров расчета поднимают снаряд массой 194 кг и укладывают его на специальный лоток. На сопла

снаряда надевается досылатель и производится досылание снаряда в направляющую до тех пор, пока ведущий штифт не зайдет за задний упор направляющей.



Заряжание боевой машины
1 – стрелка (00-101); 2 – стрелка (00-102); 3 – штифт снаряда; 4 – упор; 5 – досылатель (Сб1706-4).

Стрельба ведется одиночными выстрелами или залпом. Продолжительность залпа - 6 секунд. На лонжеронах шасси ПУ БМД-20 смонтирован подрамник, представляющий собой основания артиллерийской части, а для обеспечения устойчивости машины при стрельбе в ее задней части имеются два винтовых домкрата.

Боевая машина со снарядами, расчетом и ЗИП может двигаться по шоссе со скоростью 60 км/час. Запас хода по шоссе равен 600 км. На пересеченной местности машина может преодолевать подъемы с углом до 28°, глубина преодолеваемого брода - до 0,75 м. Время перевода машины из походного положения в боевое (без заряжания) составляет не более 2 мин., для заряжания требуется еще 4-5 мин.

БОЕВАЯ МАШИНА БМД-20 (8У33)

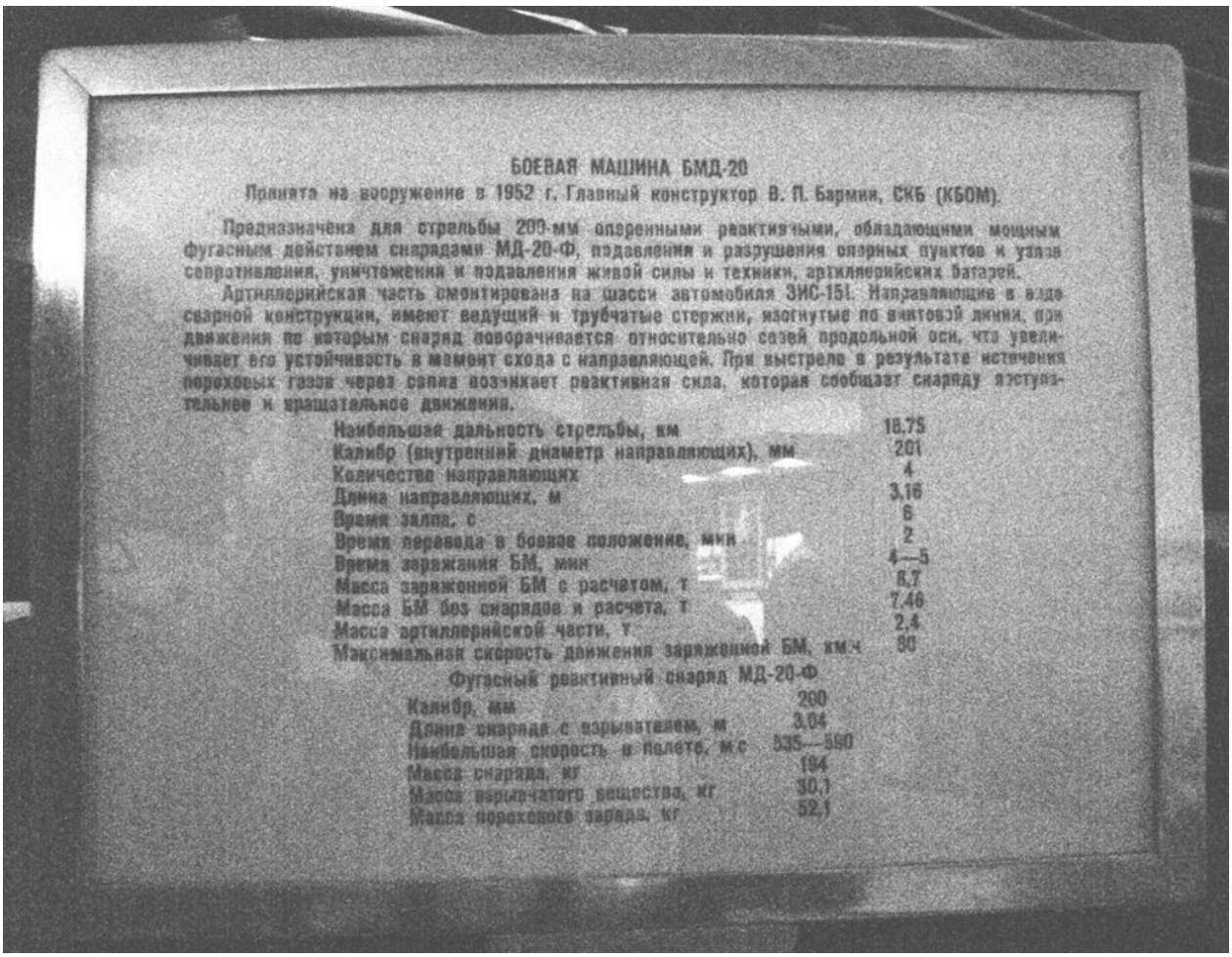
Конструктивные данные:

Калибр направляющих, мм	201
Число направляющих, шт	4
Длина направляющей, мм	3160
Угол вертикального наведения, град	+9; 60
Угол горизонтального наведения, град	±10
Угол заряжания, град	+20
Длина боевой машины в походном положении, мм:	
без лебедки	7210
с лебедкой	7540
Ширина боевой машины, мм:	
в походном положении	2300
в боевом положении	2660
Высота боевой машины, мм:	
в походном положении	2850
при максимальном угле возвышения	4250
Вес артиллерийской части, кг	2400
Вес боевой машины, кг:	
без снарядов и расчета	7455
со снарядами и расчетом	8700

Эксплуатационные данные:

Минимальное время полного залпа, с	6
Время перехода из походного положения в боевое (без заряжания), мин	2
Время заряжания, мин	4-5
Усилие на рукоятке, кг:	
привода подъемно-уравновешивающего механизма	до 10
поворотного механизма	до 10
Изменение угла возвышения за один оборот маховика, град	0,15
Изменение угла поворота за один оборот рукояти, град	0,27
Максимальная скорость движения заряженной боевой машины, км/час	до 60
Максимальное тяговое усилие лебедки, кг	4500
Глубина брода, преодолеваемого заряженной боевой машиной, мм	750
Наибольший подъем, преодолеваемый заряженной боевой машиной при твердом и сухом грунте, град	28
Дальность хода по шоссе, км	до 600

© Oleg V.Bebnev



БОЕВАЯ МАШИНА БМД-20

Принята на вооружение в 1952 г. Главный конструктор В. П. Бармин, СКБ (КБОМ).

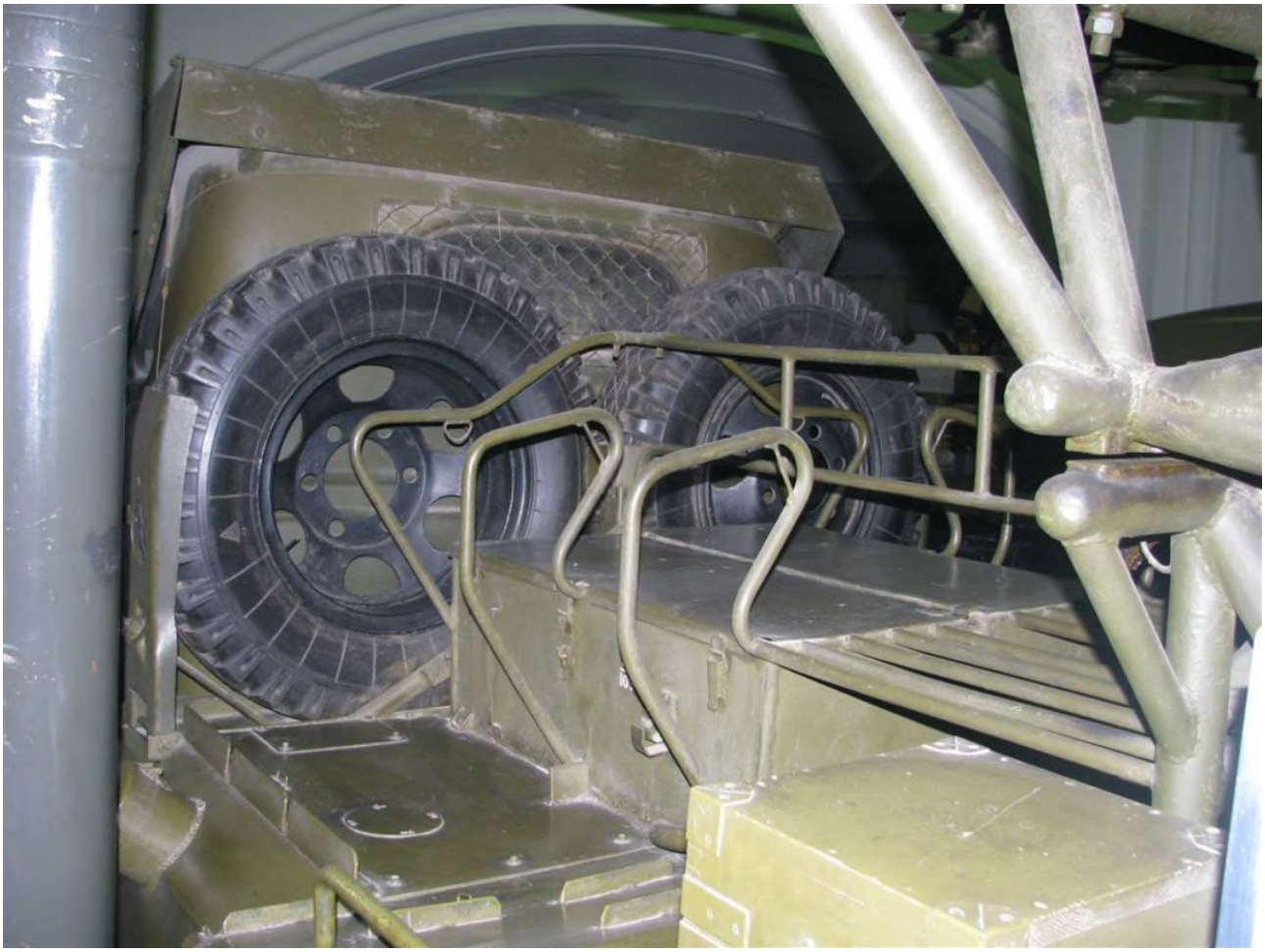
Предназначена для стрельбы 200-мм оперенными реактивными, обладающими мощным фугасным действием снарядами МД-20-Ф, подавления и разрушения опорных пунктов и узлов сопротивления, уничтожения и подавления живой силы и техники, артиллерийских батарей.

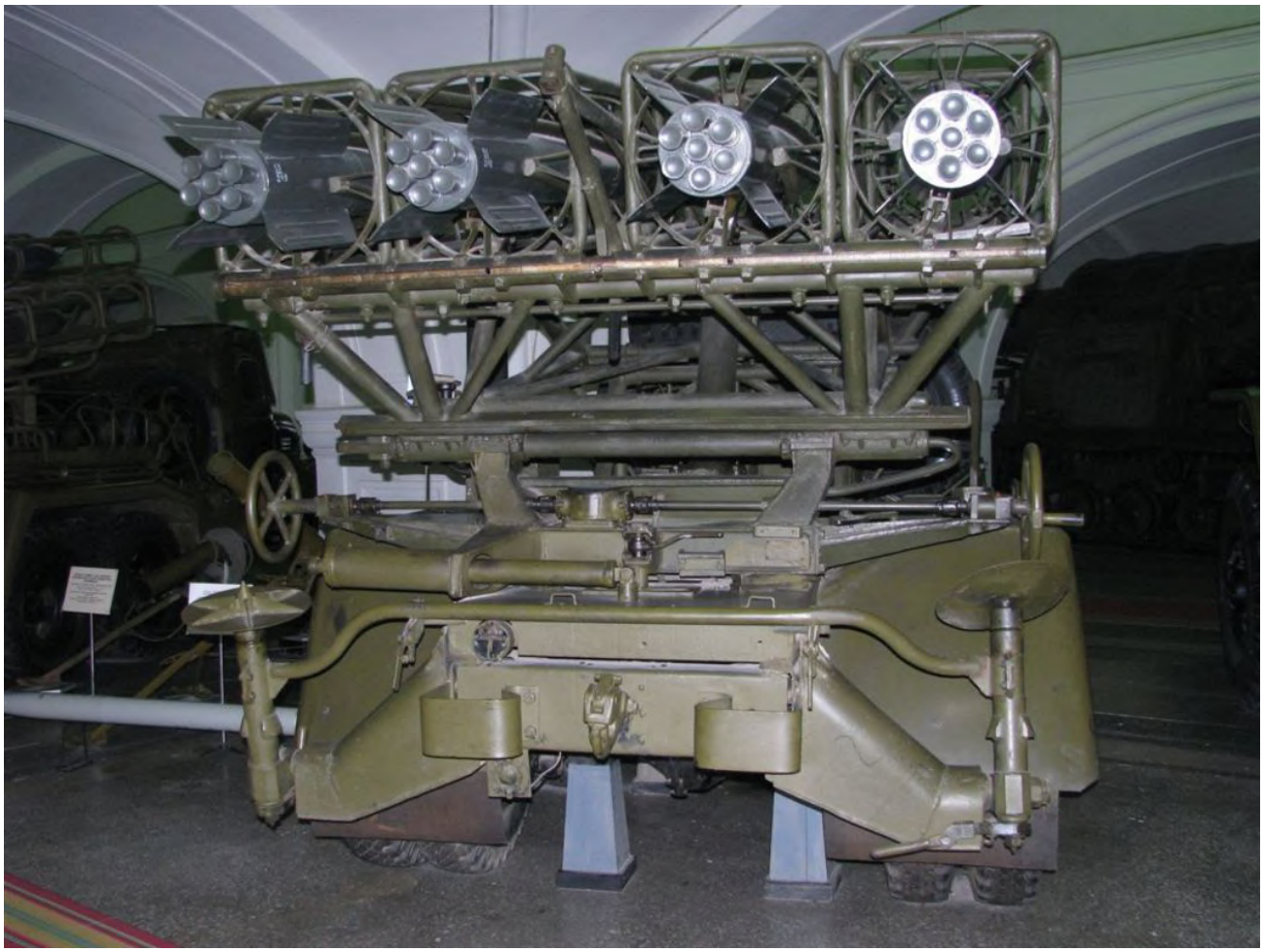
Артиллерийская часть смонтирована на шасси автомобиля ЗИС-151. Направляющие в виде сварной конструкции, имеют ведущий и трубчатые стержни, изогнутые по винтовой линии, при движении по которым снаряд поворачивается относительно своей продольной оси, что увеличивает его устойчивость в момент схода с направляющей. При выстреле в результате истечения пороховых газов через сопла возникает реактивная сила, которая сообщает снаряду поступательное и вращательное движения.

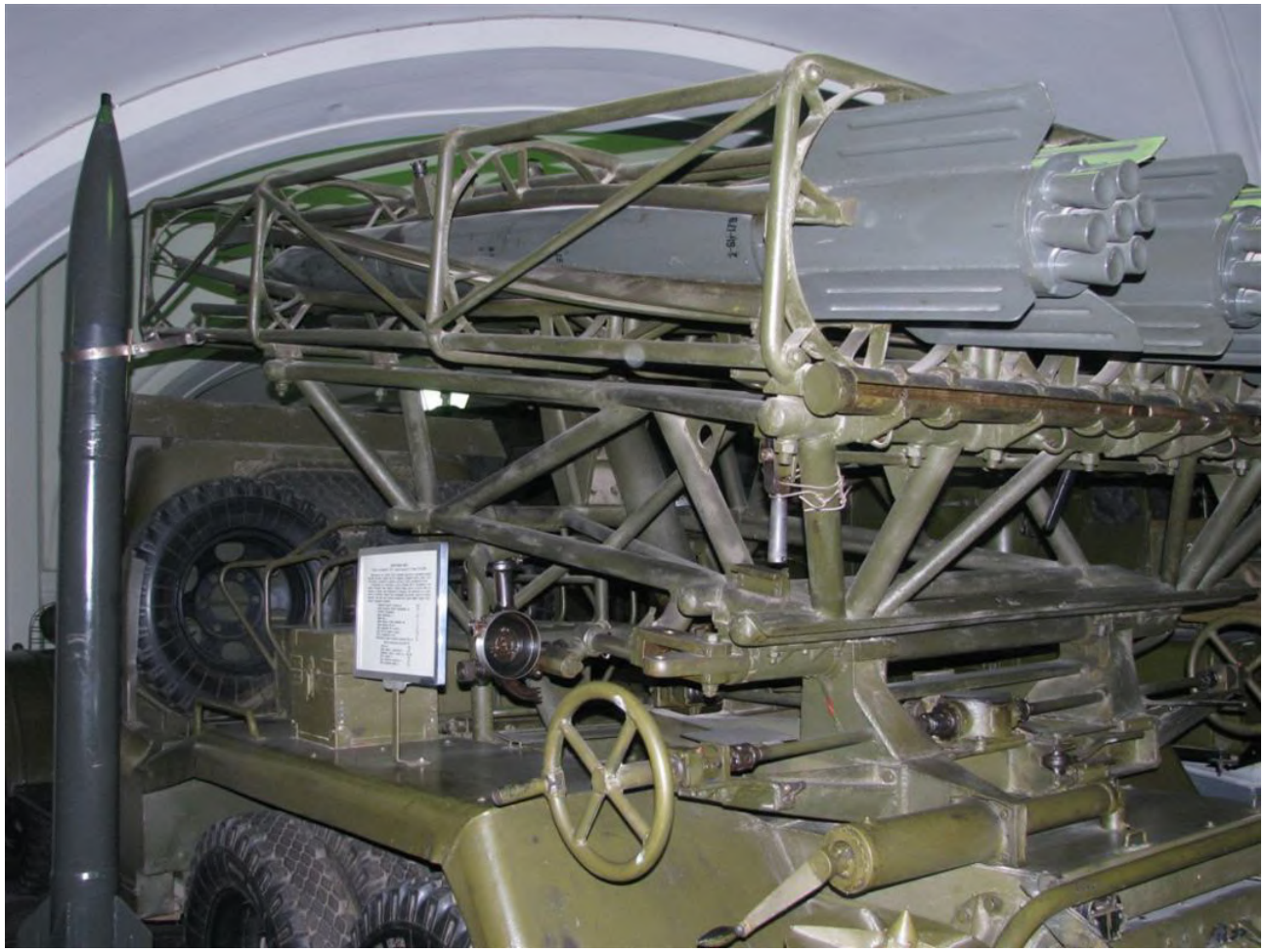
Наибольшая дальность стрельбы, км	18,75
Калибр (внутренний диаметр направляющих), мм	201
Количество направляющих	4
Длина направляющих, м	3,16
Время залпа, с	6
Время перевода в боевое положение, мин	2
Время заряжания БМ, мин	4—5
Масса заряженной БМ с расчетом, т	8,7
Масса БМ без снарядов и расчета, т	7,46
Масса артиллерийской части, т	2,4
Максимальная скорость движения заряженной БМ, км/ч	80

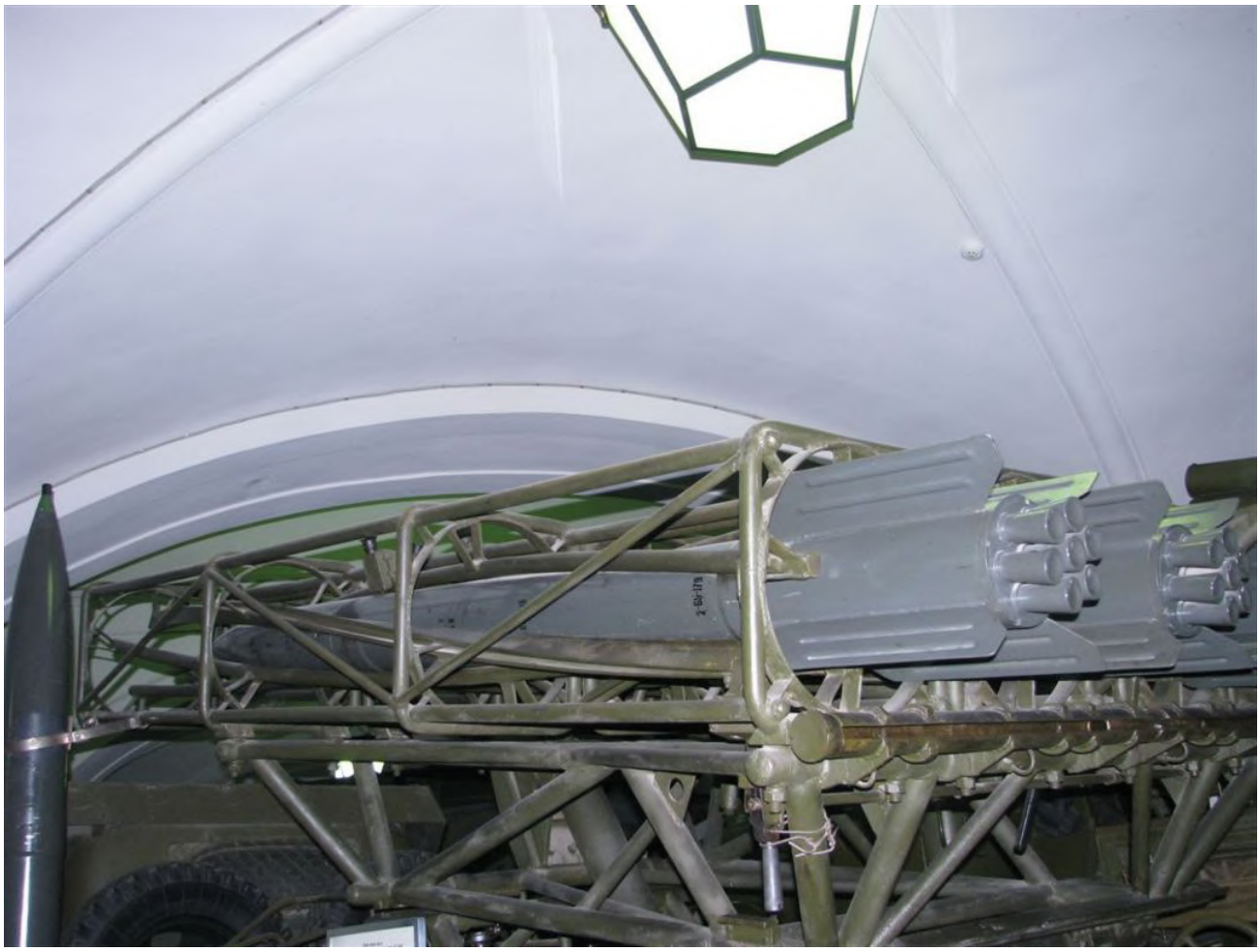
Фугасный реактивный снаряд МД-20-Ф

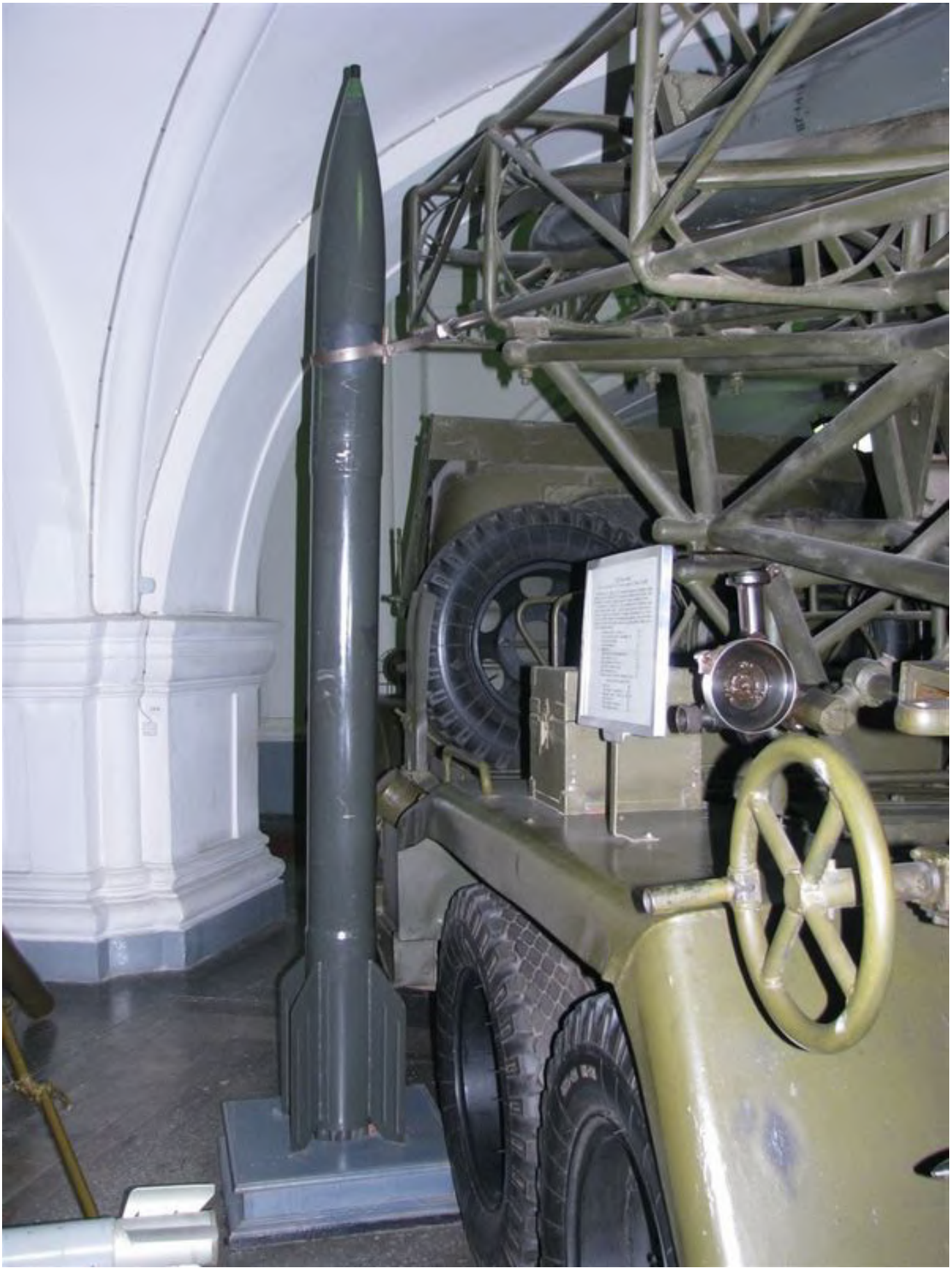
Калибр, мм	200
Длина снаряда с взрывателем, м	3,04
Наибольшая скорость в полете, м/с	535—590
Масса снаряда, кг	194
Масса взрывчатого вещества, кг	30,1
Масса порохового заряда, кг	52,1

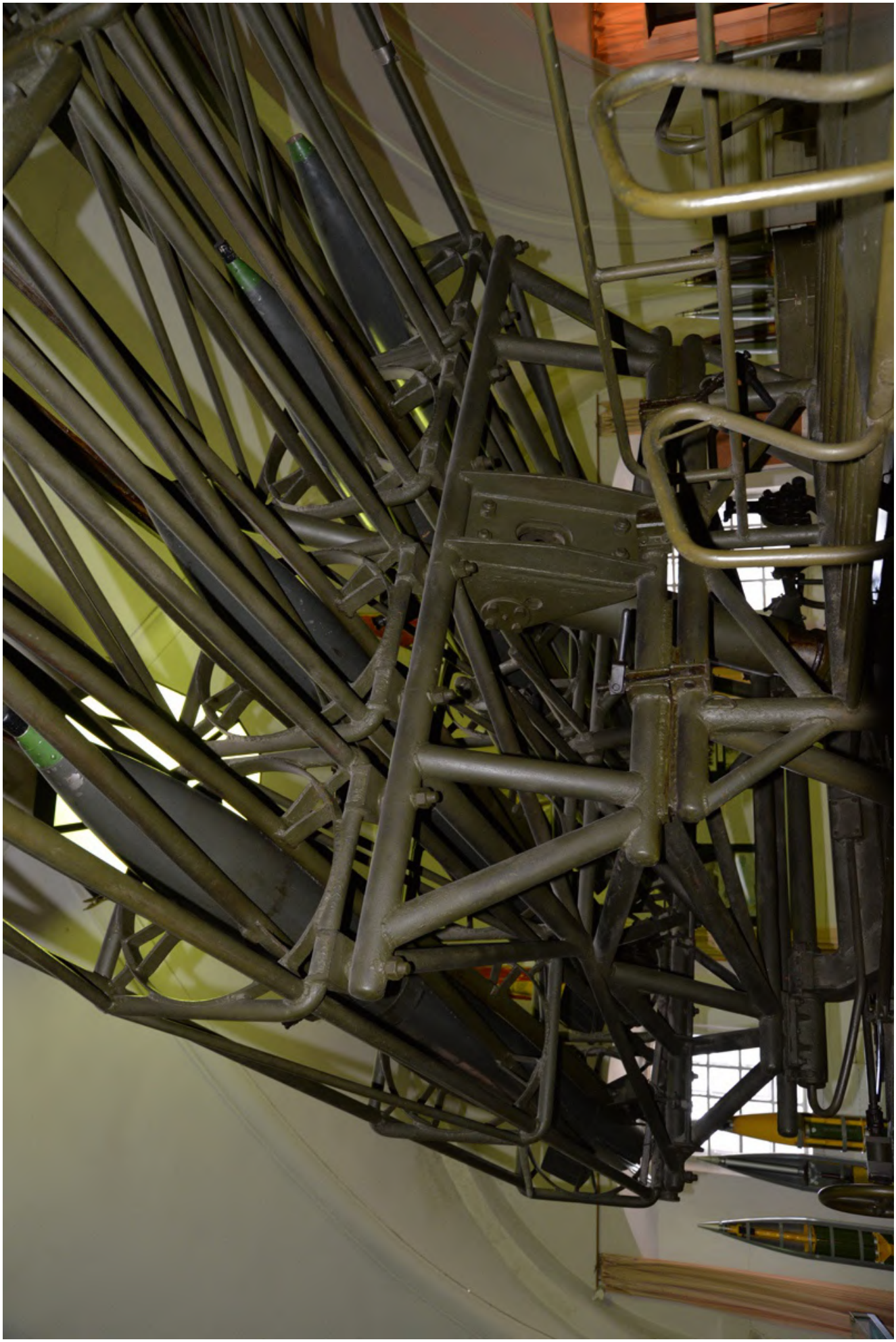


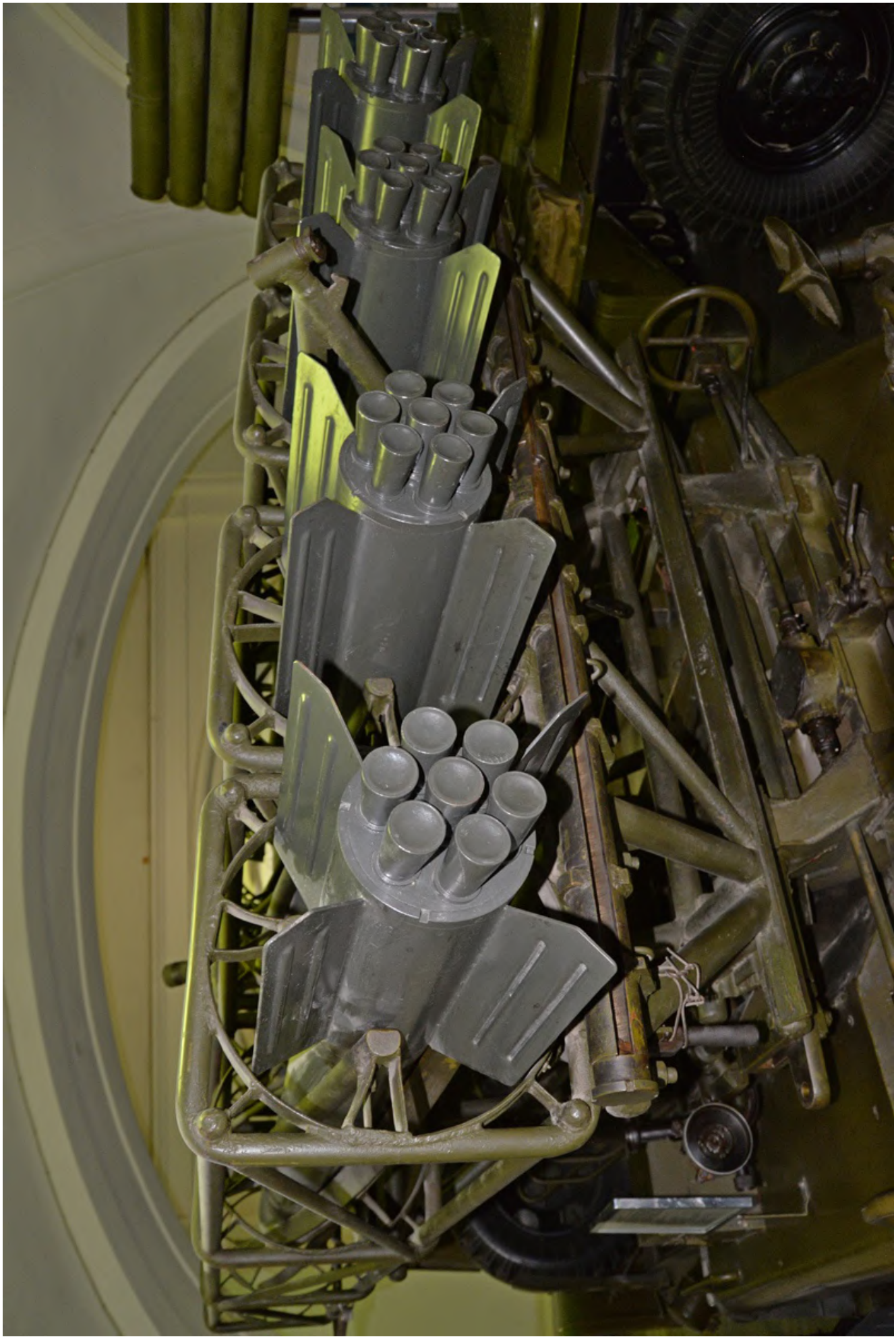


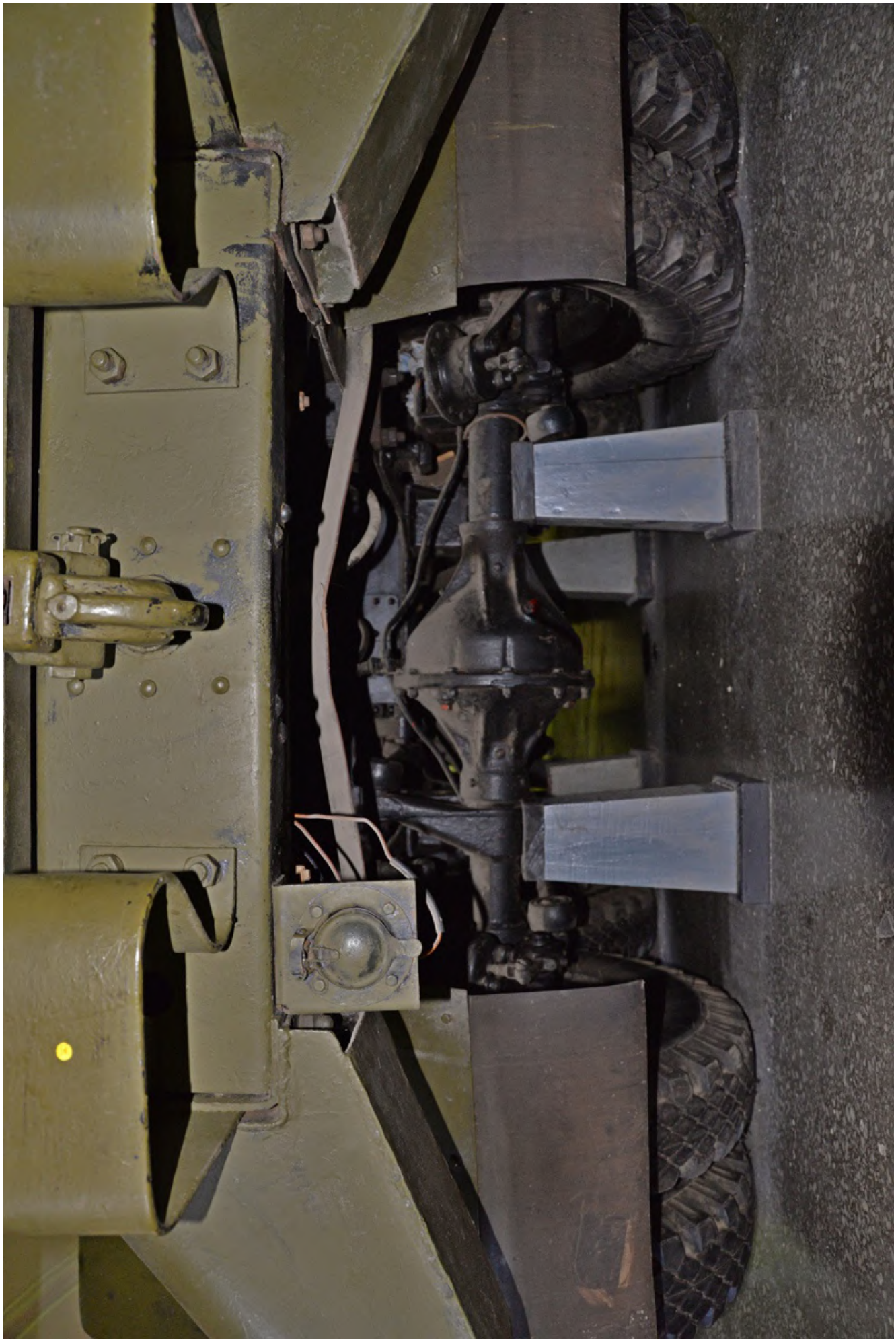






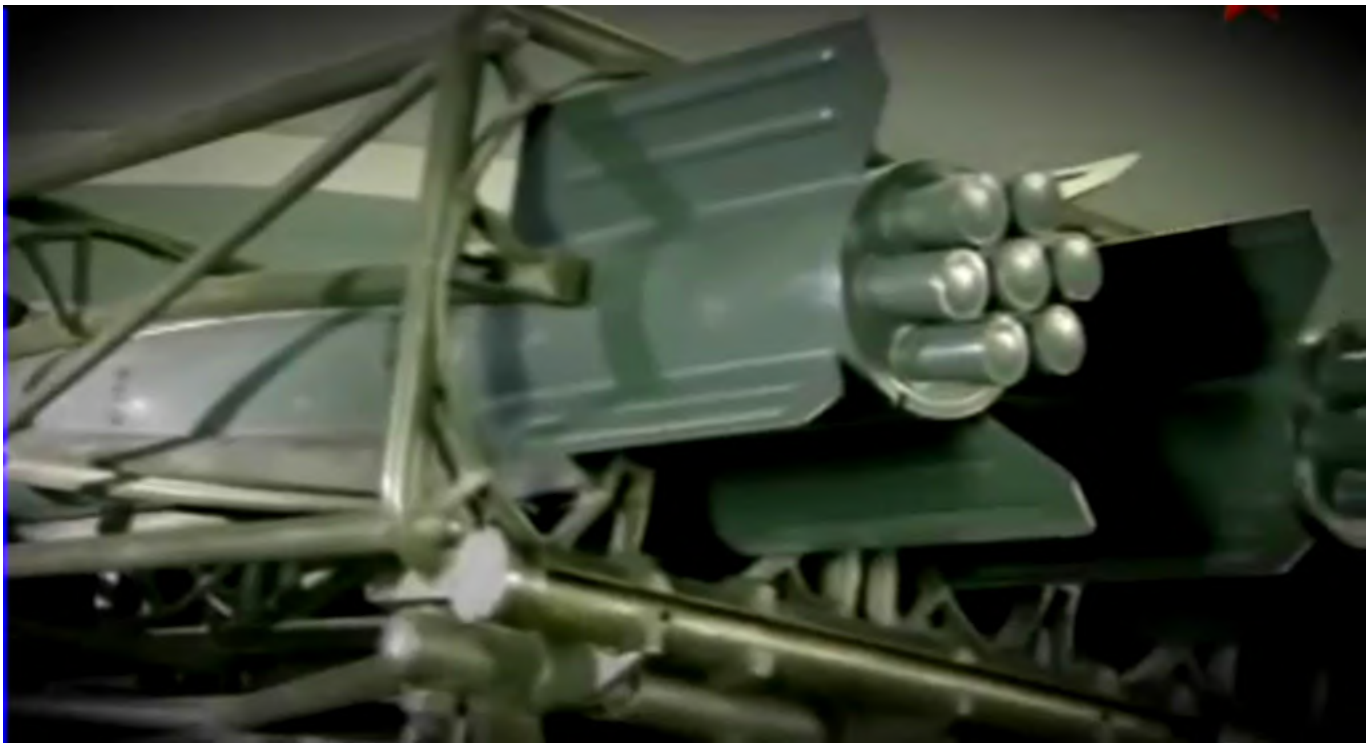


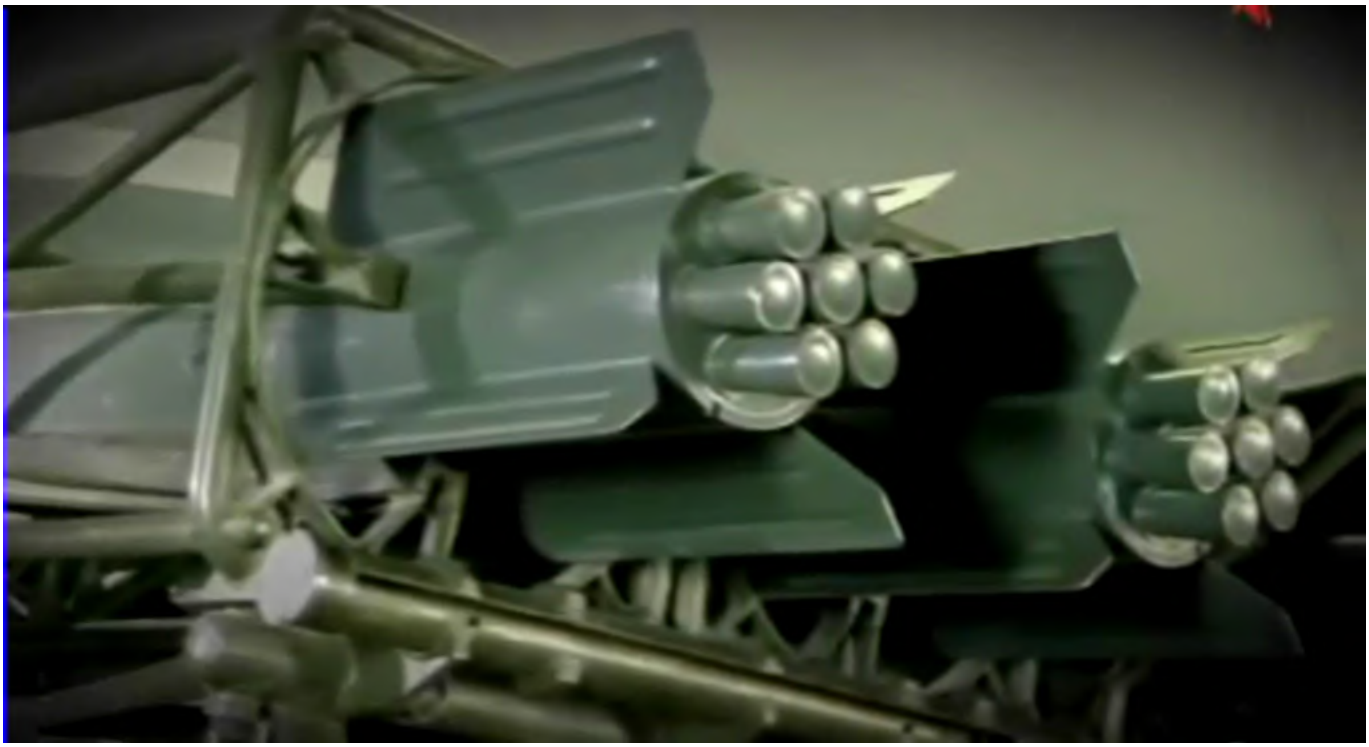


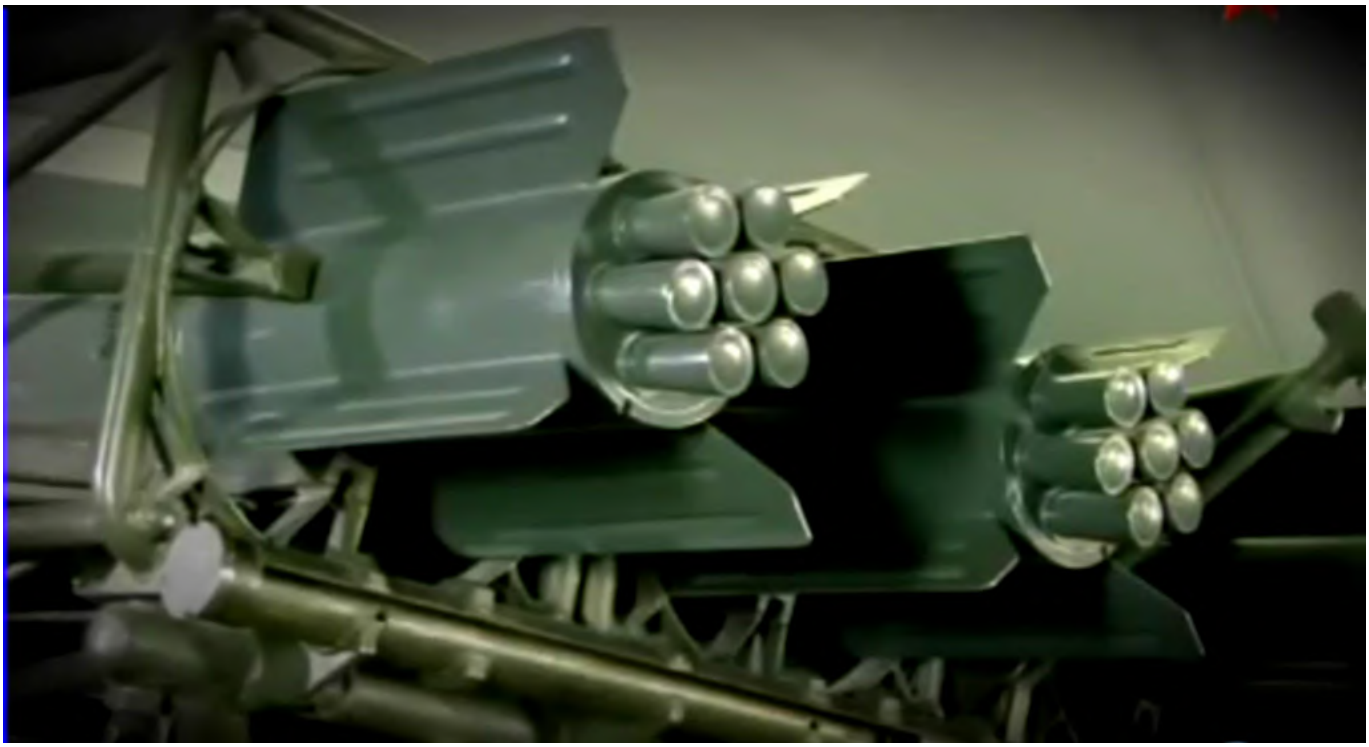


FotosergS.ya.ru 2011

FotosergS.ya.ru 2013
СМЕРТЬ
НЕМЕЦКИМ
ЗАХВАТЧИКАМ







200 мм боевая машина реактивной артиллерии (дальнобойная) БМД-20

Алексей Лисоченко

200 мм боевая машина реактивной артиллерии (дальнобойная) БМД-20

Алексей Лисоченко

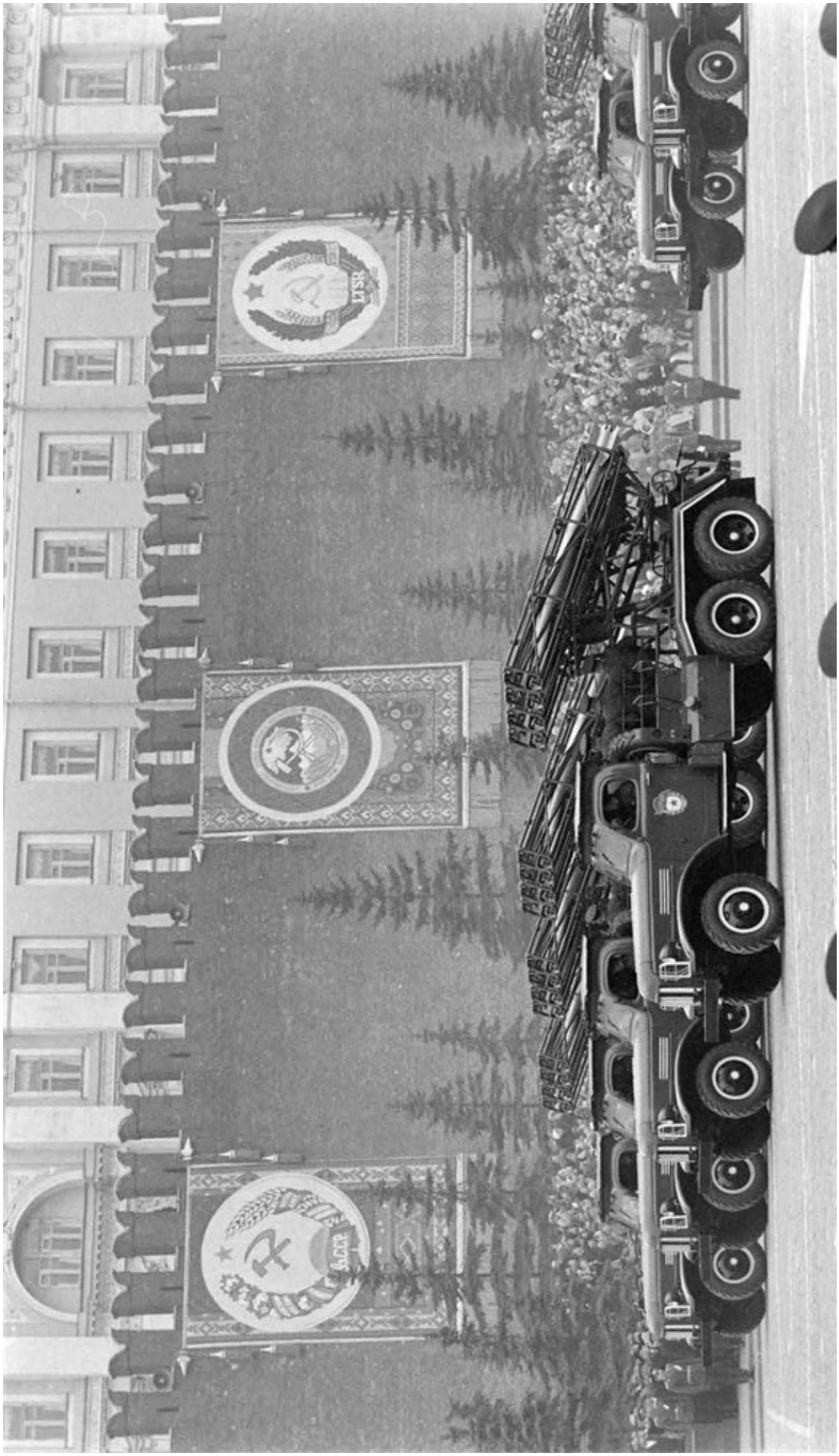
200 мм боевая машина реактивной артиллерии (дальнобойная) БМД-20

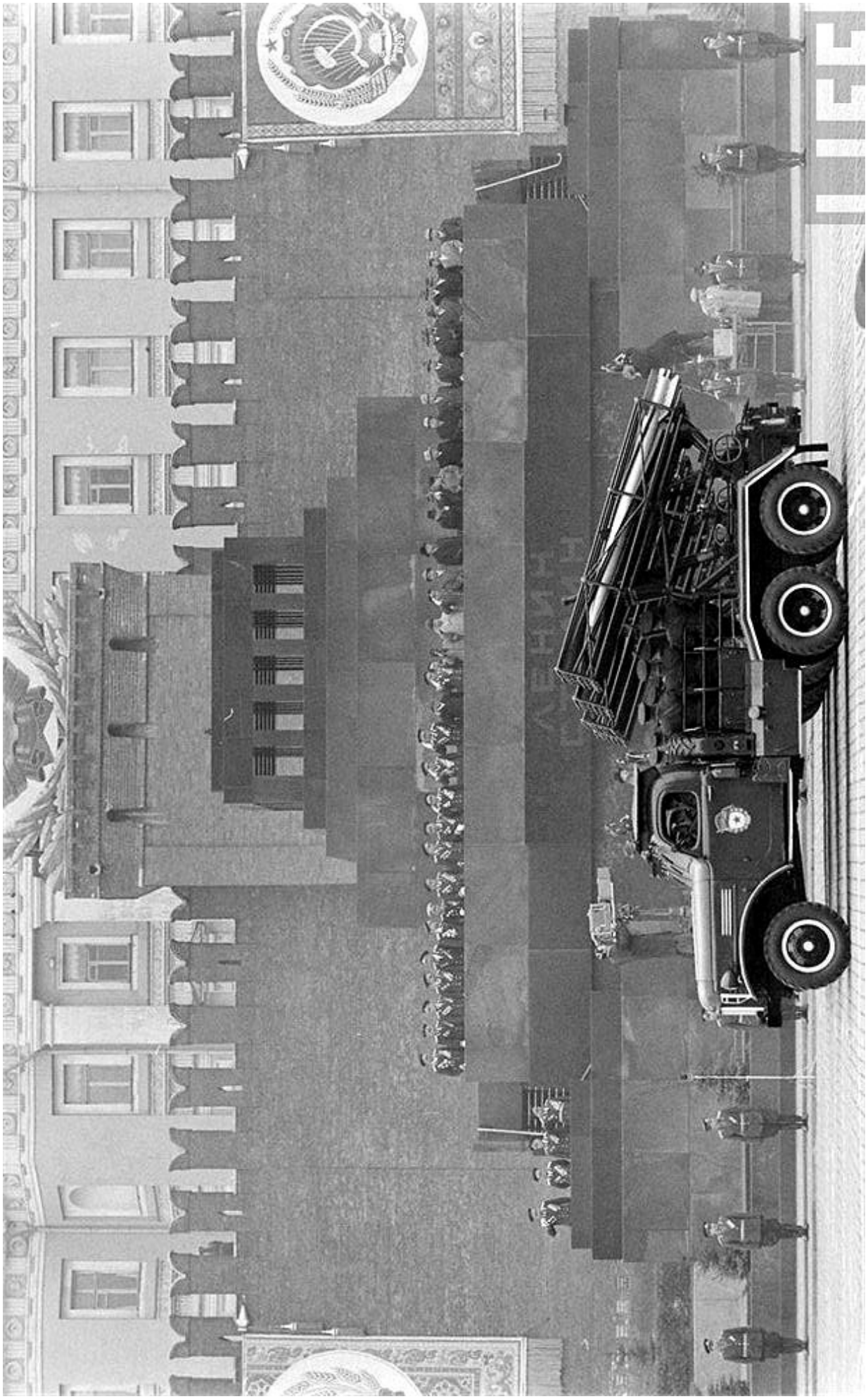
Алексей Лисоченко

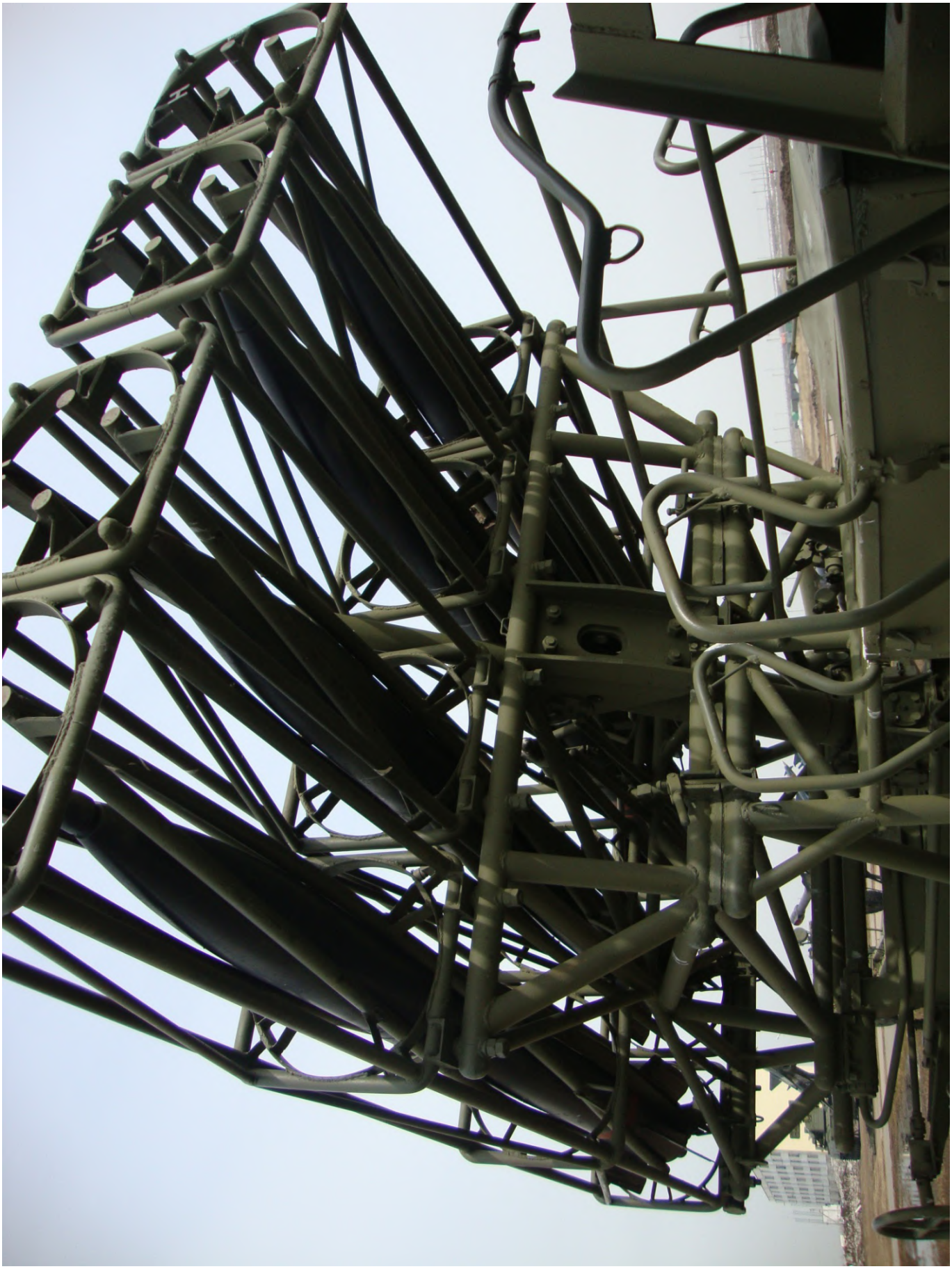
200 мм боевая машина реактивной артиллерии (дальнобойная) БМД-20 в окраске для майского парада 1960 г.

Алексей Лисоченко

ЗА НАШУ СОВЕТСКУЮ РОДИНУ
СССР
НАД НАШЕЙ ЗЕМЛЕЙ ЗВЕНИТ ВЕЛИЧАВО
СТАЛИНСКОЙ ГВАРДИИ ГОРДАЯ СЛАВА!


LVSSR
LVSSR





200 мм боевая машина реактивной артиллерии (дальнобойная) БМД-20

Серийное производство системы МД-20 было организовано в начале 1950-х годов. Она поступила на вооружение полков и бригад реактивной артиллерии корпусного и армейского подчинения, однако широкого распространения не получила. С 1963 года МД-20 стали заменяться принятой на вооружение системой БМ-21 «Град».

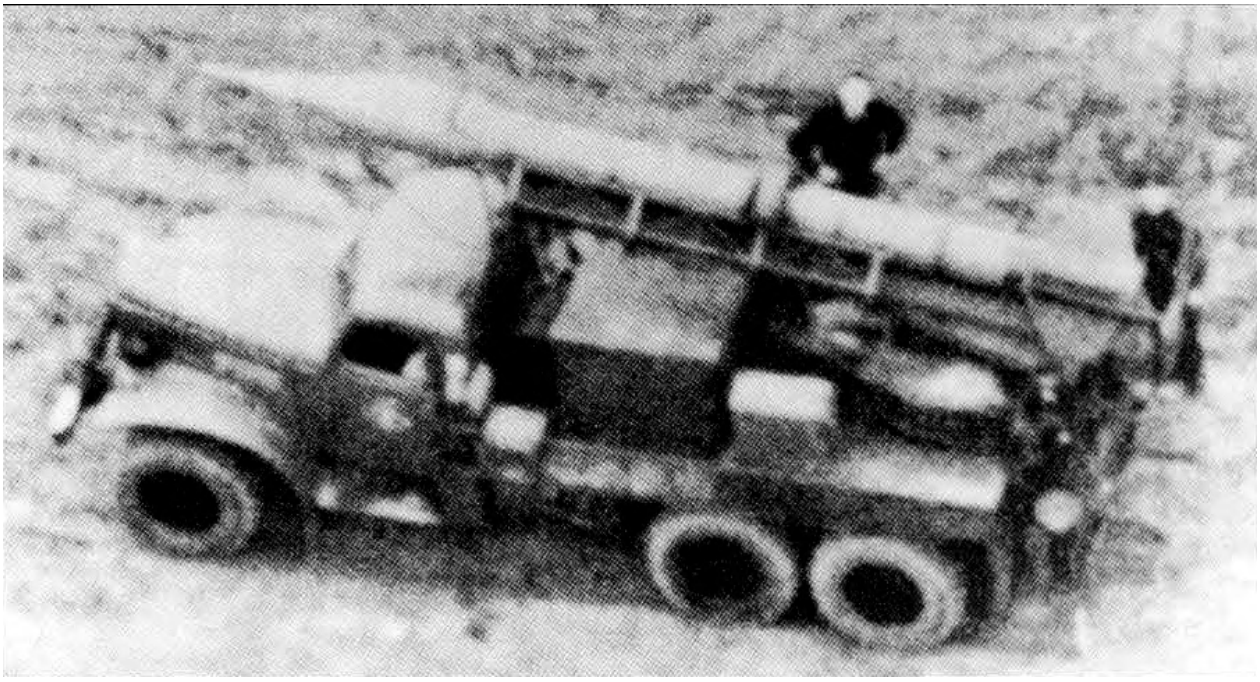
ДА ЗДРАВСТВУЕТ
ТВЕРДЫНЯ ДРУЖБЫ НАРОДОВ
gettyimages
TASS
522574176

Как уже отмечалось выше, ракетный снаряд ДРСП-1 представлял собой уменьшенный прототип дальнобойной ракеты ДРСП «Нептун» с дальностью полета около 50 км. Планировалось, что подобные снаряды тактического назначения будут использоваться для поддержки боевых действий наземных войск. По точности попадания они должны были быть равны обычному артиллерийскому снаряду. Благодаря отсутствию в снаряде электронной аппаратуры управления конструкция его виделась очень простой и удобной в эксплуатации, а один реактивный снаряд с зарядом нормального взрывчатого вещества по силе разрушения равен нескольким десяткам артиллерийских снарядов.

ДРСП «Нептун» имел длину около 8,5 м и диаметр корпуса 324 мм. Он оснащался однокамерным пороховым ракетным двигателем, четырьмя хвостовыми стабилизаторами и надкалиберной осколочно-фугасной боевой частью. Для закрутки ракеты вокруг собственной оси использовались расположенные вокруг центрального сопла наклонные периферийные сопла. В процессе создания ракеты впервые были разработаны крупногабаритные пороховые заряды большой массы, а так же решены вопросы конструкции и технологии изготовления корпусов двигателей большого калибра.

Еще на этапе проектирования ДРСП и ДРСП-1 в отделе №2 разгорелись жаркие споры между сторонниками и противниками двухкамерной схемы двигательной установки ракеты. Её сторонники доказывали, что под действием тяги одновременно работающих стартовой и маршевой камер, реактивный снаряд

достигает большего значения «дульной скорости», тем самым достигая большей дальности и кучности стрельбы. Противники же, ссылаясь в свою очередь на расчеты и испытания двухкамерного ДРСП-1, доказывали, что применение двухкамерной схемы практически не улучшает ни дальность, ни точность стрельбы. В итоге, под давлением Главного конструктора Н.А. Жукова, «Нептун» был выполнен по однокамерной схеме.



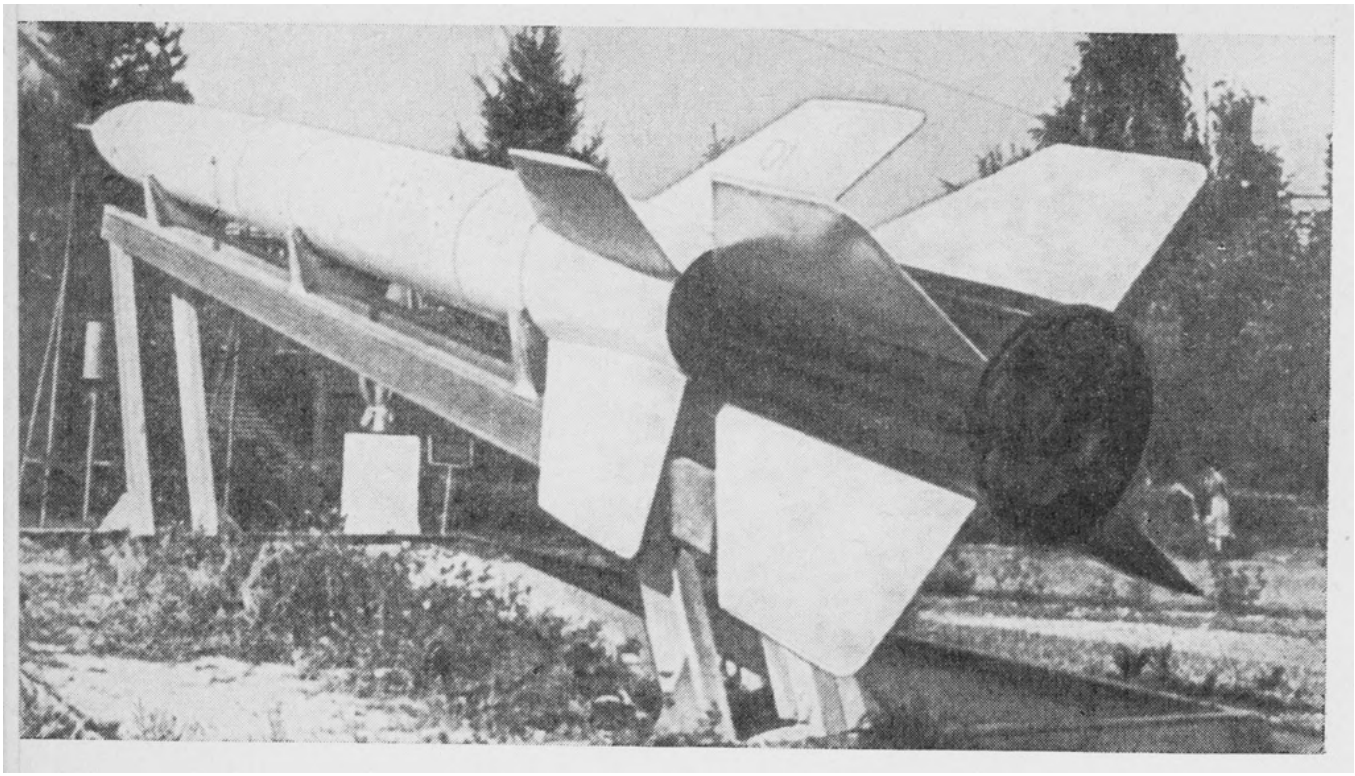
ДРСП «Нептун» на пусковой установке С-22

Опытная пусковая установка С-22, разработанная Калининским КБ В.Г. Грабина, была смонтирована на шасси автомобиля ЗИЛ-157. Одна ракета размещалась на подъемной направляющей.

Испытания ракеты «Нептун» проводились в 1949 году. Было выполнено 6 пусков. Дальность полета ракеты не превысила 32 км. Это был полный провал не только нового изделия, но и сторонников концепции однокамерного двигателя ракеты.

Помимо ракет ДРСП-1 и ДРСП НИИ-1 МСХМ аналогичные образцы разрабатывались и в КБ-2 МСХМ. Проект КБ-2 - снаряда с дальностью полета 20-25 км, предусматривал создание довольно сложного изделия с отделяемой стартовой камерой, т.е. фактически реализацию двухступенчатой схемы ракеты. Он был отвергнут в сравнении с более простым ДРСП, предложенным НИИ-1.

Также был отвергнут и комбинированный жидкостно-твердотопливный реактивный снаряд большой дальности. Работа по этому образцу велась под руководством А.Д.Надирадзе, группа которого влилась в КБ-2 в 1948 году.

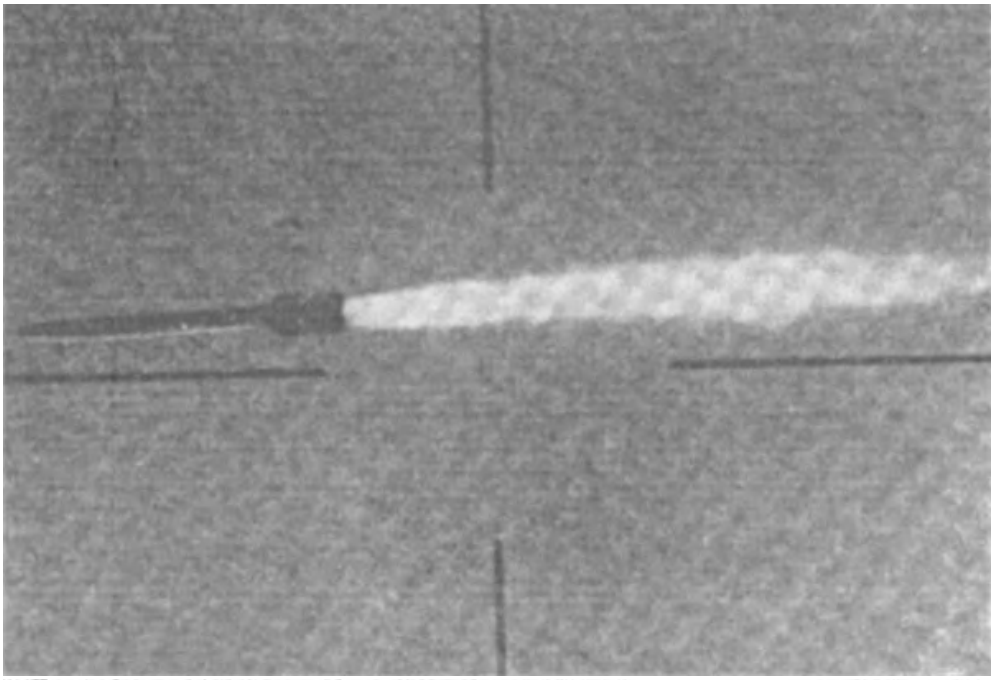


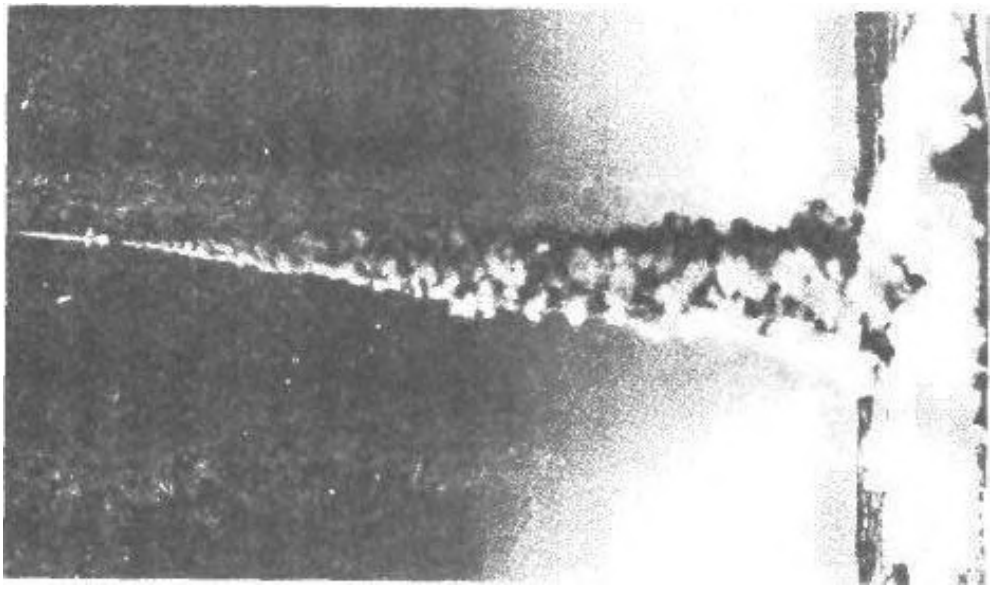
Метеорологическая ракета МР-1

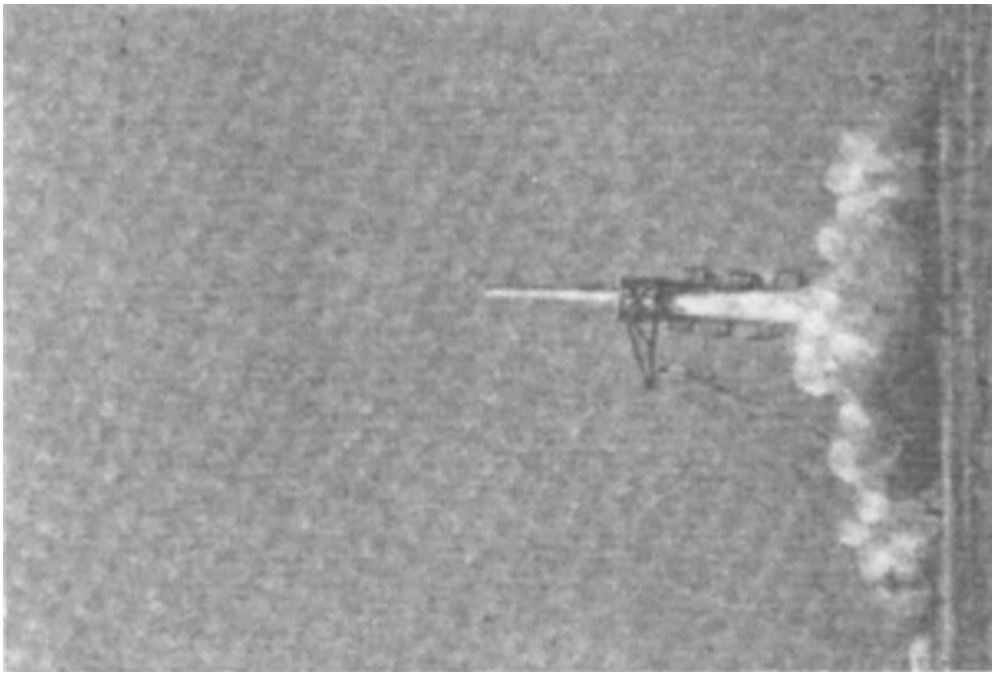
Ракета имела длину 8368 мм, диаметр корпуса 435 мм и стартовый вес – 915 кг. Она состояла из собственно ракеты и стартового ускорителя, причем ракета была жидкостная, а стартовый ускоритель - твердотопливным. Ракета прошла полигонные испытания в 1951 году. Пуски осуществлялись с неподвижной наклонной направляющей. Но для военных предпочтительнее оказался всё же полностью твердотопливный вариант.

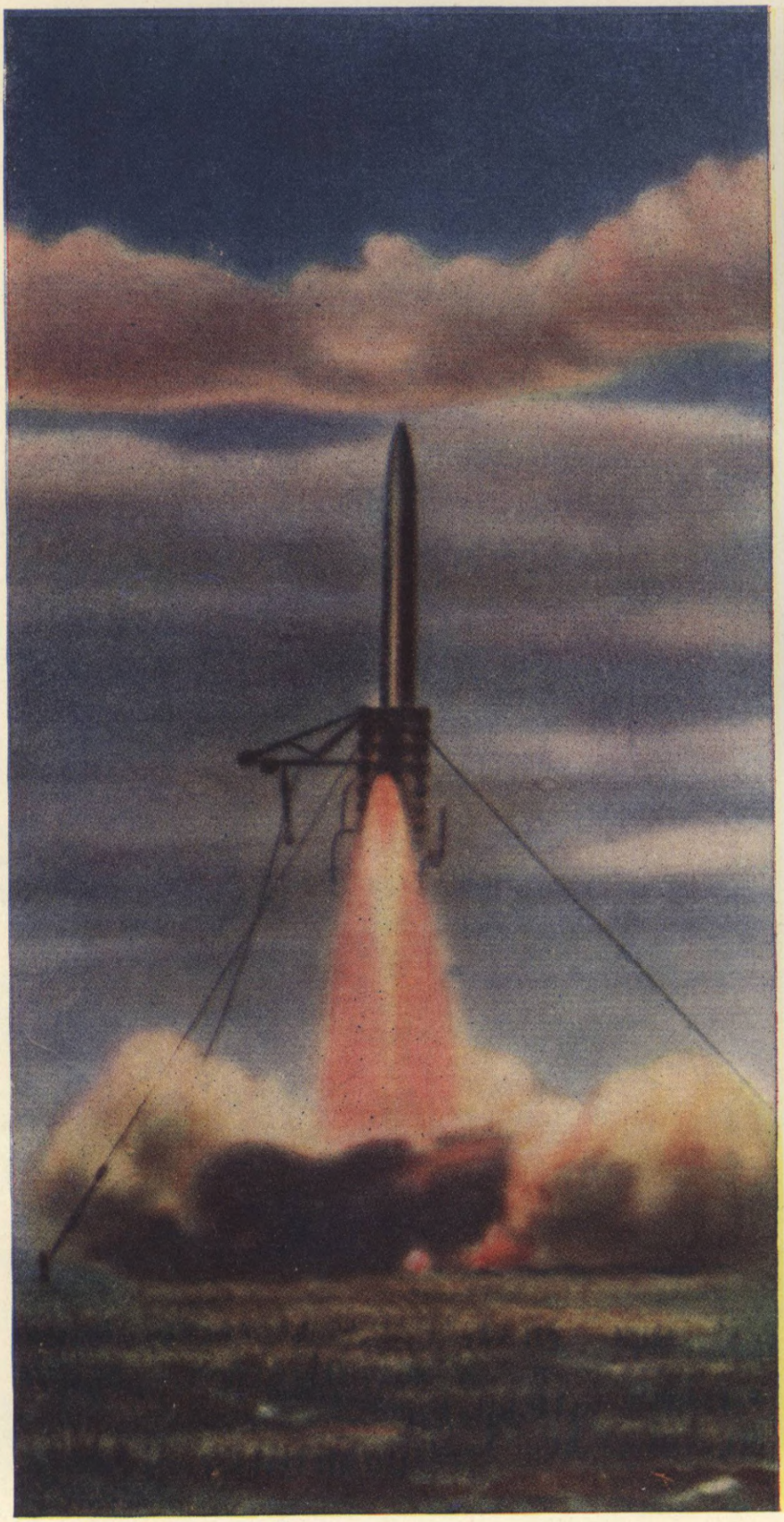
Однако работа не пропала даром, на базе ракеты А.Д. Надирадзе была создана метеорологическая ракета МР-1. С 1951 года ее стали использовать в качестве исследовательской ракеты, аналогичной американской ракете «Аэроби».

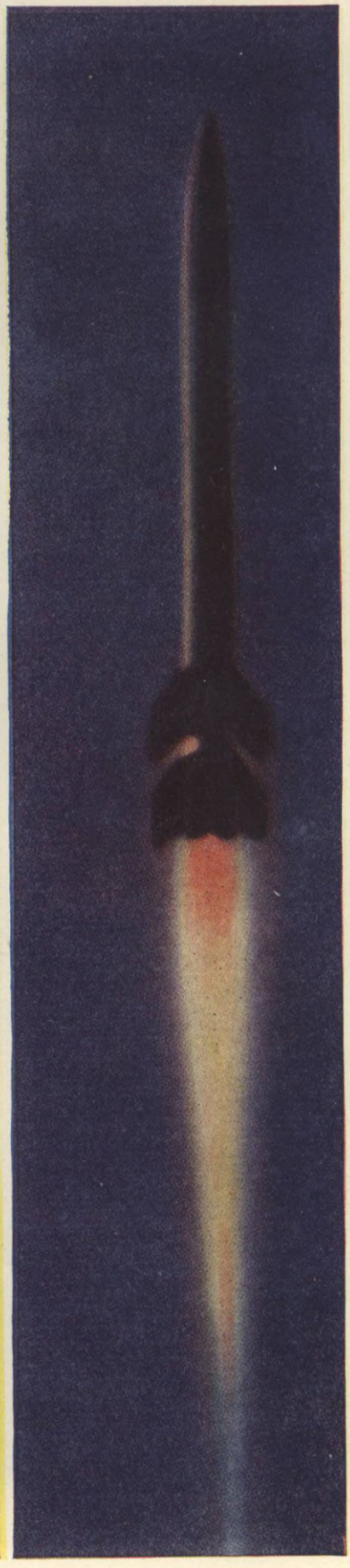
MP-1
26/3











Часть 3

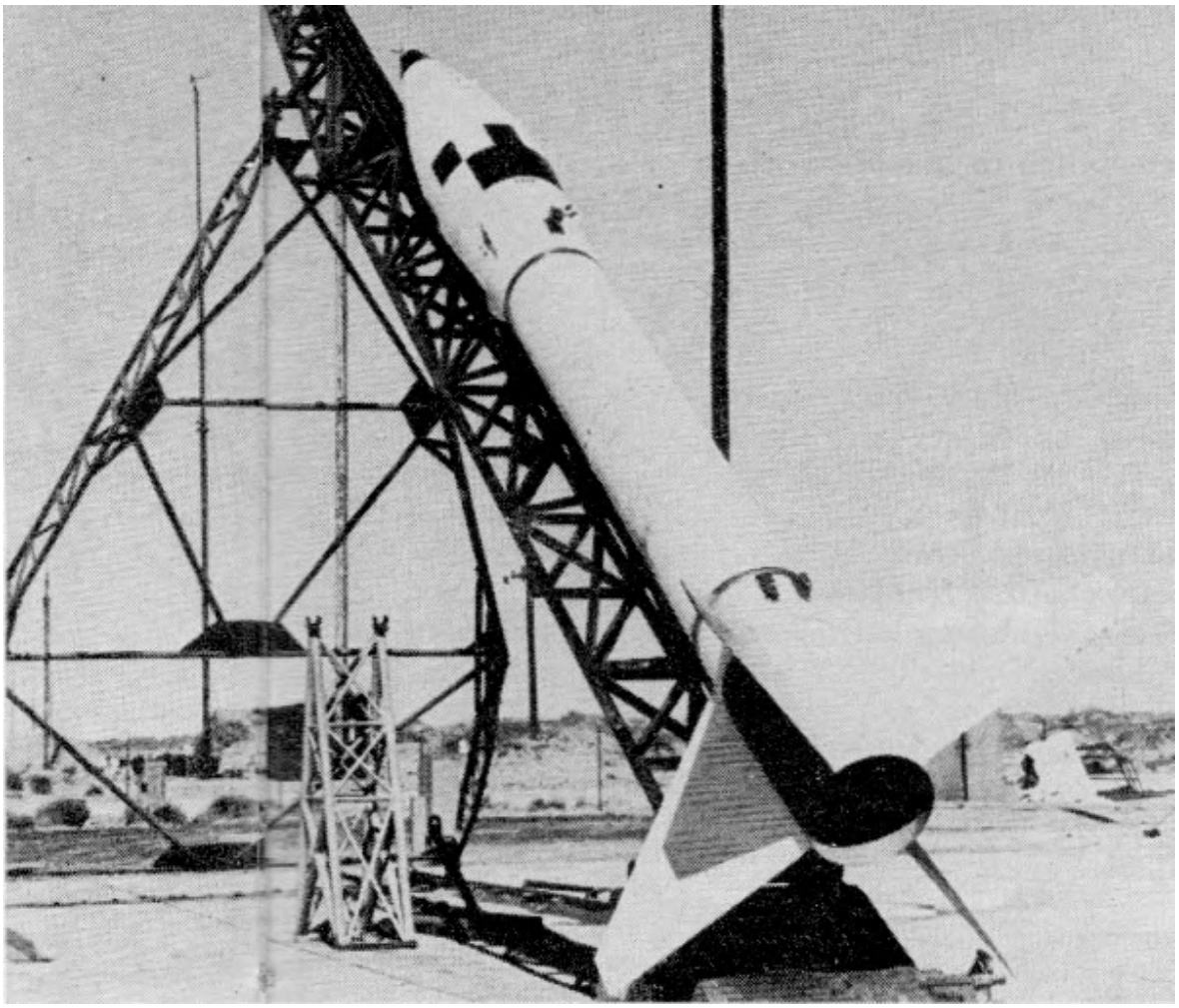
Неудача с ДРСП «Нептун» не остановила работу по созданию тактической ракеты с дальностью полета 50 км. Работы были продолжены под руководством Н.П. Мазурова, ставшего к тому времени начальником отдела №2. Новая ракета, разрабатываемая с 1949 года в рамках темы «Марс», была длиннее ракеты «Нептун». Ракета была спроектирована в короткие сроки. Проведенные испытания продемонстрировали увеличение дальности полета до 40 и более километров. Пуски проводились с новой, более совершенной, самоходной пусковой установки БР-220 разработанной в ЦНИИ-58 под руководством В.Г. Грабина. Она была смонтирована на шасси автомобиля ЯАЗ-214. Артиллерийская часть пусковой установки располагалась в кормовой части шасси автомобиля. Она включала в себя направляющую, а также подъёмно-уравновешивающий и поворотный механизмы, обеспечивающие наведение на цель.

Вместе с тем, даже возросшая дальность полета новой ракеты «Марс» по-прежнему считалась недостаточной. Попытка решить эту проблему привела к реализации двухкамерной схемы твердотопливного двигателя и другим изменениям конструкции.

Модель прототипа ТР «Марс» на пусковой установке БР-220

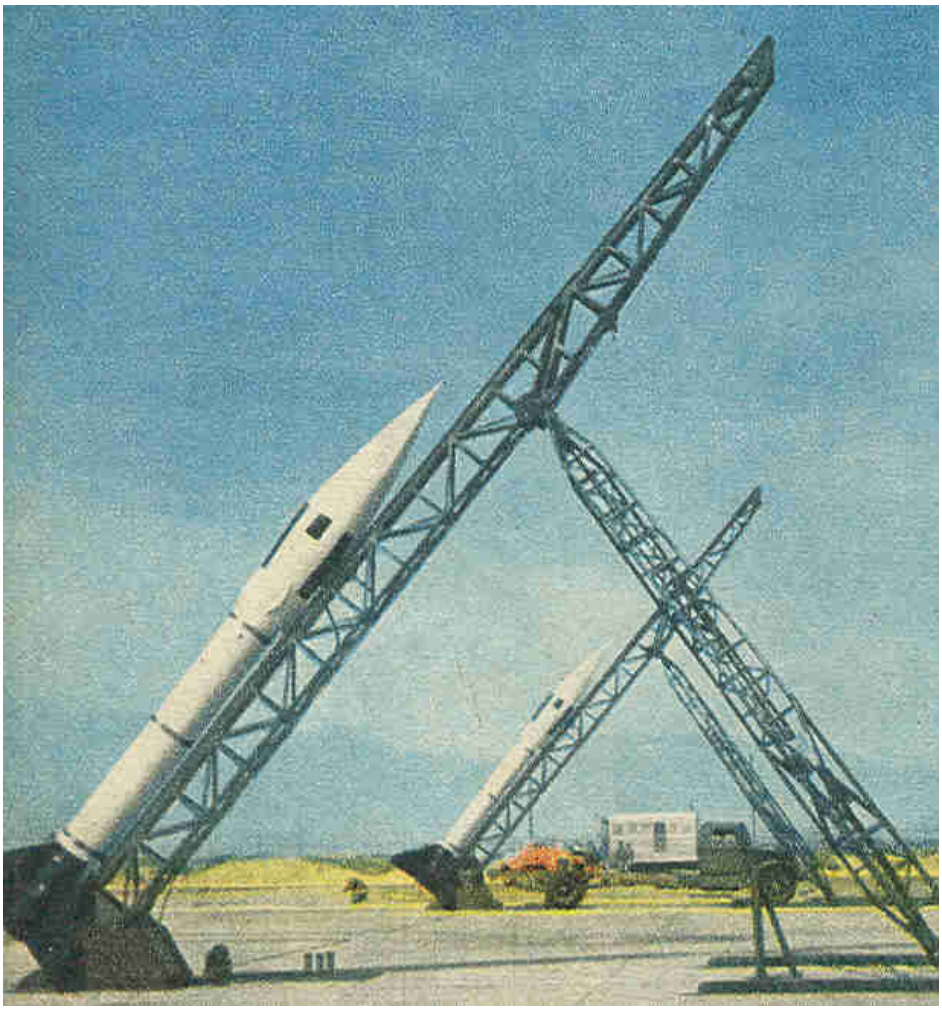
В 1952 году усовершенствованная ракета «Марс» была представлена на Государственные испытания, проходившие на полигоне Капустин Яр. Проведенные испытания продемонстрировали, что заданная дальность в 50 км была достигнута. Однако ракета, оснащенная осколочно-фугасной головной частью, при максимальной дальности полета имела радиус отклонения от цели около 2 км. Повторялась ситуация с немецкой ракетой «Рейнботе». По этой причине ракету не могли рекомендовать к принятию на вооружение, и ее разработка была прекращена. Отдел под руководством Н.П Мазурова переключился на создание новой ракеты «Луна» с малогабаритной ядерной боевой частью. Такой ядерный боеприпас разрабатывался для ствольной артиллерии большого калибра.

В это же время, для поражения целей в тактической глубине боевых порядков противника в США с 1948 г. разрабатывалась ракетная система «Онест Джон», основным компонентом которой являлась неуправляемая твердотопливная ракета с дальностью полета 25 км. Летные испытания прототипа ракеты «Онест Джон», получившего обозначение XM-31, были начаты 29 июня 1951 г. на полигоне Уайт Сендз (шт. Нью-Мексико). Всего было проведено 24 испытательных пуска.



Летные испытания прототипа ракеты «Онест Джон»

Летные испытания прототипа ракеты «Онест Джон»



No. 10 in a new series:

This "Big Stick" stops trouble before it starts

So powerful that it revises infantry strategy, the Douglas *Honest John* is an artillery rocket of tremendous destructive force and deadly accuracy.

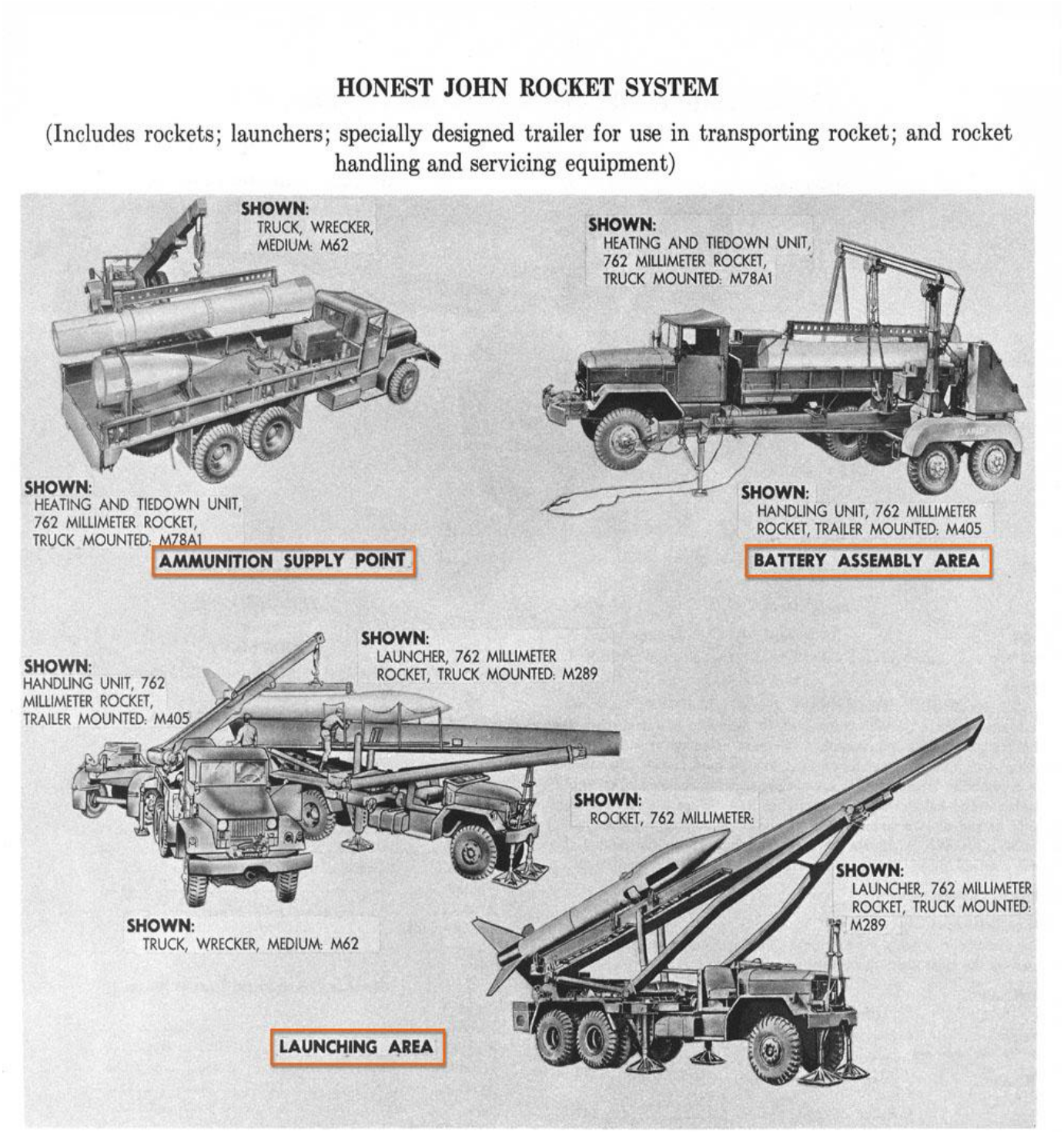
Designed and built by Douglas Aircraft, Honest John moves into position on its own launching truck. This free-flight missile can carry the heaviest high explosive charge, or an atomic warhead in weather that grounds tactical air cover. Its very existence deters an enemy from massing for effective ground attack.

HONEST JOHN puts a mobile atomic weapon up front with the infantry

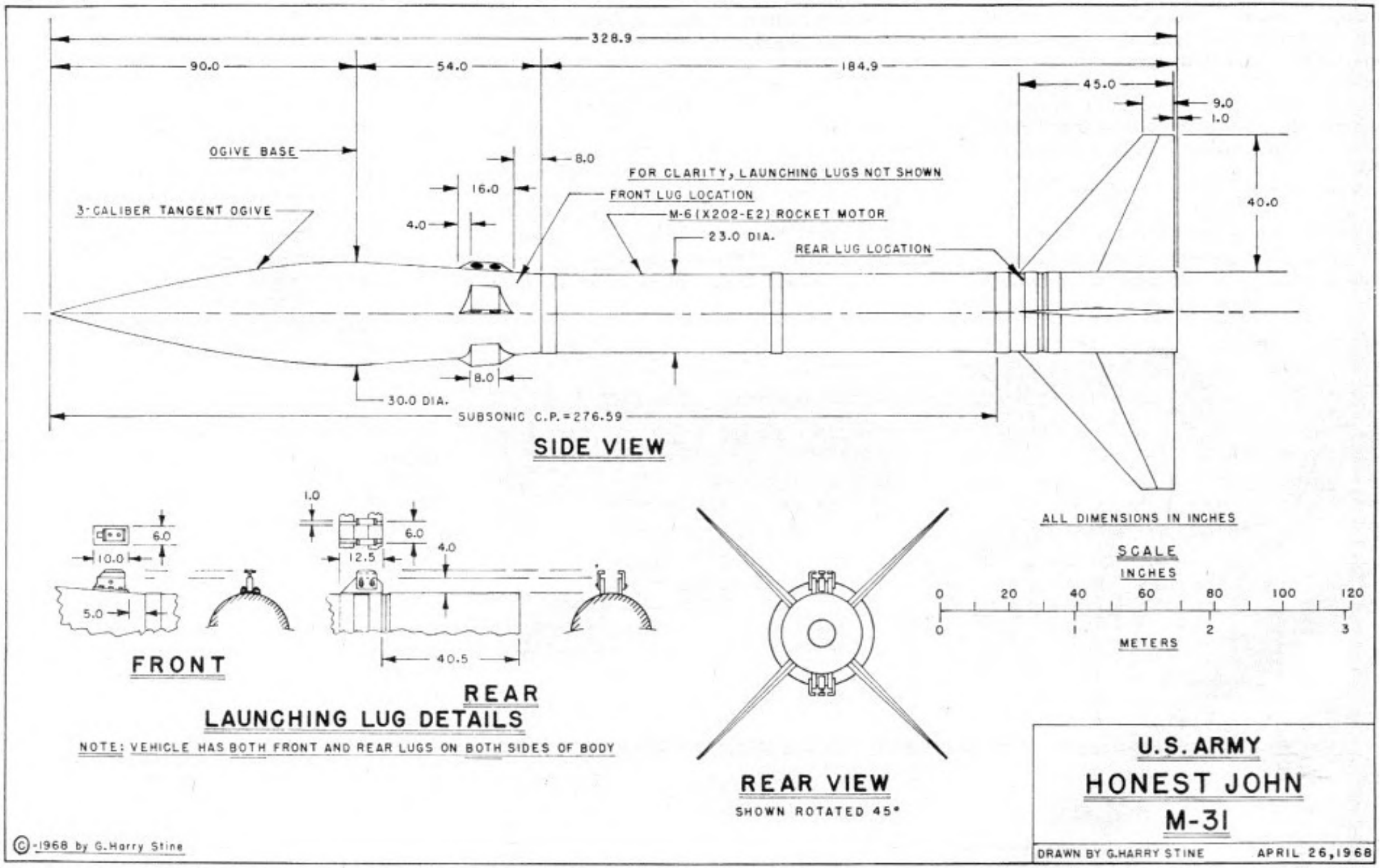
Development of Honest John by Douglas engineers fills a vital infantry need and provides new muscle for our armed forces. But the basic strength of any defense depends on people. Find out what an important future there is for *you* in U. S. Army service.

Depend on **DOUGLAS** First in Aviation

В 1953 г. ракетную систему М-31 «Онест Джон» приняли на вооружение и запустили в серийное производство. В состав системы входили: ракета М-31, самоходная пусковая установка М289, автомашина с подъемным краном М62 и прицеп с балкой М405.



Ракетный комплекс «Онест Джон»


328.9
90.0
54.0
184.9
45.0
9.0
1.0
OGIVE BASE
8.0
FOR CLARITY, LAUNCHING LUGS NOT SHOWN
16.0
FRONT LUG LOCATION
3-CALIBER TANGENT OGIVE
M-6 (X202-E2) ROCKET MOTOR
4.0
23.0 DIA.
REAR LUG LOCATION
40.0
8.0
30.0 DIA.
SUBSONIC C.P. = 276.59
SIDE VIEW
1.0
6.0
10.0
6.0
12.5
4.0
5.0
40.5
FRONT
REAR
LAUNCHING LUG DETAILS
NOTE: VEHICLE HAS BOTH FRONT AND REAR LUGS ON BOTH SIDES OF BODY
REAR VIEW
SHOWN ROTATED 45°
ALL DIMENSIONS IN INCHES
SCALE
INCHES
0 20 40 60 80 100 120
0 1 2 3
METERS
U.S. ARMY
HONEST JOHN
M-31
DRAWN BY G.HARRY STINE
APRIL 26, 1968
© -1968 by G.Harry Stine

Ракета М-31 состоит из головной части со взрывателем, реактивной камеры с соплом, порохового заряда, четырех крестообразных стабилизаторов и стабилизирующих реактивных двигателей.

Стартовый вес ракеты 2640 кг, длина 8,3 м, диаметр корпуса 0,58 м, максимальный диаметр головной части 0,762 м, размах оперения 2,77 м. Вес боевой части до 800 кг. Дальность стрельбы от 9 до 20 км (на модификации М-31А2 принятой на вооружение в 1958 г. дальность была увеличена до 27,5 км). Вероятное отклонение от цели по советским разведывательным данным составляло по дальности 1/185, боковое 1/140, а по американским данным КВО составляло 185 м. Максимальная высота траектории полета ракеты равнялась 9,1 км, максимальная скорость 517–600 м/с (2,3 М).

Твердотопливный двигатель ракеты был разработан фирмой «Геркулес». Масса топлива 970 кг. Время работы 4,6 сек. Воспламенение производилось электрозапалом. Стабилизация ракеты М-31 в полете обеспечивалась применением оперения. Для компенсации неравномерности тяги двигателя в полете ракета вращалась со скоростью до 400 об/мин, вначале за счет восьми малых тангенциально расположенных реактивных двигателей, а по окончании их работы за счет угла установки стабилизаторов. Поскольку все пороха горят с различной скоростью, во многом зависящей от температуры окружающего воздуха, результаты запусков неуправляемых ракет по дальности при различной температуре окружающей среды не совсем одинаковы. Чтобы в определенной мере снизить температурное влияние окружающего воздуха на дальность стрельбы, ракета «Онест Джон» снабжалась специальными термоэлектрическими чехлами. В условиях низких температур эти чехлы поддерживали оптимальную температуру порохового заряда. Подобно всем оперенным ракетам, эта ракета также была в полете подвержена воздействию ветра и уступала в точности обыкновенному артиллерийскому снаряду, но, поскольку данная ракета была оснащена ядерной боеголовкой, то считалось, что некоторой погрешностью можно пренебречь.

Основным боевым снаряжением ракеты был ядерный боеприпас. Для нее был разработан ЯБП W-7 весом 800 кг и мощностью 15-20 кт.

Помимо ядерных боевых частей ракета «Онест Джон» могла быть оснащена химическими боевыми частями М190. Масса М190 составляла 570 кг, масса отравляющего вещества (ОВ) нервно-паралитического действия типа «зарин» — 217 кг, площадь поражения 110 гектаров. Имелась и фугасная боевая часть, но из-за невысокой точности ракет использование ее было ограничено.

S.ARMY
U.S. ARMY

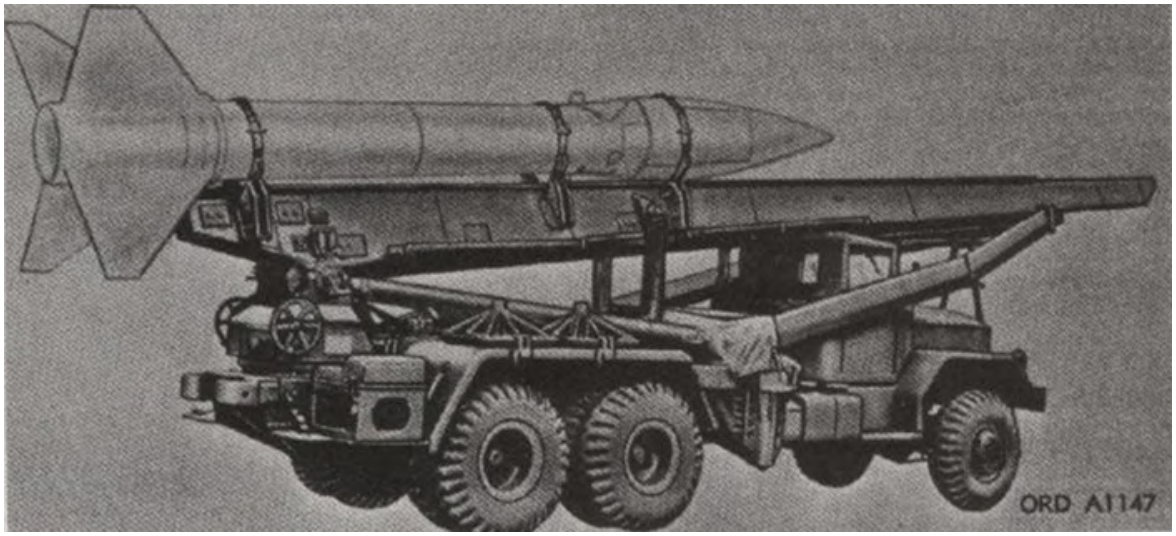
Ракета М31 в полете

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ М31 «Онест Джон»

Максимальный диаметр корпуса ракеты, мм	580
Длина ракеты, мм	8300
Стартовая масса ракеты, кг	2640
Масса головной части максимальная, кг	800
Виды снаряжения	ядерная, фугасная, химическая
Мощность ЯБЧ, кт	20
Дальность стрельбы, км	9-20 (27,5)

Модификация ракеты М31 – М31А2 с увеличенной дальностью полета до 27,5 км

Испытательный пуск ракеты М31А2



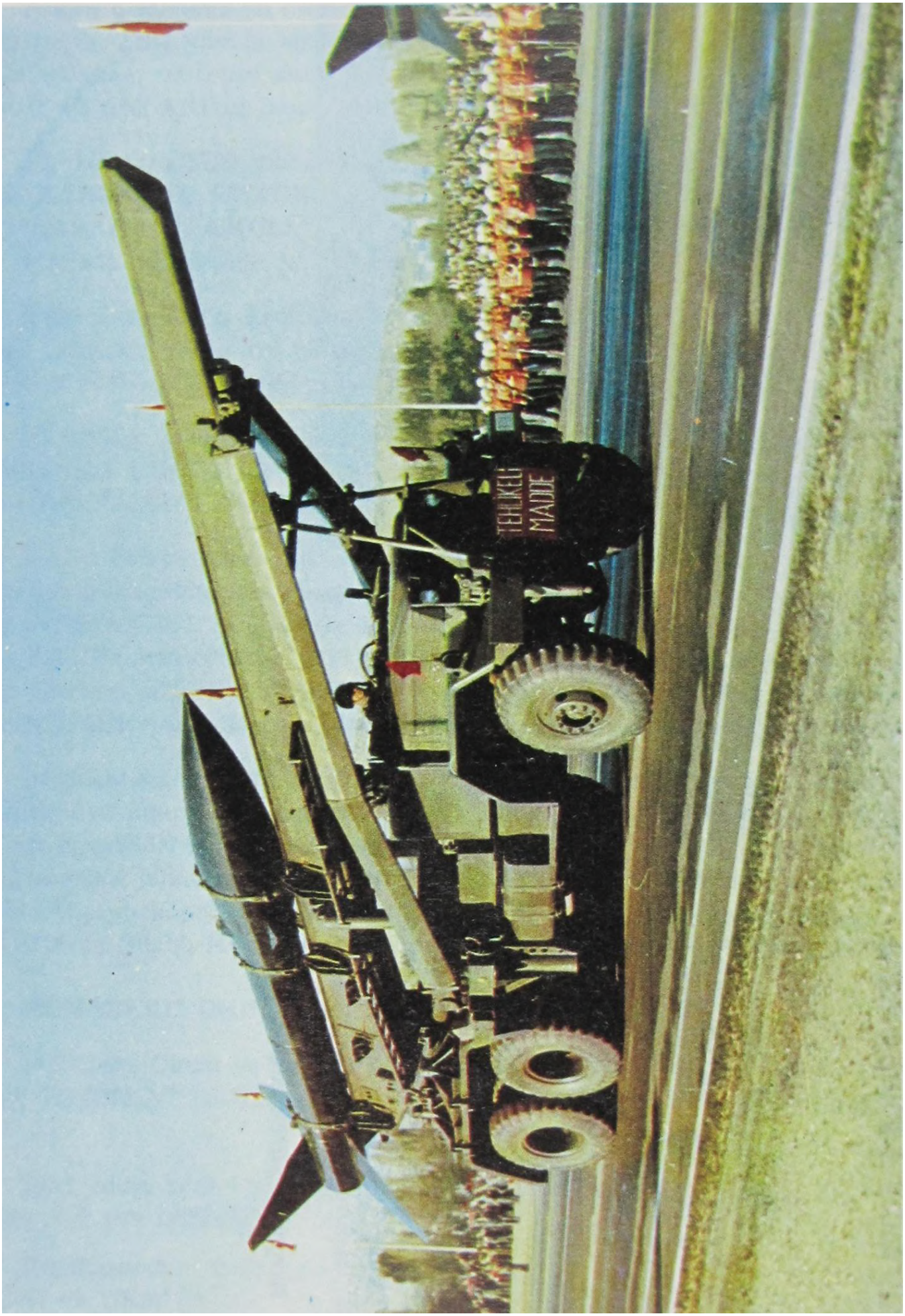
Самоходная пусковая установка M289 в походном положении

Ракета перевозилась и запускалась с боевой машины M289, смонтированной на трехосном автомобиле M139F грузоподъемностью 5 т, обладающем высокой проходимостью по пересеченной местности и достаточной скоростью движения. СПУ имела одну направляющую балку длиной 12 м, подъемно-управляющий и поворотный механизмы, опорные домкраты и специальное электрооборудование.

Наведение установки на цель осуществлялось с помощью поворотного и подъемно-уравновешивающего механизмов, а также специального оптического прицела. Максимальный угол возвышения направляющей балки 60°, угол горизонтальной наводки ±15.

Боевой расчет стартовой установки состоит из одного офицера и 5 рядовых.

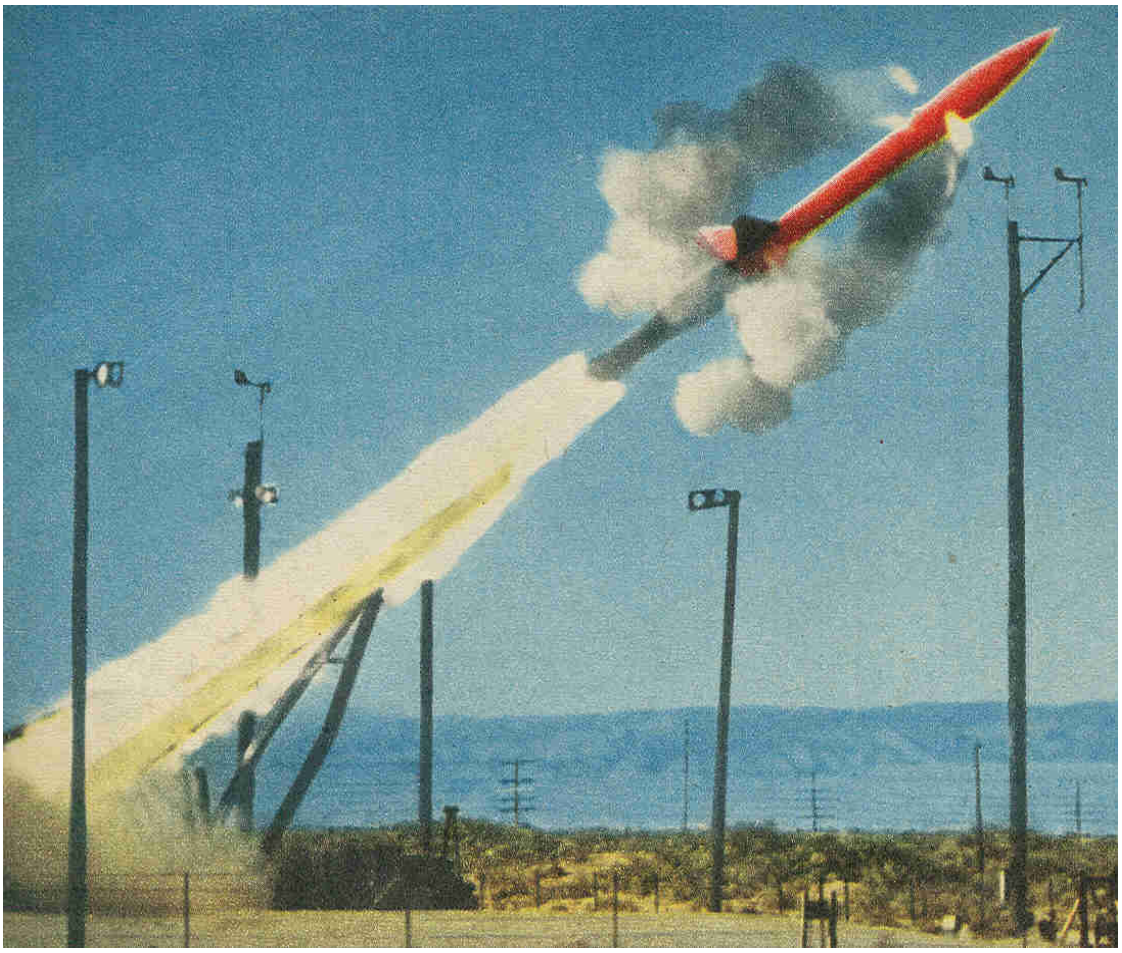
Пуск ракеты M31 с пусковой установки M289


TEHLIKELI
MADDE

Самоходная пусковая установка M289

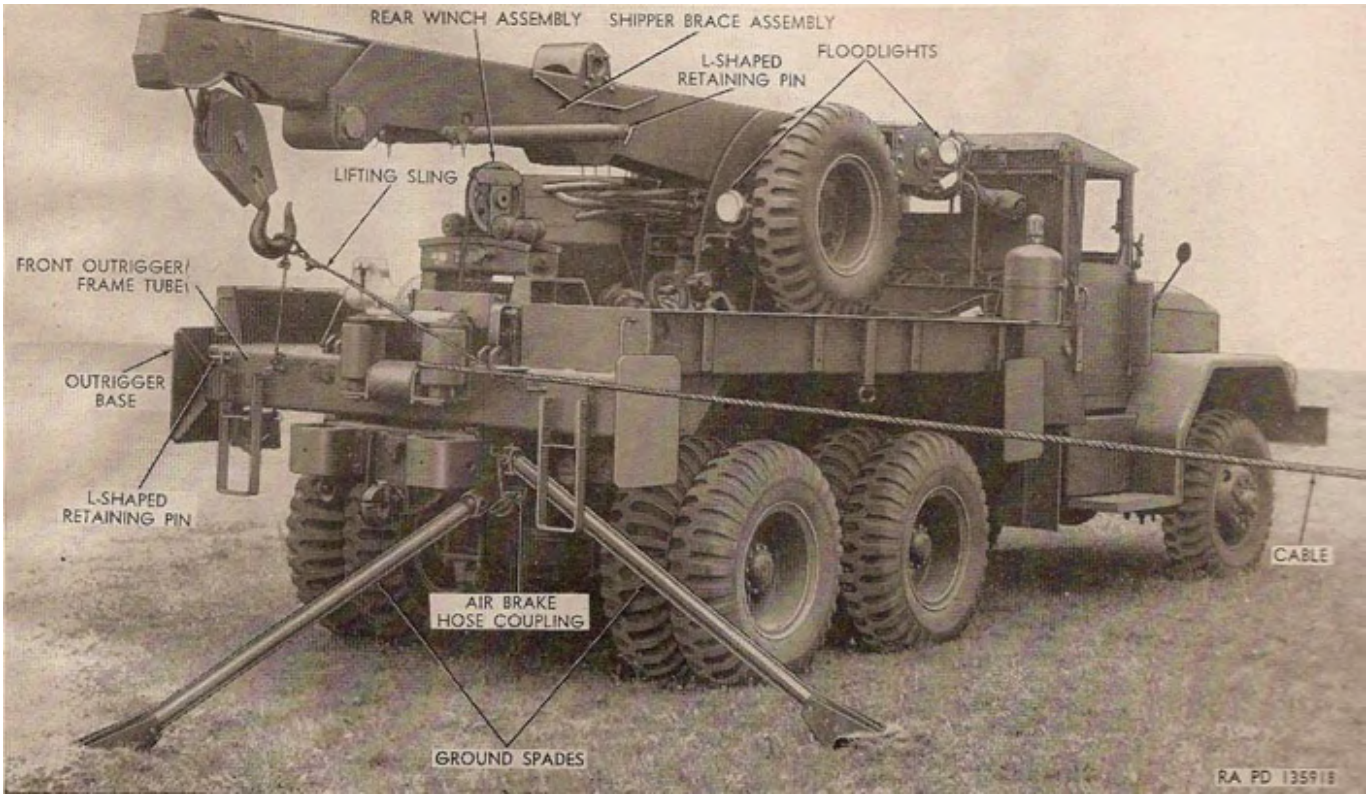
U.S. ARMY

Самоходная пусковая установка M289



Для транспортировки на большие расстояния ракета разбиралась на три отдельные части, помещавшиеся в контейнеры (боеголовка, пороховой двигатель и плоскости стабилизатора). Прицеп М405 предназначался для транспортировки ракеты до технической позиции, находящейся на незначительном расстоянии от стартовой позиции. Буксировка прицепа осуществлялась автомобильным краном типа М62.

На технической позиции ракета с помощью автокрана и крановой балки перегружалась на пусковую установку, после чего к ракете присоединялась боевая часть, стабилизаторы и производилась транспортировка ракеты на стартовую позицию. На сборку затрачивалось 20–30 минут.



Подвижный кран М62 для погрузки ракет «Онест Джон»

Для поддержания необходимой температуры порохового заряда применялся специальный чехол с электрообогревом и автоматической регулировкой температуры. Чехол снимался непосредственно перед пуском ракеты.

Самоходная пусковая установка M386

В 1958 г. в состав комплекса «Онест Джон» была принята новая пусковая установка M386 имеющая ряд преимуществ по сравнению с M289. В частности, длина направляющей балки, которая в походном положении могла складываться, была уменьшена до 10 м.

Габариты боевой машины M386: длина 9880 мм, ширина 2900 мм, высота 2670 мм. Вес боевой машины 16,4 т. Максимальный угол возвышения направляющей составлял 70°, угол горизонтального обстрела ±15°. Заряжание пусковой установки ручное, время заряжания — не менее 30 минут.

Пусковая установка M386

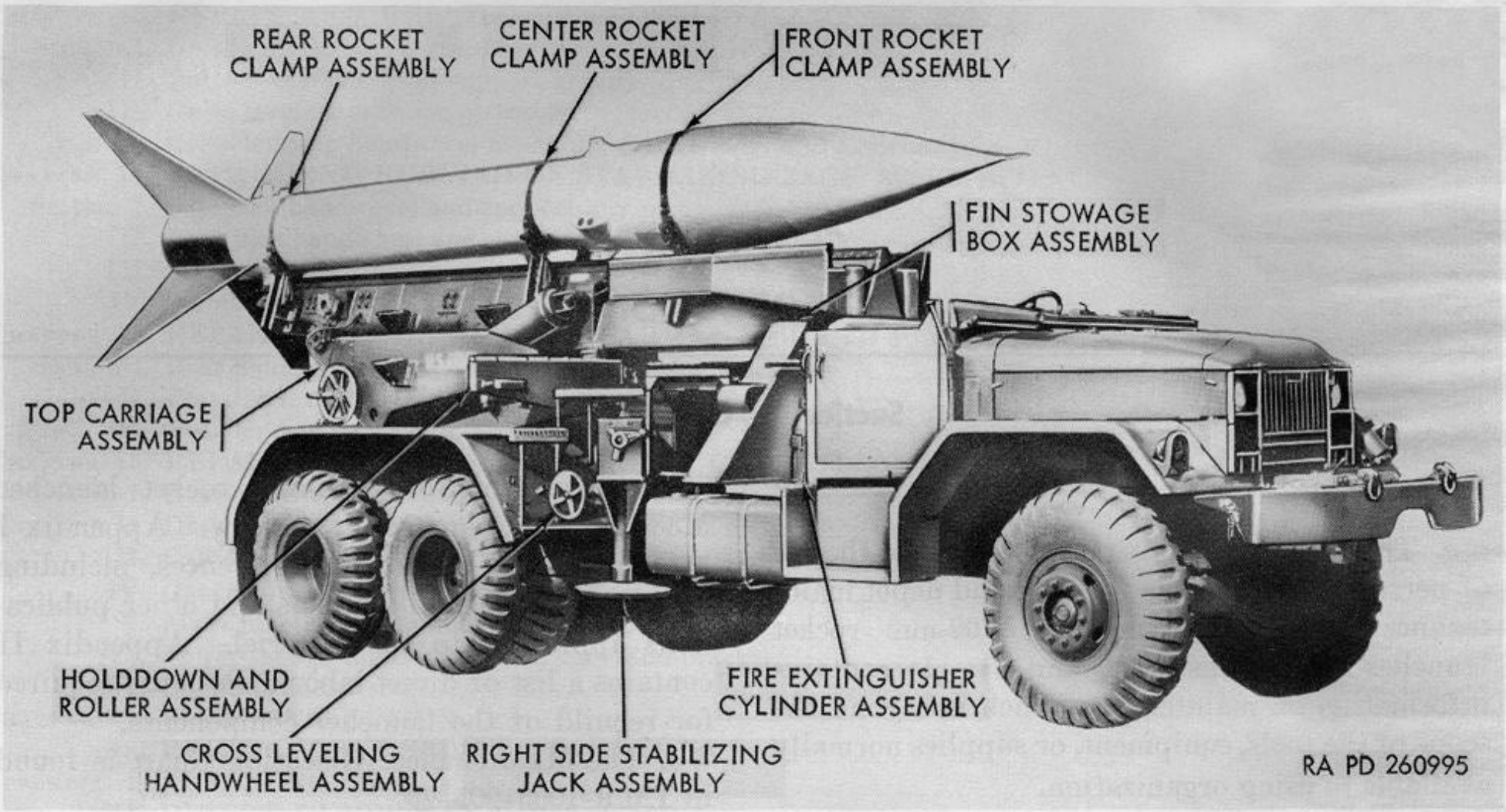


Figure 2. Truck-mounted 762-mm rocket launcher M386 in traveling position—right front view.

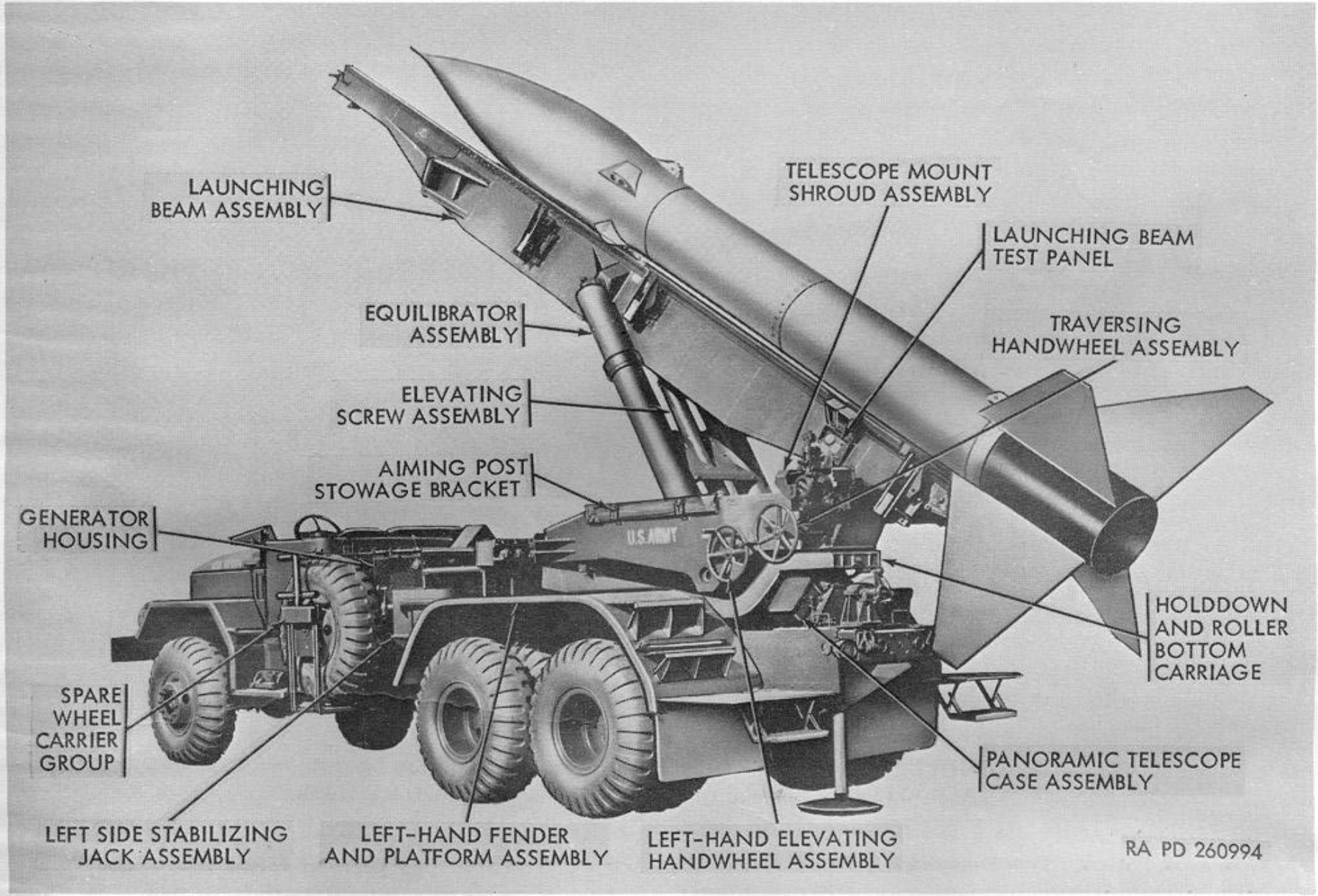


Figure 1. Truck-mounted 762-mm rocket launcher M386 in firing position—left rear view.

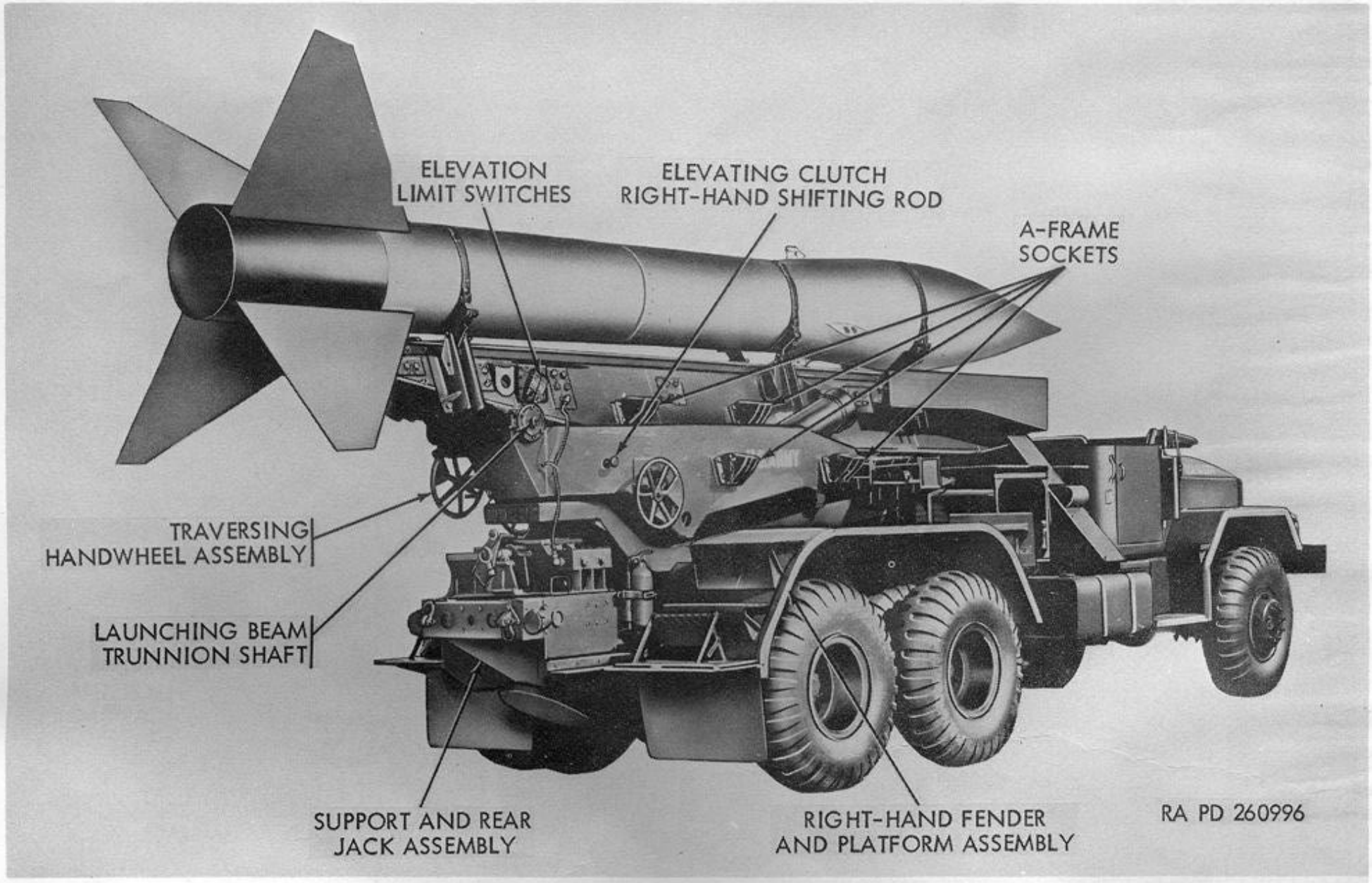


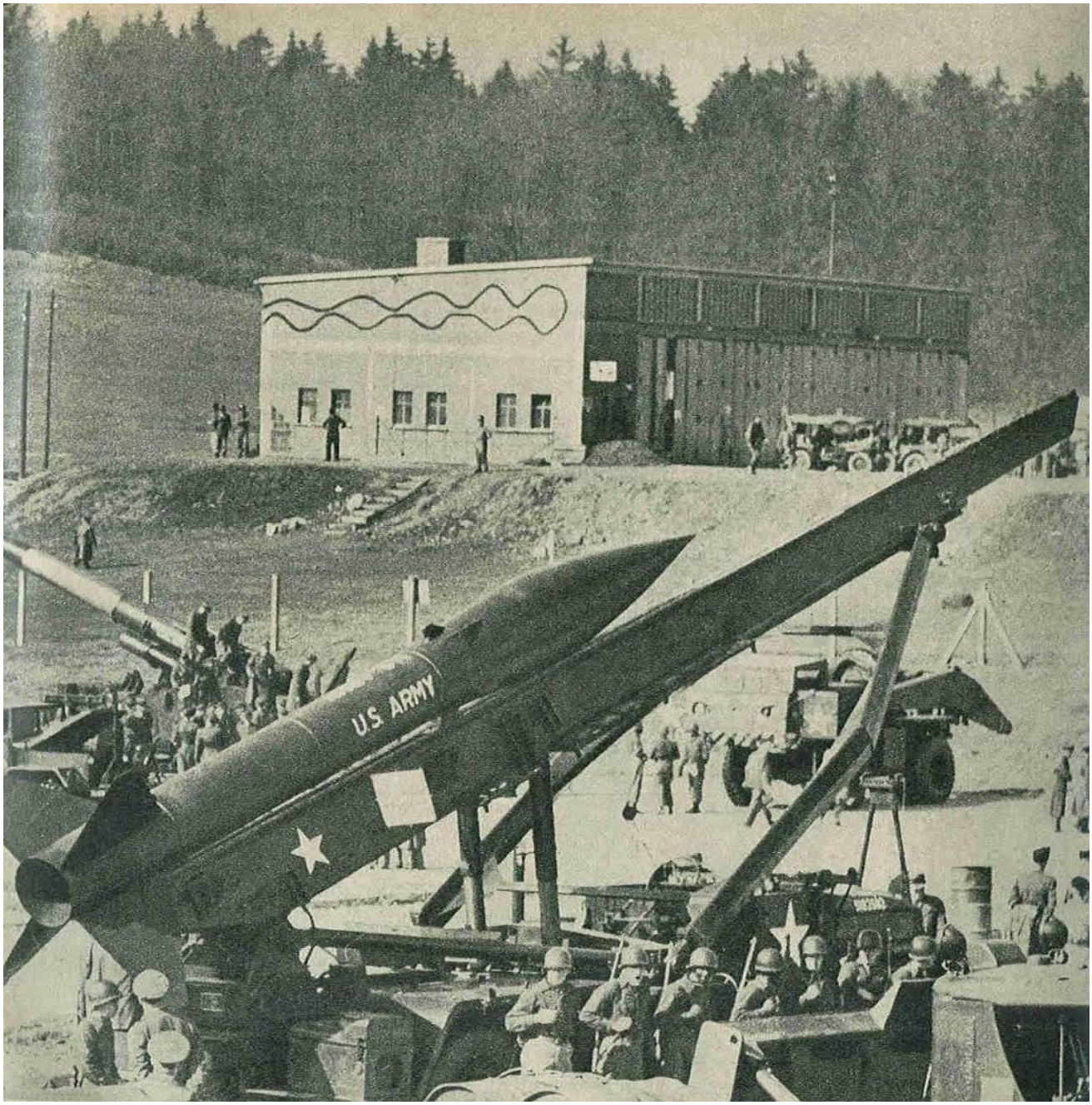
Figure 3. Truck-mounted 762-mm rocket launcher M386 in traveling position—right rear view.

Пусковая установка M386

Для повышения тактической мобильности дивизионов «Онест Джон» были также разработаны буксируемые пусковые установки, которые можно перевозить в грузовых кабинах транспортных самолетов. Был также разработан и вертолетный вариант транспортировки комплекса: РК монтировался под фюзеляжем транспортного вертолета Н-37 и назывался М-33 «Чоппер Джон».

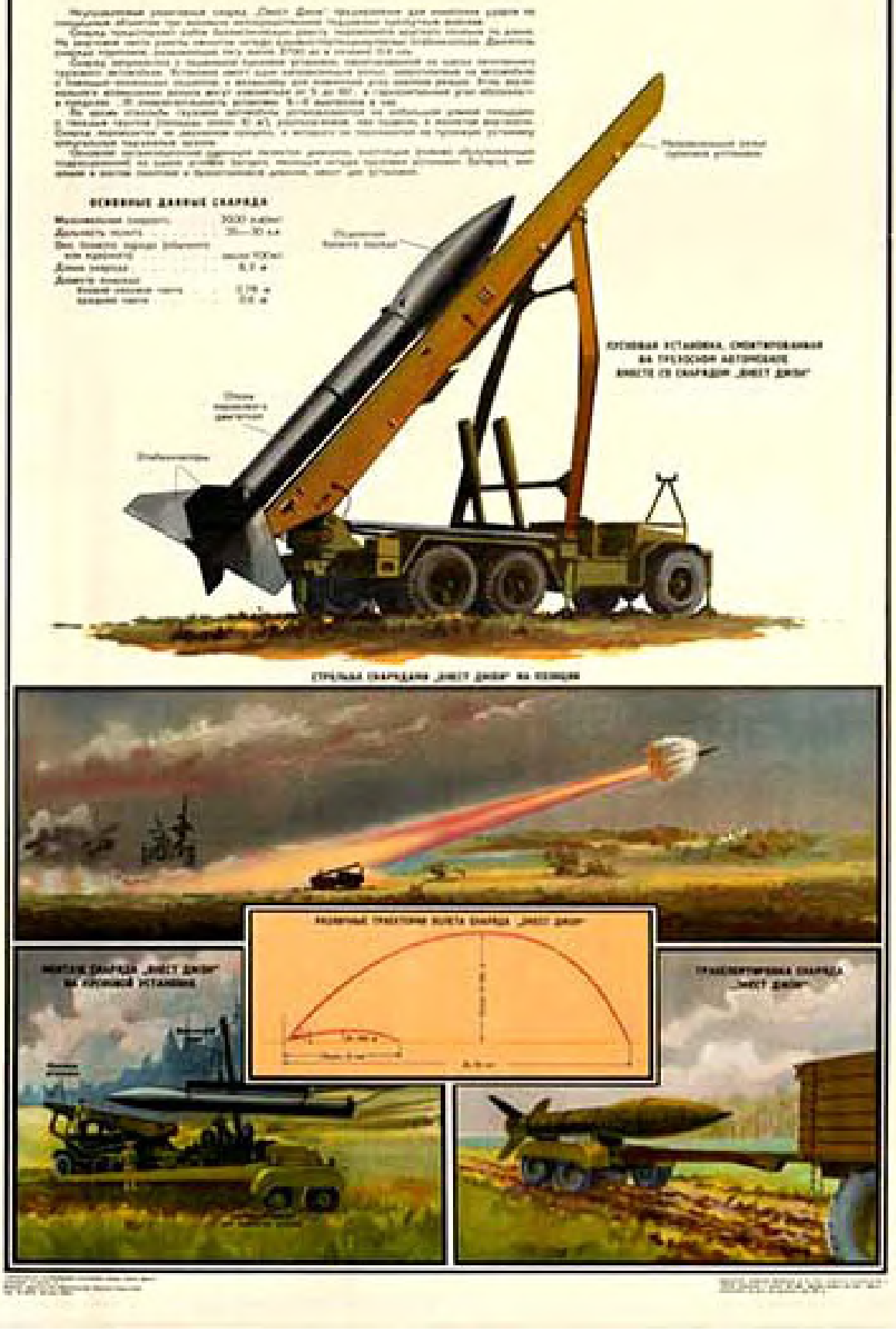
Для повышения живучести подразделений РК «Онест Джон» американские наставления предписывали размещать их сразу в нескольких районах, создавая, помимо основных, запасные и дополнительные огневые позиции. Оборудовать и занимать их рекомендовалось в темное время суток, а днем - в условиях плохой видимости. Поскольку при стрельбе имело место большое рассеивание ракет, применение их по объектам, расположенным вблизи от своего переднего края, исключалось.

Принятая на вооружение в 1953 году ракета М-31 «Онест Джон» была первым в мире серийным образцом тактического ядерного оружия, предназначенного для вооружения сухопутных войск. В 1954 году ракеты начали поступать в ракетные дивизионы, сформированные в механизированных и бронетанковых дивизиях армии США, дислоцированных в Западной Европе. Дивизион ракет «Онест Джон» состоял из двух батарей. Каждая батарея имела 4 пусковые установки (два огневых взвода из двух ПУ). Первые 8 дивизионов были сформированы к 1 июня 1954 года. Несколько таких дивизионов были объединены в ракетную бригаду, дислоцировавшуюся в Италии.



АМЕРИКАНСКИЙ НЕУПРАВЛЯЕМЫЙ СНАРЯД „ОНЕСТ ДЖОН"

(КЛАССА „ЗЕМЛЯ–ЗЕМЛЯ")

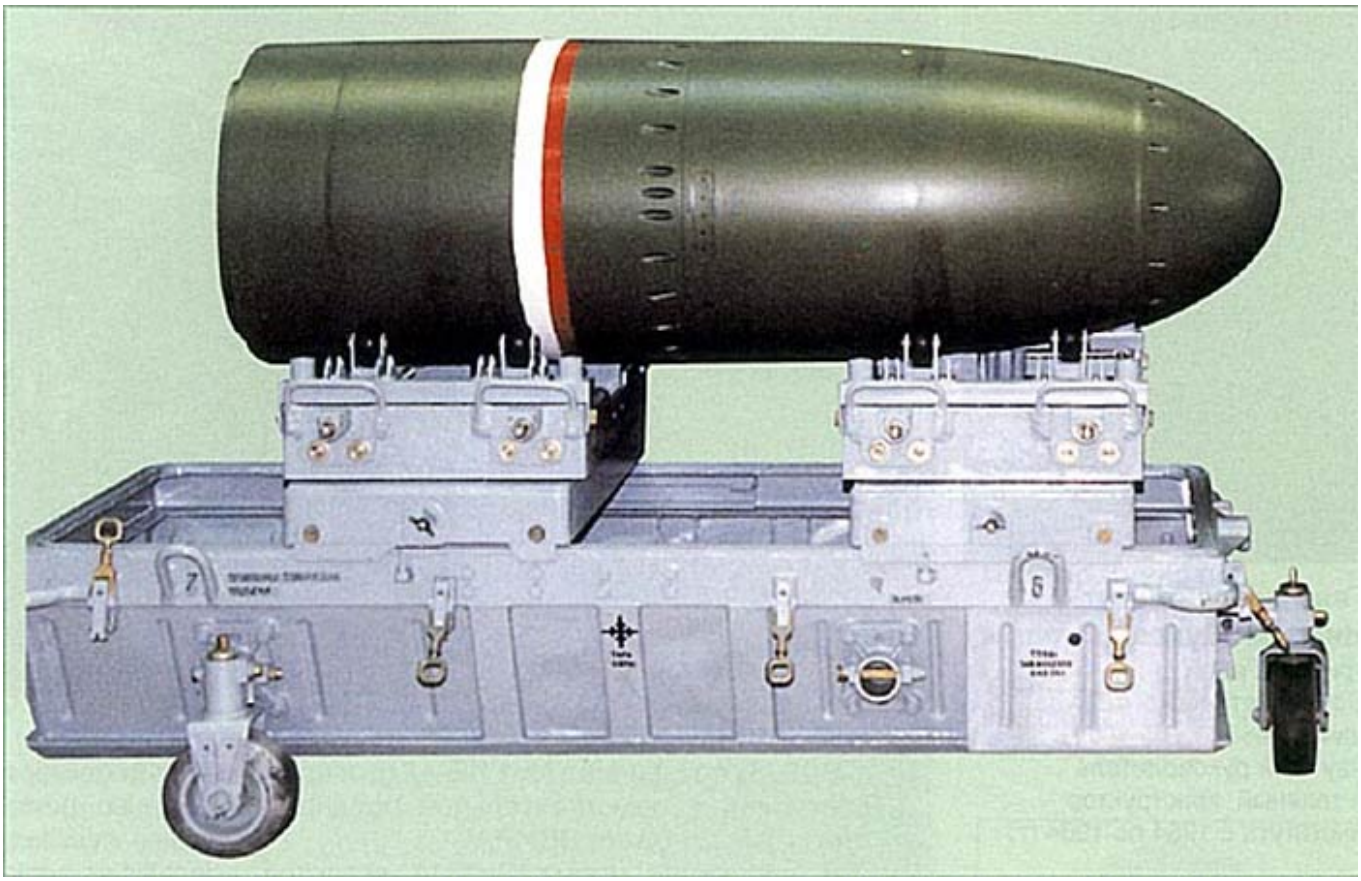


Появление тактического ядерного оружия в войсках США вызвало большую обеспокоенность у военного и политического руководства СССР. Американская армия получила возможность наносить ядерные удары силами корпусов, дивизий, полков и даже батальонов. Это в корне меняло сложившуюся расстановку сил на Европейском (и не только) театре военных действий. Срочно требовался адекватный ответ советской стороны. Военные и конструкторы стали искать выход из создавшейся ситуации. И он был найден.

В качестве тактического ядерного заряда был выбран образец РДС-9. Этот малогабаритный спецбоеприпас разрабатывался Министерством среднего машиностроения СССР с 1953 года. Он создавался для оснащения перспективной парогазовой торпеды Т-5 калибра 533 мм (головная организация-разработчик - НИИ-400 Минсудпрома СССР (ныне ЦНИИ «Гидроприбор»), директор института - А.М. Борушко, главный конструктор торпеды - Г.И. Портнов). Торпеды предназначались, прежде, всего, для вооружения новой атомной торпедной подводной лодки проекта 627 «Кит», но конструировались в расчете для применения любыми советскими ПЛ, вооруженными ТА калибра 533 мм.

Торпеда Т-5

Создание ЯБП для торпеды было поручено КБ-11 Министерства среднего машиностроения, расположенному в г. Арзамас-16 (ныне РФЯЦ-ВНИИЭФ, г. Саров Нижегородской области), где этими работами руководил Ю.Б. Харитон (создание боезаряда). В состав атомного боеприпаса торпеды, кроме заряда, входили автоматика и корпус. Создание автоматики боевого зарядного отделения торпеды Т-5 поручили организованному в 1954 г. Московскому филиалу № 1 КБ-11 (с 1956 г. - КБ-25, ныне ВНИИА им. Н.Л. Духова), где общее руководство работами осуществлял Н.Л. Духов. Эта же научно-конструкторская организация отвечала и за всю боевую часть в целом. Газодинамическая особенность заряда РДС-9 состояла в том, что впервые применялась схема с уменьшенным числом точек инициирования



Головная часть торпеды Т-5 с ядерным зарядом РДС-9 на спецтележке

В 1954 году заряд РДС-9 был в целом создан. Расчетная мощность взрыва равнялась 10 кт. В отличие от предыдущих разработок, проектантам необходимо было существенно снизить общий диаметр боеприпаса для того, чтобы стало возможным «вписать» новый ЯБП в диаметр головной части разрабатываемой торпеды. Конструктивное решение проблемы заключалось в уменьшении диаметра, а следовательно и массы обычного обжимающего взрывчатого вещества (ВВ), что приводило к снижению массы заряда. Это потребовало кардинального изменения конструкции и приближении корпуса заряда к внутренней поверхности корпуса

НЕ БАЛУЙ!
ВЕЛИКАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ ВОЙНА 1941 - 1945
СССР
АТОМНАЯ БОМБА

боевого отсека торпеды. В целом подход к конструкции заряда остался таким же, как и у прежних зарядов серии РДС, однако в качестве ВВ был применен более мощный по сравнению с ТГ 50/50 (смесь тротила с гексогеном в соотношении 1:1) состав с другим соотношением составляющих элементов.

В качестве носителя тактического ядерного заряда была выбрана отклоненная ранее неуправляемая твердотопливная ракета «Марс» конструкции НИИ-1. Уже 21 августа 1954 года на полигоне Капустин Яр состоялся первый пуск ракеты с массово-габаритным макетом ядерной головной части. Дальность полета ракеты сократилась с 50 до 20 км.

Совместным постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 26 августа 1954 года № 1745-793 НИИ-1 МОП была поручена приоритетная работа - создание порохового реактивного снаряда 3Р1 комплекса «Марс» с надкалиберной ядерной головной частью с дальностью полета 20 км и обеспечением кучности по дальности 1/100 м и по направлению 1/90 м.

Главный конструктор неуправляемых твердотопливных ракет
Николай Петрович Мазуров

Ракета 3Р1 «Марс» создавалась с учетом имевшегося уровня науки, техники и технологии. Ракета была выполнена по конструктивной схеме, весьма схожей со схемой реактивного снаряда М-13-ДД. Двигательная установка имела двухкамерную схему с истечением продуктов сгорания через расположенные по окружности периферийные сопла обеих камер и через центральное сопло задней камеры. Топливо, применявшееся в обеих камерах - порох НФМ-2. Заряды топлива разработаны НИИ-125 (г. Люберцы, позже - ФЦДТ «Союз»). Основные детали корпуса двигателя, такие как камера, дно, переходной конус, сопловой блок, изготавливались из крупногабаритных паковок и трубных заготовок методом механической обработки. Для этого использовались высококачественные стали, освоенные к тому времени промышленностью СССР Обеспечение стабильности полета на траектории достигалось за счет проворота ракеты, который обеспечивался 12 косонаправленнными соплами.

Во время испытаний обнаружилось конструктивная слабость затупленной торпедной головной части, не рассчитанной на полеты со сверхзвуковыми

скоростями. Диаметр головной части пришлось увеличить с 533 мм до 615 мм и сменить ее сферическую форму на коническую. Ядерный заряд располагался внутри толстостенной оболочки ГЧ с большими зазорами. Это диктовалось наличием не только бесконтактного взрывателя, но и контактного. Такая схема дублирования метода подрыва ядерного заряда являлась стандартной и гарантировала его срабатывание в любых условиях. Позднее, по результатам дальнейшей отработки заряда, вес головной части 3Р1 возрос, соответственно увеличился и стартовый вес ракеты - с 1550 до 1754 кг. Поскольку конструкцию ранее отработанного двигателя решили не менять, то дальность полета снизилась до 18 км. Все пуски проводились с нештатной пусковой установки С-121 конструкции ЦНИИ-58 В.Г. Грабина на полигоне Капустин Яр. Проведенные проектные расчеты и пуски ракет с инертной головной частью подтвердили достижимость величин дальности и точности в боковом направлении, практически соответствующих требуемым, а разбросы по дальности оказались почти вдвое меньше заданных.

Казалось, что в создании «атомной ракеты» ничто не предвещает неожиданностей и вскоре она поступит на вооружение Сухопутных войск. Первое испытание заряда РДС-9 состоялось 19 октября 1954 года на Семипалатинском полигоне под руководством министра среднего машиностроения В.А. Малышева. Комиссию возглавлял И.В. Курчатов, в нее входили А.С. Александров, Ю.Б. Харитон, Е.А. Негин, Д.А. Фишман, Г.А. Цырков, В.И. Жучихин, Г.П. Ломинский. От Минсудпрома присутствовал министр И.И. Носенко, от Военно-Морского Флота - контр-адмирал П.Ф. Фомин. Заряд размещался в корпусе БЗО торпеды. Сборкой этой конструкции руководил Н.Л. Духов. Управление подрывом производилось с помощью того же пульта, который использовался при взрыве первой атомной бомбы. Подрыв заряда осуществляла группа В.И. Жучихина. Однако в тот день прозвучал тревожный сигнал. Прототип нового заряда РДС-9 отказал при первой попытке подрыва на башне высотой 15 м на Семипалатинском полигоне - полномасштабного ядерного взрыва не получилось, а опытное «поле» было сильно загрязнено радиоактивными веществами. Возможно, произошла неполная цепная ядерная реакция. Это был первый крупный отказ при проведении ядерных испытаний в СССР. По распоряжению министра МСМ В.А. Малышева для расследования причин отказа заряда была создана специальная комиссия под руководством И.В. Курчатова. В результате работы комиссии был сделан вывод о том, что «в настоящее время причину отказа атомного взрыва с достаточной степенью достоверности установить не представляется возможным». Работы по созданию ракеты «Марс» были остановлены.

Срыв правительственного постановления по разработке тактической ракеты с ядерным зарядом тяжело отразился на всех, причастных к реализации проекта «Марс». Заседания на всех уровнях следовали одно за другим…

Ядерная авиационная бомба «Татьяна» с зарядом РДС-4

Из всех имевшихся на тот момент т.н. «легких» ядерных боеприпасов физики-ядерщики могли предложить только РДС-4. 23 августа 1953 года он был испытан на Семипалатинском полигоне путем сброса с фронтового бомбардировщика Ил-28 первой отечественной тактической ядерной бомбы «Татьяна», мощность взрыва составила 28 кт. РДС-4 представлял собой более мощный (до 30 кт), но и существенно более тяжелый, по сравнению с последующим РДС-9, ядерный заряд. Он стал, затем, основой и для оснащения боевых частей первых советских ракет (в частности, Р-5М разработки С.П. Королева, совместно с которой был натурно испытан в рамках т.н. «Операции Байкал» 2 февраля 1956 г.). На вооружение ВВС СССР авиабомба с зарядом РДС-4 была принята в 1954 г.

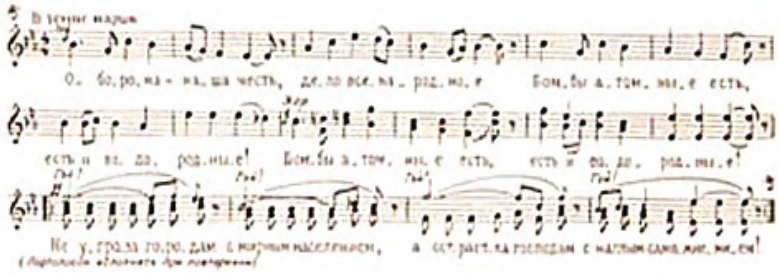
В ходе продолжившихся в 1953 г. на Семипалатинском полигоне испытаний (3, 8 и 10 сентября, мощности взрывов - 5,8 кт, 1,6 кт и 4,9 кт, соответственно) проводилась дальнейшая отработка конструкции тактических ядерных боезарядов, продолженная в 1954 г. серией уже из 5 взрывов (29 сентября, 1, 3, 5 и 8 октября, мощности взрывов - 0,2 кт, 0,03 кт, 2 кт, 4 кт и 0,8 кт, соответственно). В ходе этих двух серий испытаний были получены важные результаты для дальнейших проработок и оптимизации массы плутония и энерговыделения заряда на основе принципа имплозии. Результаты этих полигонных испытаний были положены в основу разработки модификации заряда РДС-4 с меньшей по массе ядерной начинкой и, соответственно, меньшей мощности - заряд получил обозначение РДС-4М.

ДЕЛО ВСЕНАРОДНОЕ

СОЛДАТСКАЯ ПЕСНЯ

СЛОВА С. МИХАЛКОВА

МУЗЫКА В. МУРАДЕЛИ



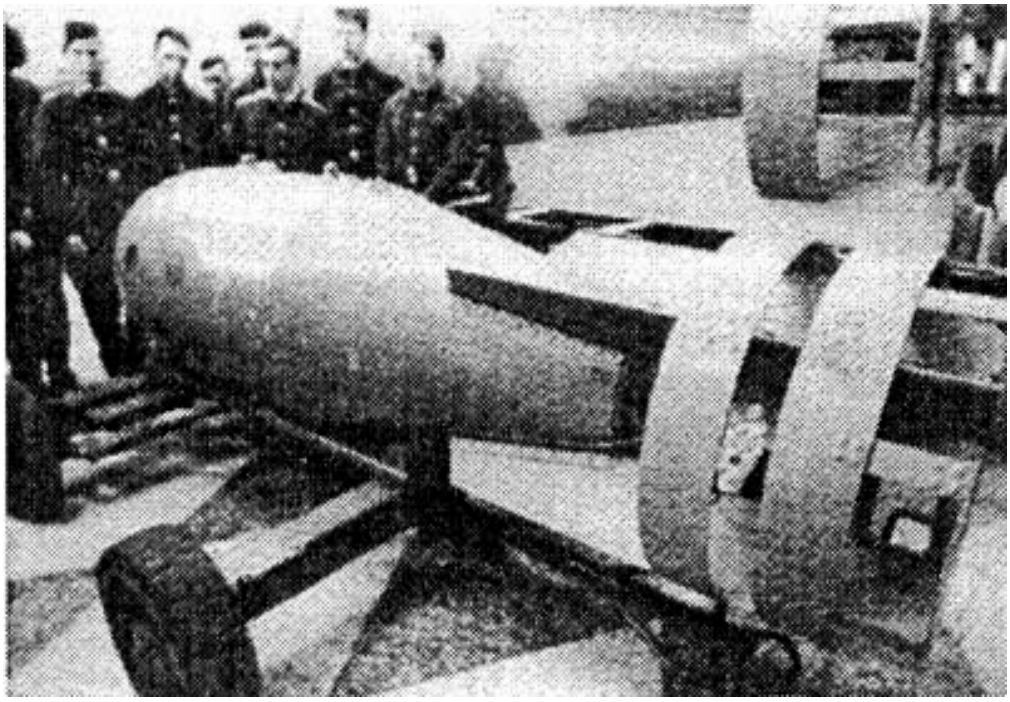
Оборона — наша честь,
Дело всенародное.
Бомбы атомные есть,
Есть и водородные!
Не угроза городам
С мирным населением,
А острастка господам
С наглым самомнением.

Пусть не хвастают они
Зря перед Советами,
Раз владеют не одни
Разными секретами.
Мы не думаем стращать
Наше окружение,
Мы за то, чтоб сокращать
Все вооружение.

Мы на мирный разговор
Приглашаем нации,
Но сумеем дать отпор
Всякой провокации.
Есть и выдержка у нас,
Есть и сила грозная.
Славься, наш рабочий класс
И семья колхозная!

Наша мирная страна
В войнах не нуждается,
Но имеет впрок она
Все, что полагается.
Оборона — наша честь,
Дело всенародное.
Бомбы атомные есть,
Есть и водородные!

При разработке РДС-4 решался ряд важных научно-технических задач по совершенствованию ядерных зарядов. Прежде всего, это были работы по существенному (в 1,5 раза) уменьшению диаметра ядерного заряда и соответствующему (в 3 раза) уменьшению его массы. По своим габаритам, массе и элементам подвески такая атомная бомба должна была соответствовать фугасной авиабомбе, которую можно было применять не только с дальних бомбардировщиков (Ту-4, Ту-16), но и с фронтовых бомбардировщиков Ил-28, базировавшихся на аэродромах Европейского ТВД.



Ядерная авиационная бомба «Татьяна» с зарядом РДС-4

В основу принципиальной схемы и конструкции РДС-4 был положен опыт разработки следующих ядерных зарядов:

а) РДС-2 - с использованием в качестве делящегося материала Pu^{239}, усовершенствование фокусирующей системы заряда (основанное на решениях, найденных в ходе разработки созданного, но не испытанного заряда РДС-1М) позволило удвоить мощность устройства по сравнению с первым отечественным зарядом РДС-1 при заметном снижении его габаритов и массы; кроме новой фокусирующей схемы для РДС-2 была разработана новая конструкция центральной части заряда, позволившая значительно уменыпить вероятность преждевременного

начала цепной реакции. Заряд был впервые испытан 24 сентября 1951 г. с мощностью взрыва 38 кт, подрыв был осуществлен на башне высотой 30 м;

б) РДС-3 - вариант РДС-2 с т.н. композитным ядром, с использованием в качестве делящихся материалов Pu^{239} и U^{235}, что позволило при примерно равном энерговыделении экономить более дефицитный тогда плутоний; заряд был впервые

испытан 10 октября 1951 г., мощность взрыва составила 42 кт. Бомба была сброшена на цель с бомбардировщика Ту-4, став, таким образом, первой в СССР атомной бомбой, испытанной путем авиационного бомбометания по условной цели.

Принципиальные отличия РДС-2 и РДС-3 от РДС-1, заложенные в схему и конструкцию зарядов, легли в дальнейшем в основу развития отечественного ядерного оружия. Оба заряда были переданы в серийное производство. Ядерная бомба с зарядом РДС-2, как более простая технически, была первой запущена в мелкосерийное производство в апреле 1954 г., однако в том же году взамен РДС-2 было начато серийное производство бомб с модернизированным зарядом РДС-3, получившим наименование РДС-3Т. Устройство РДС-3Т с составным уран-плутониевым основным зарядом требовало существенно меньшего количества плутония. Это позволяло наращивать производство специальных авиабомб без увеличения нагрузки на реакторные производства химического комбината, где производился оружейный плутоний (на конец 1954 г. плутоний в промышленных масштабах в СССР производил только Комбинат №817. в г. Челябинск-40; Комбинаты №816, г. Томск-7, и №815, г. Красноярск-26, в то время находились еще только в процессе строительства). Кроме того, этому заряду был присущ существенно более высокий уровень критмассовой безопасности. Оба этих фактора в комплексе и послужили причиной того, что производство авиабомб с зарядом РДС-2 было свернуто в пользу бомб с зарядом РДС-3Т.

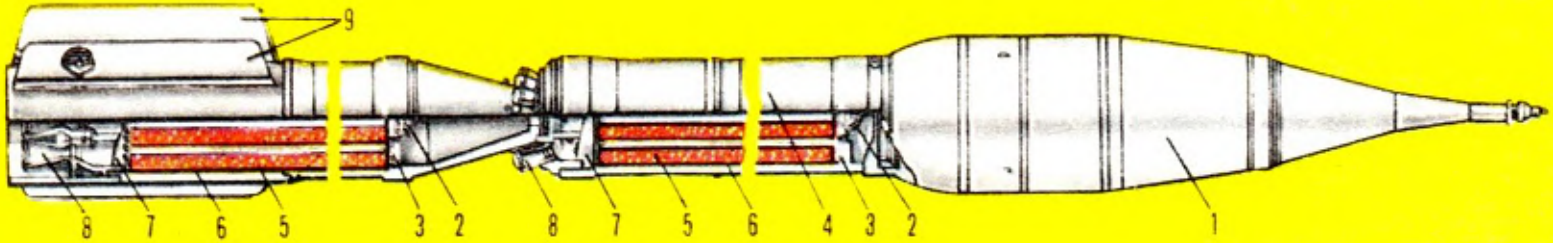
В РДС-4 была использована ядерная начинка и нейтронный инициатор заряда РДС-2, была реализована отработанная на РДС-2 и РДС-3 идея т.н. оболочечно-ядерной конфигурации центральной части заряда, в которой активное ядро размещается в полости основной оболочки, ускоряемой процессом имплозии. Это позволяет примерно в два раза повысить эффективность использования делящихся материалов. В качестве обжимающего обычного взрывчатого вещества также использовался состав ТГ 50/50, по сравнению с РДС-2 и РДС-3 объем ВВ был существенно уменьшен.

Но «Марс» в его исходном виде не мог нести РДС-4. Однако еще во время создания 3Р1 конструкторы начали проработки более тяжелого образца ракеты с дальностью полета 50 км. Расчеты показывали, что при увеличении наружного диаметра двигателя до диаметра боевой части — 615 мм, а стартового веса — с 1550 до 3300 кг при том же типе заряда и длине 9,19 м можно добиться желаемых 50 км. Утяжеленный вариант «Марса» неожиданно приобрел особую актуальность - ведь он мог нести ядерный заряд РДС-4!

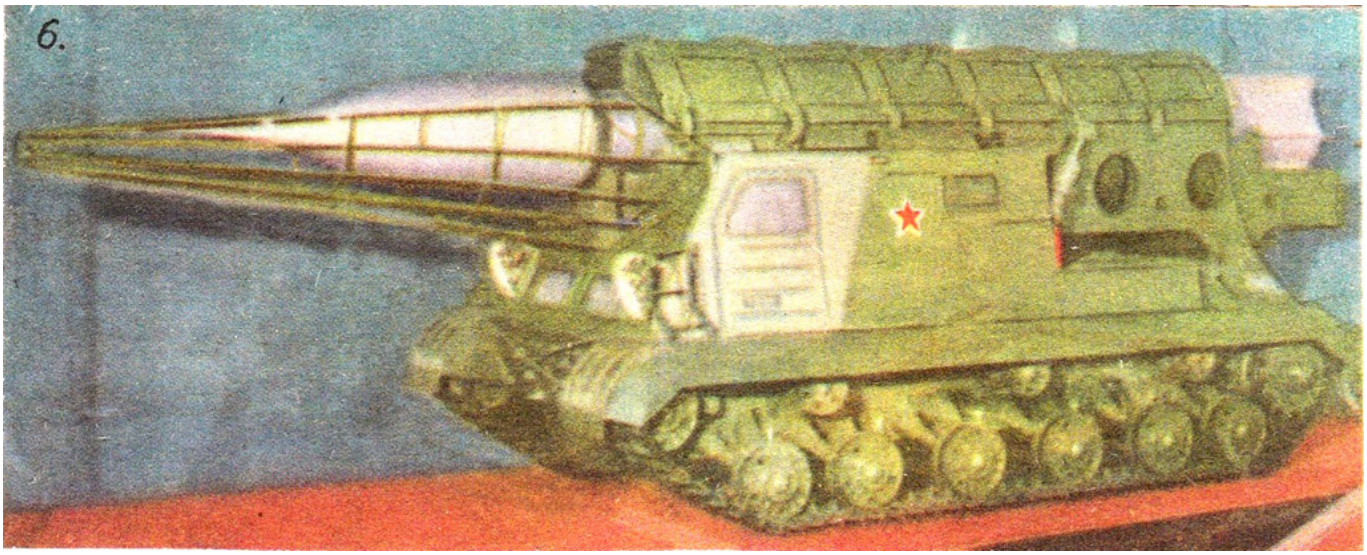
Первые советские ядерные бомбы: слева – РДС-1, подвешена к потолку – РДС-4 («Татьяна»), справа – РДС-6с («Слойка»)

Тактическая ракета:

1 — боевая часть; 2 — воспламенитель; 3 — держатель; 4 — корпус двигателя; 5 — пороховой полузаряд; 6 — камера; 7 — диафрагма; 8 — сопловые блоки; 9 — стабилизаторы



«ФИЛИН»

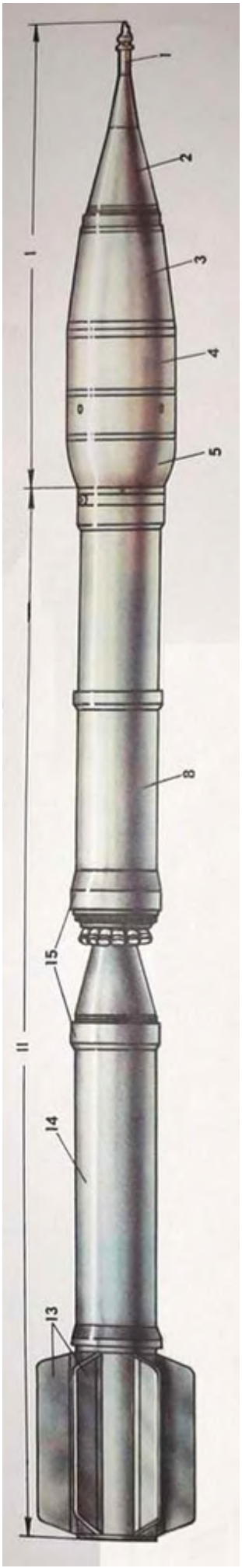


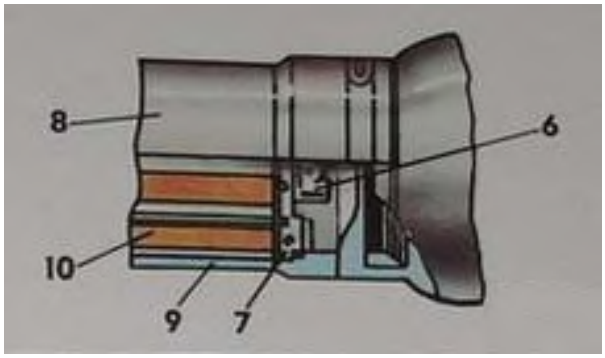
Модель пусковой установки «Тюльпан» комплекса «Филин» с ракетой 3Р2.
(Из экспозиции Центрального музея Вооруженных Сил СССР.)

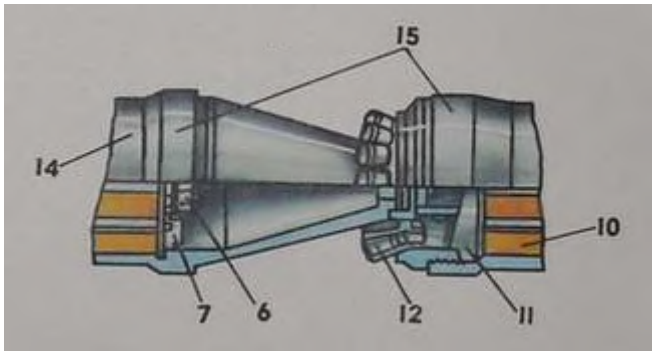
Постановлением Совета Министров СССР от 13 октября 1955 г. НИИ-1 была задана разработка более тяжелой, с повышенной полезной нагрузкой, неуправляемой ракеты 3Р2 «Филин» с головной частью весом 1,2 т. При этом для обеспечения дальности, близкой к первоначально заданной для «Марса», потребовалось увеличить стартовый вес уже до 4,4 т, а длину – до 10,37 м. Масса топлива ракеты 3Р2 составляла свыше полутора тонн.

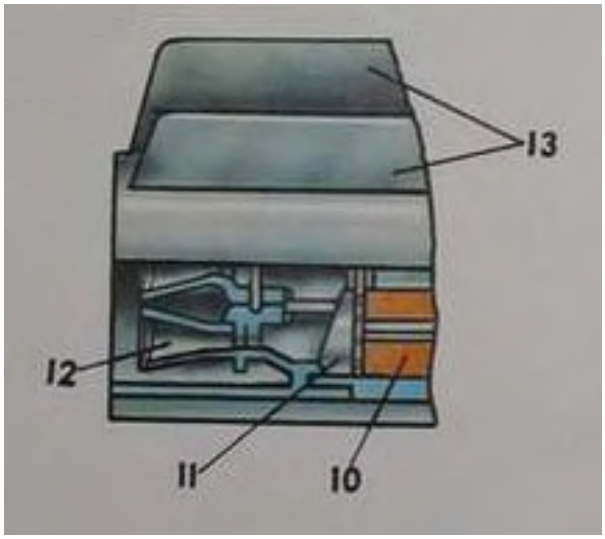
В окончательном варианте ракета 3Р2 имела ядерную надкалиберную головную часть, диаметр которой превышал диаметр ракетной части. Ракета состояла из боевой и ракетной частей. Для стабилизации в полете она оснащалась оперением.

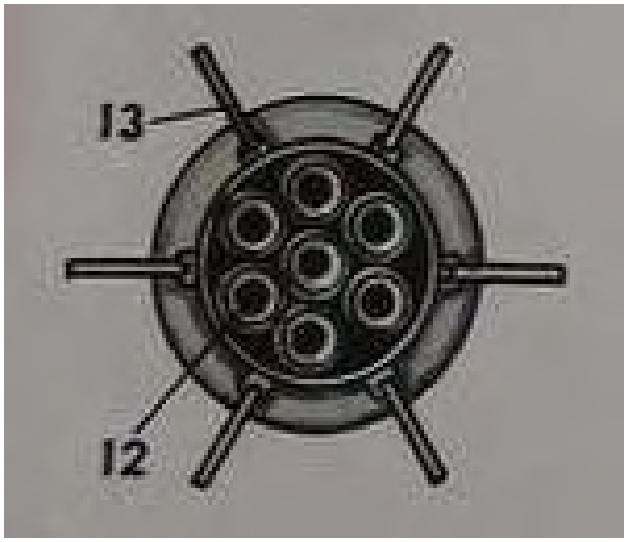
Боевая часть состоит из переднего конуса с устройством подрыва, конусного отсека, среднего отсека и чаши. Передний конус соединяется с конусным отсеком винтами. Чаша, средний и конусный отсеки изготавливаются из стали и соединяются между собой шпильками. Места соединений закрыты металлическими лентами с замками. Ядерная боевая часть имеет специальные контактное и неконтактное устройства подрыва.


1
2
3
4
5
8
15
14
13
I
II









Устройство ракеты 3Р2

I – боевая часть; II – двигательная установка; 1 – взрыватель; 2 – передний отсек; 3 – конусный отсек; 4 – средний отсек; 5 – чаша; 6 – воспламенитель; 7 – держатель; 8 – головная камера; 9 – корпус; 10 – пороховой полузаряд; 11- диафрагма; 12 – сопловой блок; 13 – лопасти стабилизатора; 14 - хвостовая камера; 15 – центрирующее утолщение.

Ракетная часть оснащена твердотопливным двухкамерным двигателем. Он включает в себя две ракетные камеры - головную и хвостовую с сопловыми блоками и зарядами, дно и зажигательное устройство. Между обеими камерами нет принципиального различия. Каждая из них состоит из полузаряда, сопловой крышки, диафрагмы, держателя с воспламенителем. Каждая камера представляет из себя цилиндрическую трубу с тремя центрирующими утолщениями. Для хвостовой камеры роль третьего центрирующего утолщения выполняет обтекатель. Центрирующие утолщения предназначены нейтрализовать «клевок» ракеты в момент схода с направляющей, а также уменьшить прогиб корпуса от собственной массы при хранении. Каждая камера имеет по две внутренних резьбы: для соединения с переходным днищем и переходником, и сопловым блоком хвостовой камеры.

ТАКТИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ
СУХОПУТНЫХ ВОЙСК

В каждой ракетной камере имеется пороховой заряд, состоящий из 4-х шашек специальной овальной формы с внутренним каналом и бронированием обоих торцов. Всего 8 шашек из пороха марки РНДСИ-Ф, имеющего состав в процентах по массе:

коллоксилин	58
нитроглицирин	16,5
нитродигликоль	15,5
динитротолуол	4
централит	3
вазелин	1
мел	1
окись свинца	1

В поперечном сечении каждая шашка имеет почкообразную форму с каналом. Суммарный вес порохового заряда – 1670 кг в двух камерах. Вес каждой шашки – 208,7 кг.

Для фиксации заряда в осевом направлении каждая камора имеет диафрагму и держатель. Переходник между камерами является сопловым блоком головной камеры. Сопловой блок имеет 12 сопел и переходной конус для соединения с хвостовой камерой и центральное отверстие, с помощью которого полости камер сгорания сообщаются между собой. Сопла имеют наклон 15° по отношению к продольной оси ракеты, что предотвращает удар истекающей струи газов по корпусу хвостовой камеры. Также сопла, расположенные под углом 3° по отношению к образующей камеры, обеспечивают проворачивание ракеты на активном участке траектории. Два сопла имеют заглушки для обеспечения работы двигателя на зимнем и летнем режиме тяги.

Зимний режим от	- 40°С до 0°С
Летний режим от	- 10°С до +40°С

От +10°С до -10°С стрельбу можно вести как при закрытых, так и при открытых заглушках. При снятии заглушек увеличивается критическое сечение.

Для воспламенения служат две пиросвечи, установленные в переднем днище головной камеры.

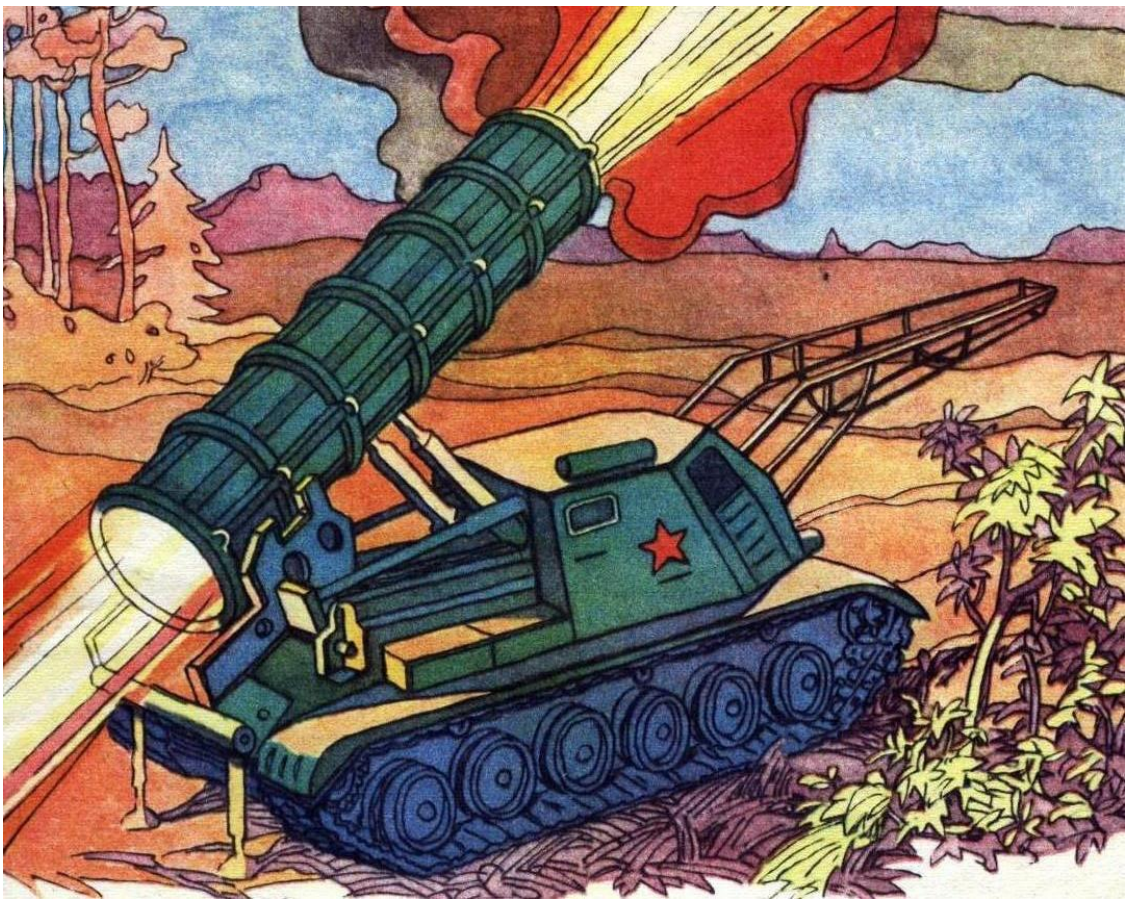
В сопловой крышке хвостовой камеры сделано 6 периферийных сопел и одно центральное. Последнее закрыто навинченной крышкой – заглушкой. Сопла заднего блока двигателя не имеют наклона по отношению к продольной оси. К сопловой крышке хвостовой камеры винтами крепится диафрагма – стальная литая решетка. В кольцевые выточки каждой диафрагмы входят бронированные торцы полузарядов.

Стабилизатор ракеты надевается на хвостовую камеру. Он состоит из цилиндрического обтекателя и 6 лопастей.

Держатели представляют собой стальные литые решетки, на наружной поверхности которых выполнена резьба для соединения с камерами. В них сделаны также углубления под торцы шашек. С помощью прижимных колец к держателям крепятся воспламенители ВГ-1000 – навески крупнозернистого дымного пороха (масса 1 кг), размещаемые в алюминиевых футлярах с отверстиями, заклеенными фольгой или перкалем.

Передача импульса тока на воспламенители от пусковой установки осуществляется через пиропатроны ПП-9РС. При нажатии кнопки на пульте пуска замыкаются электрические цепи. Через контакты пиросвечей напряжение передается на пиропатроны. Луч огня зажигает дымный порох воспламенителя головной камеры. Через отверстие в сопловом блоке продукты сгорания проникают в хвостовую камеру. Здесь они омывают ее воспламенитель, от которого, в свою очередь, срабатывает полузаряд твердого топлива хвостовой камеры.

Процесс этот весьма скоротечный, так что обе камеры сгорания двигателя начинают работать практически одновременно. Под действием возрастающего в них давления вышибаются металлические заглушки, герметизирующие сопла, и пороховые газы устремляются через них в атмосферу. Возникает реактивная сила. Ракета начинает движение по направляющей. Скорость схода с направляющей 40 м/сек. Время работы двигателя около 4,7 с.



ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ 3Р2

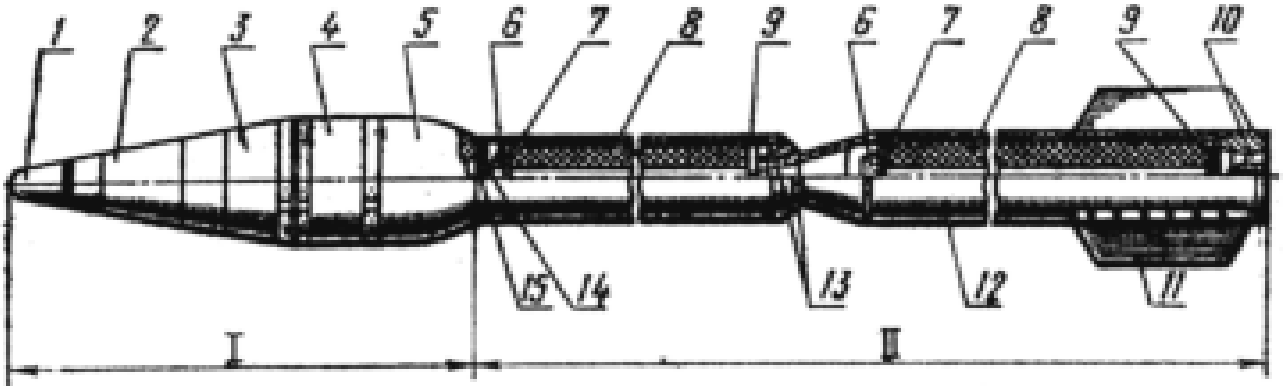
Дальность полета, км	25
Вес боевой части, кг	1300
Общий вес, кг	5090
Вес ЯБЧ, кг	512
Длина ракеты, мм	9400
Диаметр боевой части, мм	850
Диаметр по центрирующему утолщению, мм	612
Максимальная скорость полета, м/сек.	690
Отклонение по дальности	1/170
Отклонение боковое	1/70
Тяга двигателя, т	79
Время работы двигателя (при t° +15°С), сек.	4,6
Длина активного участка траектории, км	1,7
Время полета, с	80
Вес топлива, кг	1670

Испытания ракет 3Р2 «Филин» были начаты в 1955 году.

Помимо ракеты 3Р2 с ядерным боезарядом в НИИ-1 была создана ее модификация с обычным взрывчатым веществом - 3Р3, с целью обеспечения гибкости боевого применения ракетного комплекса.

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ 3Р3

Дальность полета, км	32,5
Вес боевой части, кг	1182
Общий вес, кг	4970
Длина ракеты, мм	10300
Диаметр боевой части, мм	850
Диаметр по центрирующему утолщению, мм	612
Максимальная скорость полета, м/сек.	690
Отклонение по дальности	1/170
Отклонение боковое	1/70
Тяга двигателя, т	79
Время работы двигателя (при t +15°С) , сек.	4,6
Вес топлива, кг	1670

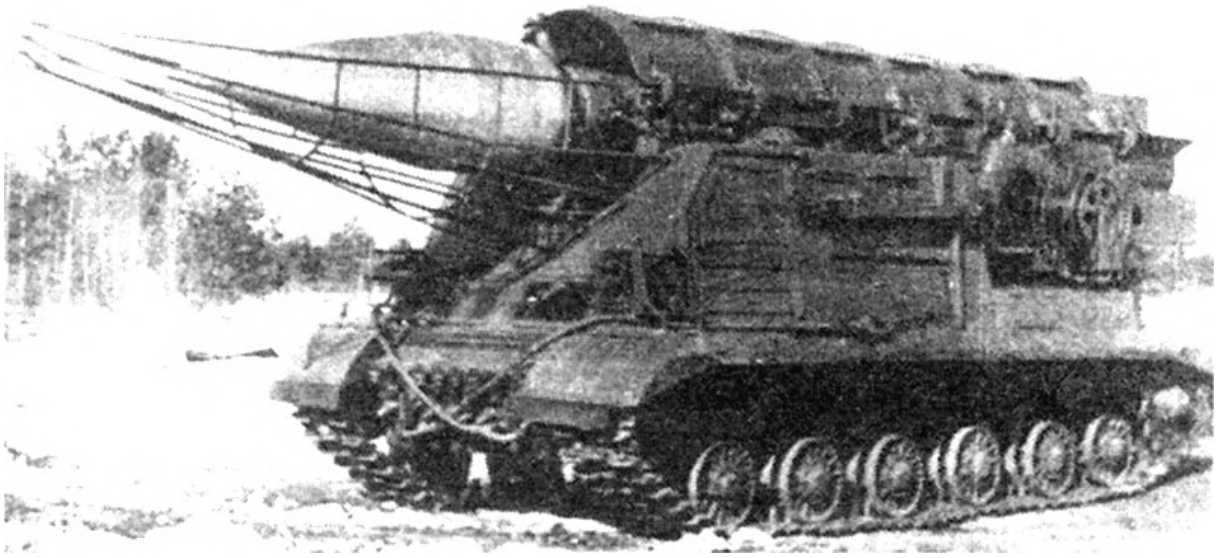


Устройство ракеты 3Р3

I – боевая часть; II – двигательная установка; 1 – взрыватель; 2 – передний конус; 3 – конусный отсек; 4 – средний отсек; 5 – чаша; 6 – воспламенитель; 7 – держатель; 8 – пороховой полузаряд; 9 – диафрагма; 10 – сопловые отверстия хвостовой камеры сгорания; 11 – лопасть стабилизатора; 12 – хвостовая камера сгорания; 13 – сопловые отверстия головной камеры; 14 – зажигательное устройство; 15 – дно.

Также велась разработка ракеты 3Р4 с повышенной дальностью полета до 40 км. Такой дальности полета планировалось достичь за счет оснащения ракеты более легкой ядерной головной частью от ракеты 3Р1.

Тактические ракеты предназначены для поражения различных объектов и целей, расположенных в тактической глубине обороны противника. Они могут вести борьбу с его средствами ядерного нападения, поражать артиллерию, живую силу, мотомеханизированные средства, находящиеся как в районах сосредоточения, так и в боевых порядках на марше. Ракеты могут использоваться для разрушения различных оборонительных сооружений, нанесения ударов по районам переправ, командным пунктам, крупным узлам связи.



Самоходная пусковая установка 2П4 «Тюльпан»

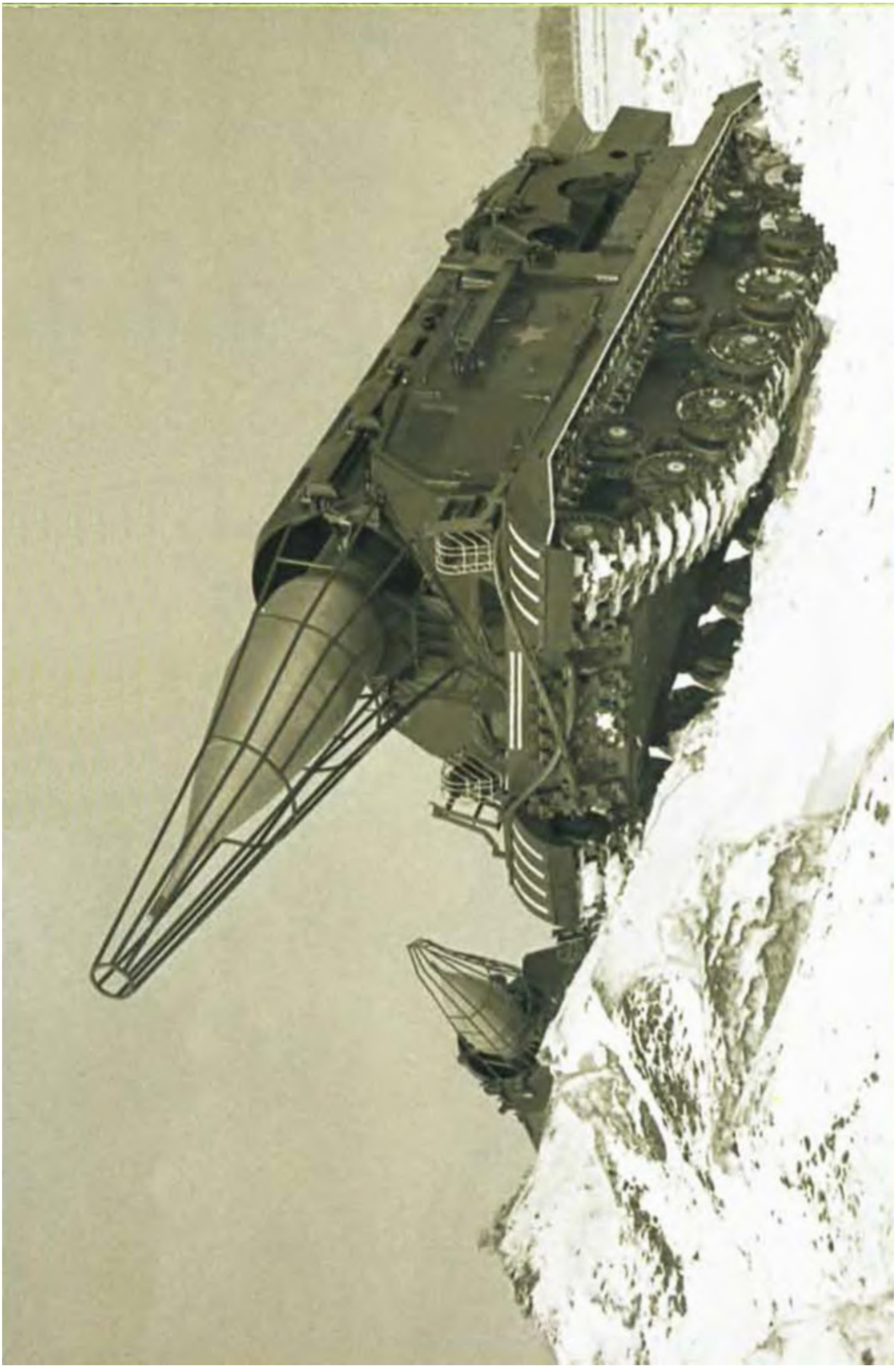
Самоходная пусковая установка 2П4 «Тюльпан» перед пуском ракеты на полигоне Капустин Яр

Для комплекса «Филин» СКБ-2 Кировского завода (г. Ленинград) под общим руководством Ж.Я Котина (Главный конструктор К.Н.Ильин) разработало самоходную пусковую установку 2П4 «Тюльпан». В 1957 году был изготовлен опытный образец СПУ. В том же году было произведено еще 9 серийных установок.

Пусковая реактивная установка 2П4 «Тюльпан» предназначена для стрельбы по наземным целям тяжелыми пороховыми ракетами типа 3Р2 и 3Р3.
Установка является самоходной боевой машиной на специальной гусеничной ходовой части «объект 804» (с использованием узлов и агрегатов артиллерийской самоходной установки ИСУ-152К). Установка может передвигаться с ракетой. Установка обеспечивает наведение ракеты вместе с направляющей в заданном направлении и проведении предпусковых испытаний. Установка спроектирована для обеспечения наклонного старта и имеет одну направляющую. Надкалиберная часть ракеты выступает за габариты направляющей и предохраняется в походном положении специальной фермой.

Основными частями пусковой установки являются: направляющая, механизм вертикального наведения с гидравлическим приводом, электрооборудование для обеспечения стрельбы и предстартовых испытаний, прицельные приспособления, устройства для закрепления по-походному ракеты и направляющей. Все эти элементы смонтированы на ходовой части. Установка не имеет специального механизма горизонтального наведения для точной наводки. Грубая наводка системы обеспечивается всей базой машины, а уточнение наводки осуществляется специальным стартерным приспособлением.

Вид сбоку СПУ 2П4 «Тюльпан»

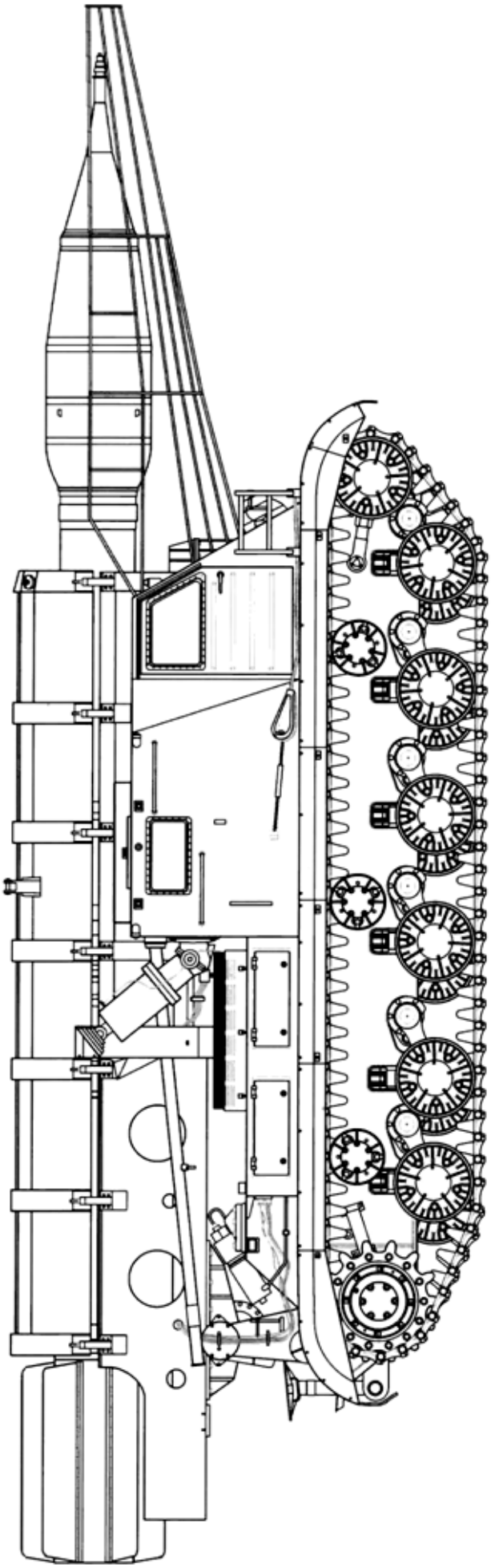


ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ 2П4 «ТЮЛЬПАН»

Длина направляющей, м	6,61
Тип (конструкция) направляющей	винтовая закрытого типа
Внутренний диаметр направляющей (соответствующий двигательной части ракеты), мм	614
Наибольший угол вертикального наведения, град.	65
Минимальный угол вертикального наведения, град	0
Минимальный угол для стрельбы (контролируемый электроблокировкой), град	20
Вес артиллерийской части установки, т	4,2
Вес установки с ракетой и расчетом, т	около 39
Длина с ракетой, м	10,6
Ширина (максимальная), м	3,3
Высота (в походном положении), м	3,6
Расчет, чел.	5

Некоторые данные ходовой части

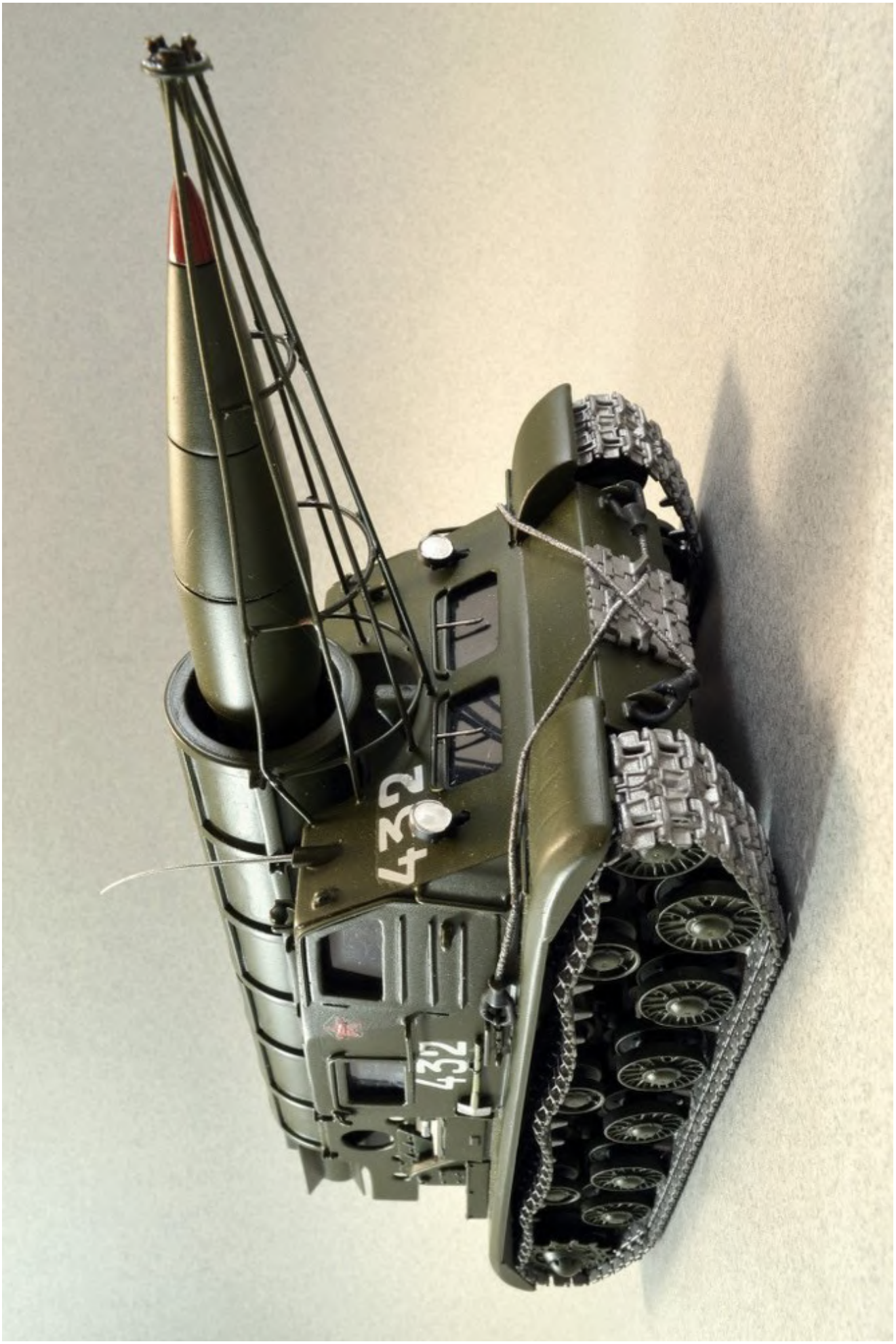
Средняя скорость движения по шоссе с ракетой, км/ч	30
Средняя скорость движения по грунтовым дорогам с ракетой, км/ч	20
Запас хода, км	350
Дизельное топливо (ГОСТ 4749-40), л.	900
Клиренс, мм	450
Мощность двигателя, л.с.	520



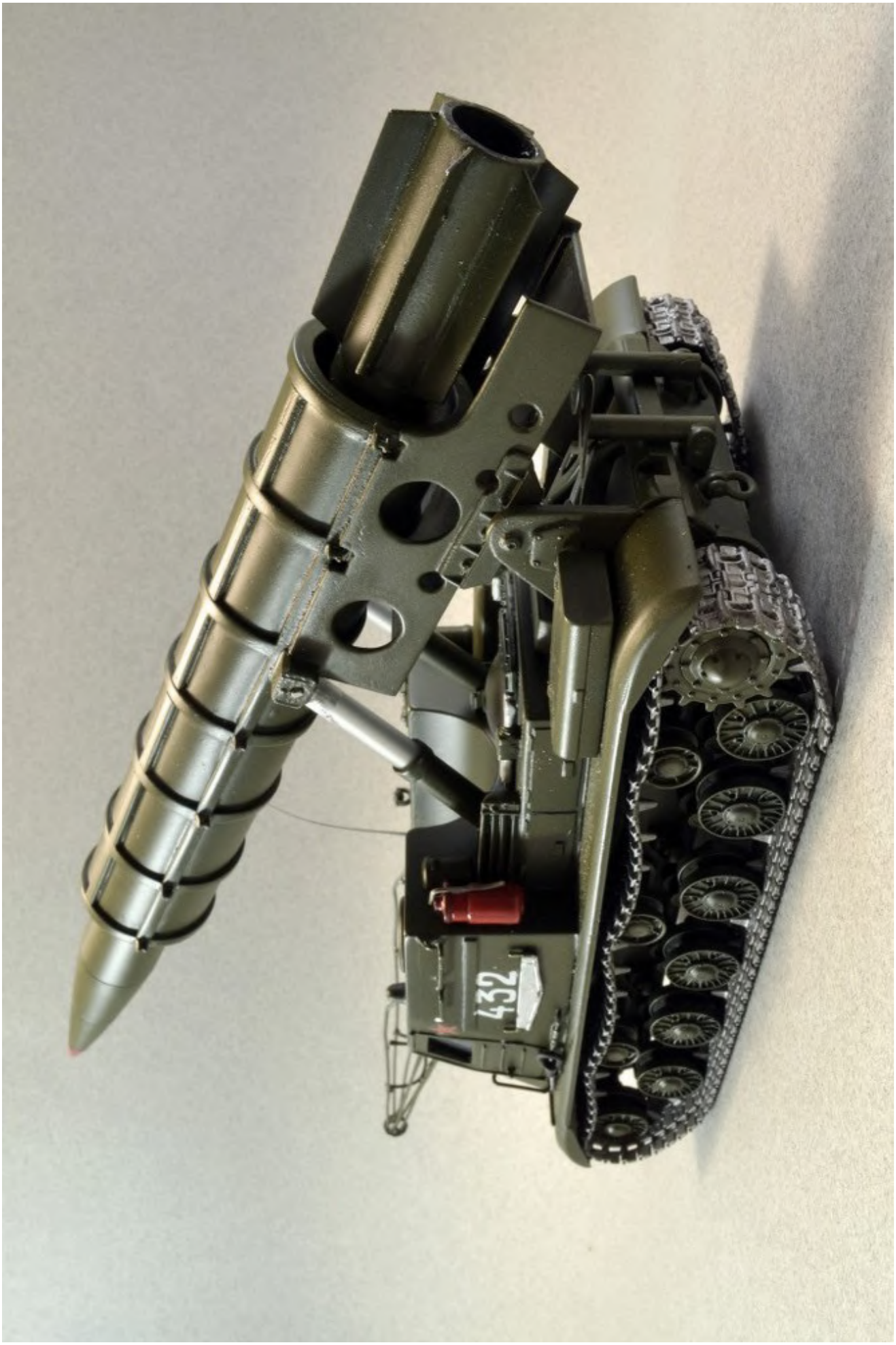
Модель пусковой установки 2П4 «Тюльпан» комплекса «Филин»
(ошибка модели - занижен диаметр пусковой трубы)

115

115


432
432

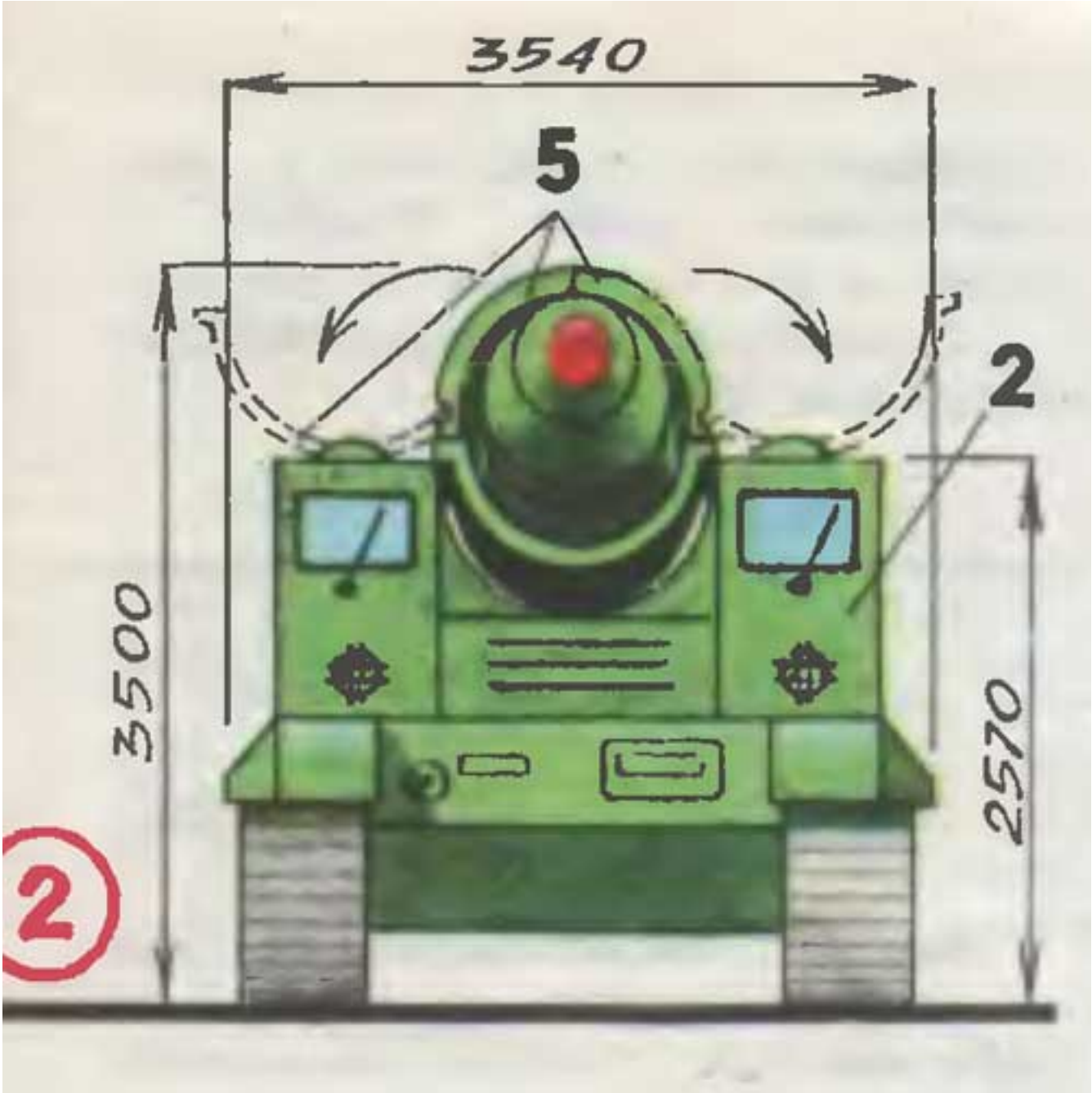
432

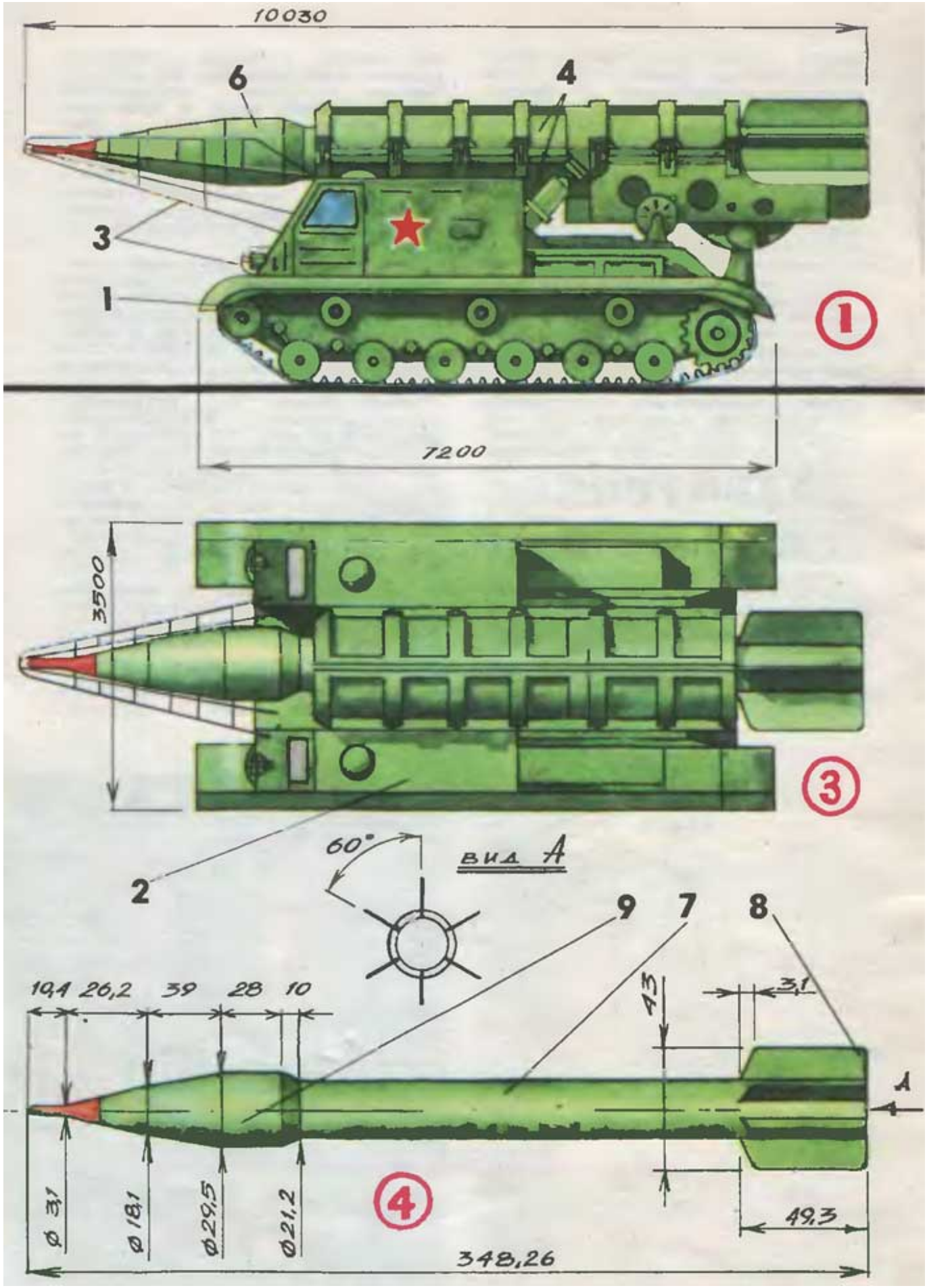

432

Вероятнее всего ошибка в определении диаметра пусковой трубы была вызвана непониманием ее назначения.

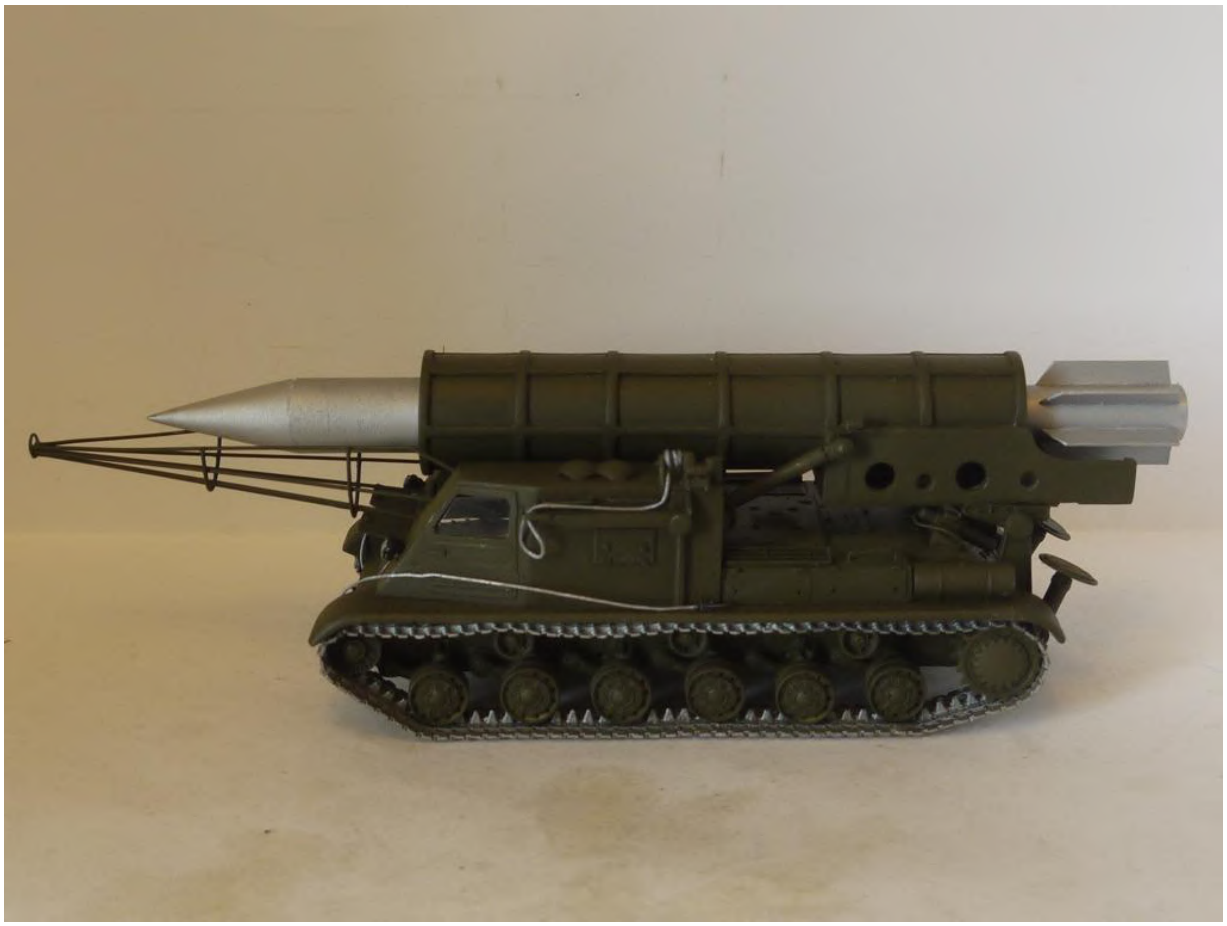
Пусковая труба является корпусом спиральной направляющей, а не раскрывается по диагонали на два сегмента перед пуском.

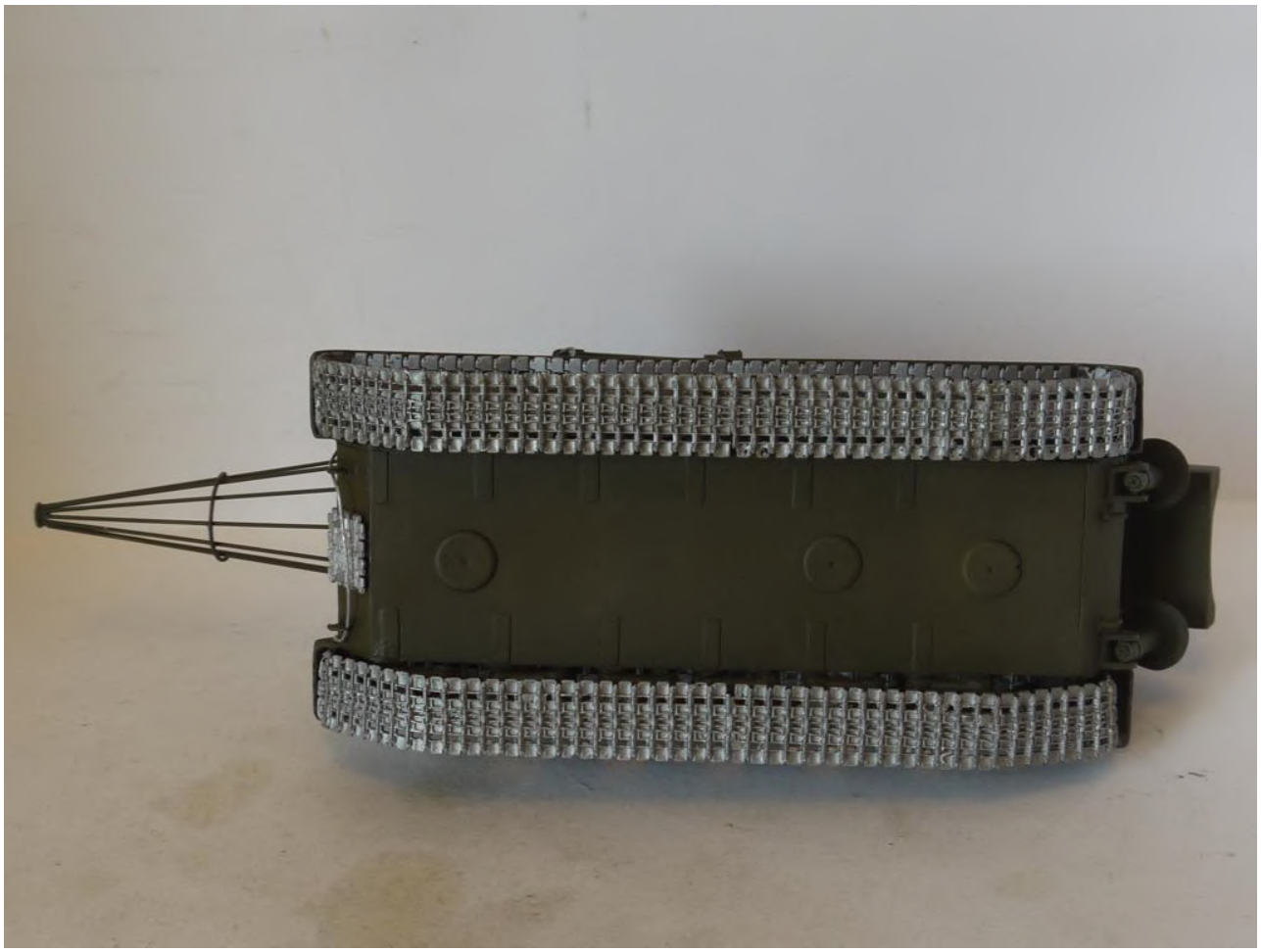
Аналогичная ошибка встречалась при моделировании пусковой установки еще в 60-х годах прошлого века.



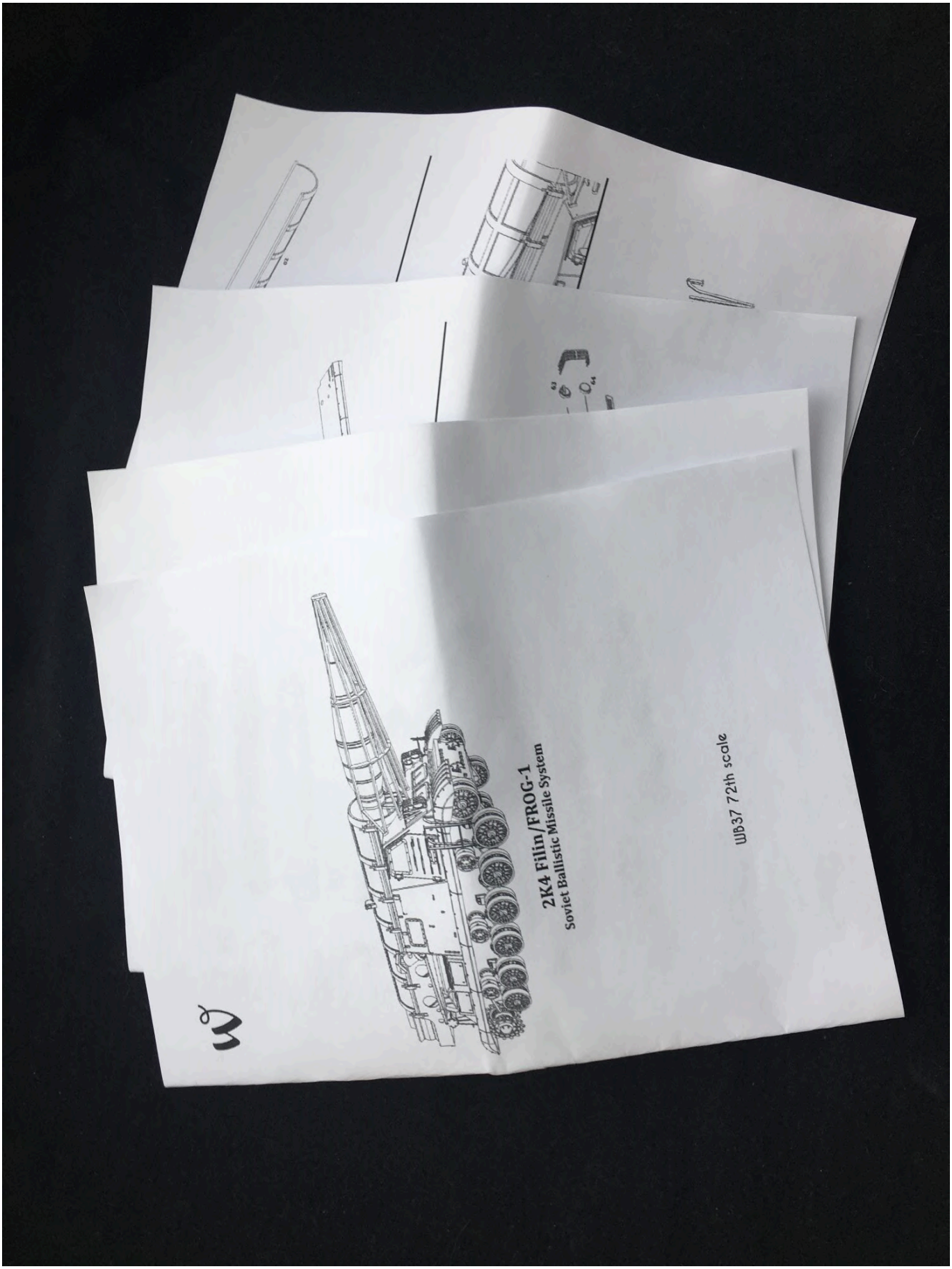

10030
6
4
3
1
7200
3500
2
60°
вид А
9
7
8
10,4
26,2
39
28
10
4,3
3,1
А
ø 3,1
ø 18,1
ø 29,5
ø 21,2
49,3
348,26

Модель пусковой установки 2П4 «Тюльпан» комплекса «Филин»





WB37
2K4 Filin
Soviet Ballistic Missile
FROG-1
For adult modellers age 18 and over
Limited Edition
RESIN KIT+PE
72th scale


2K4 Filin/FROG-1
Soviet Ballistic Missile System
WB37 72th scale

АЛЬБОМ ФОТОГРАФИЙ

самоходной пусковой установки 2П4 «Тюльпан»

Музей артиллерии, инженерных войск и войск связи г. Ленинград
История ракетного вооружения

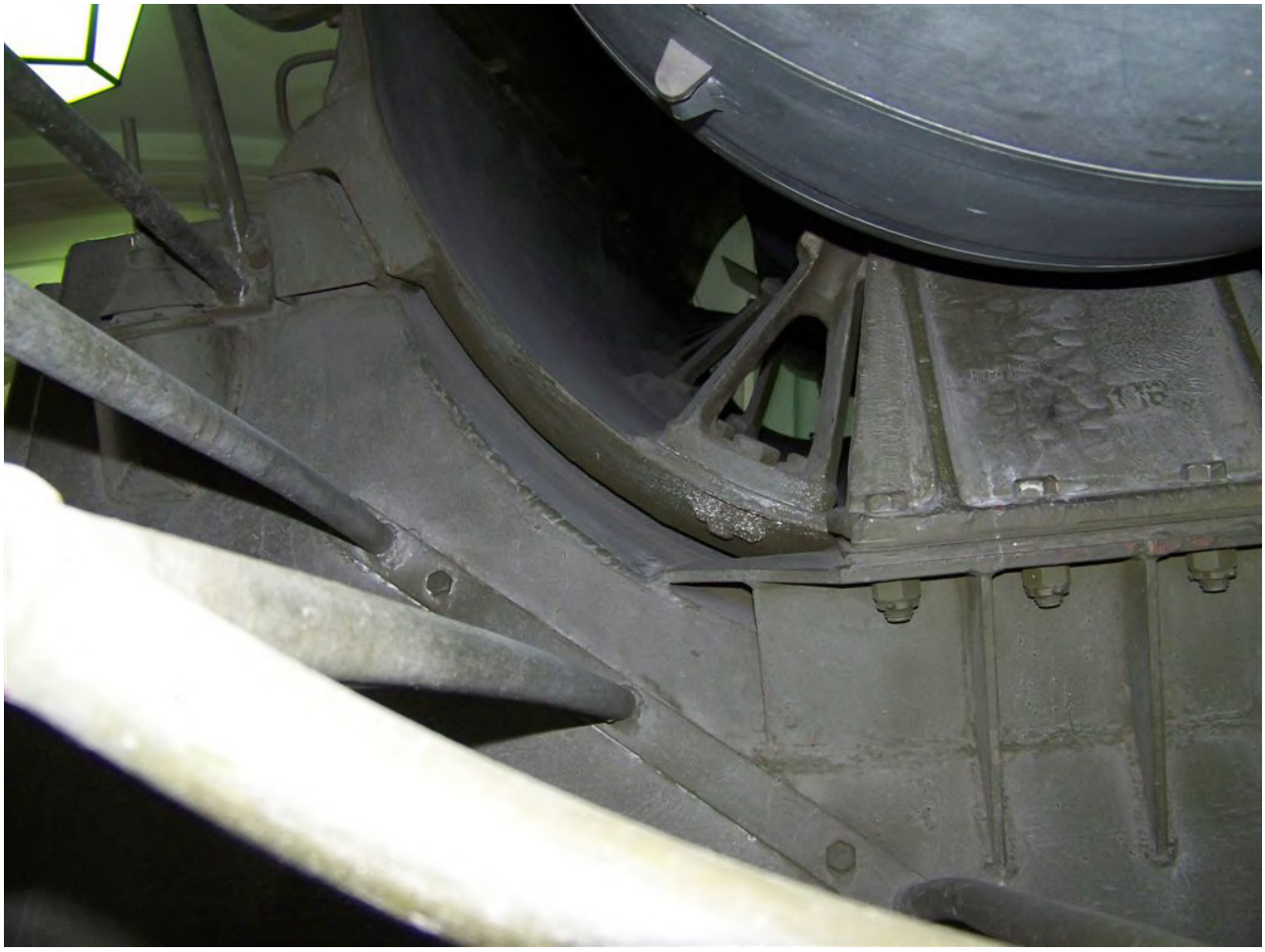
© Oleg V.Bebnev

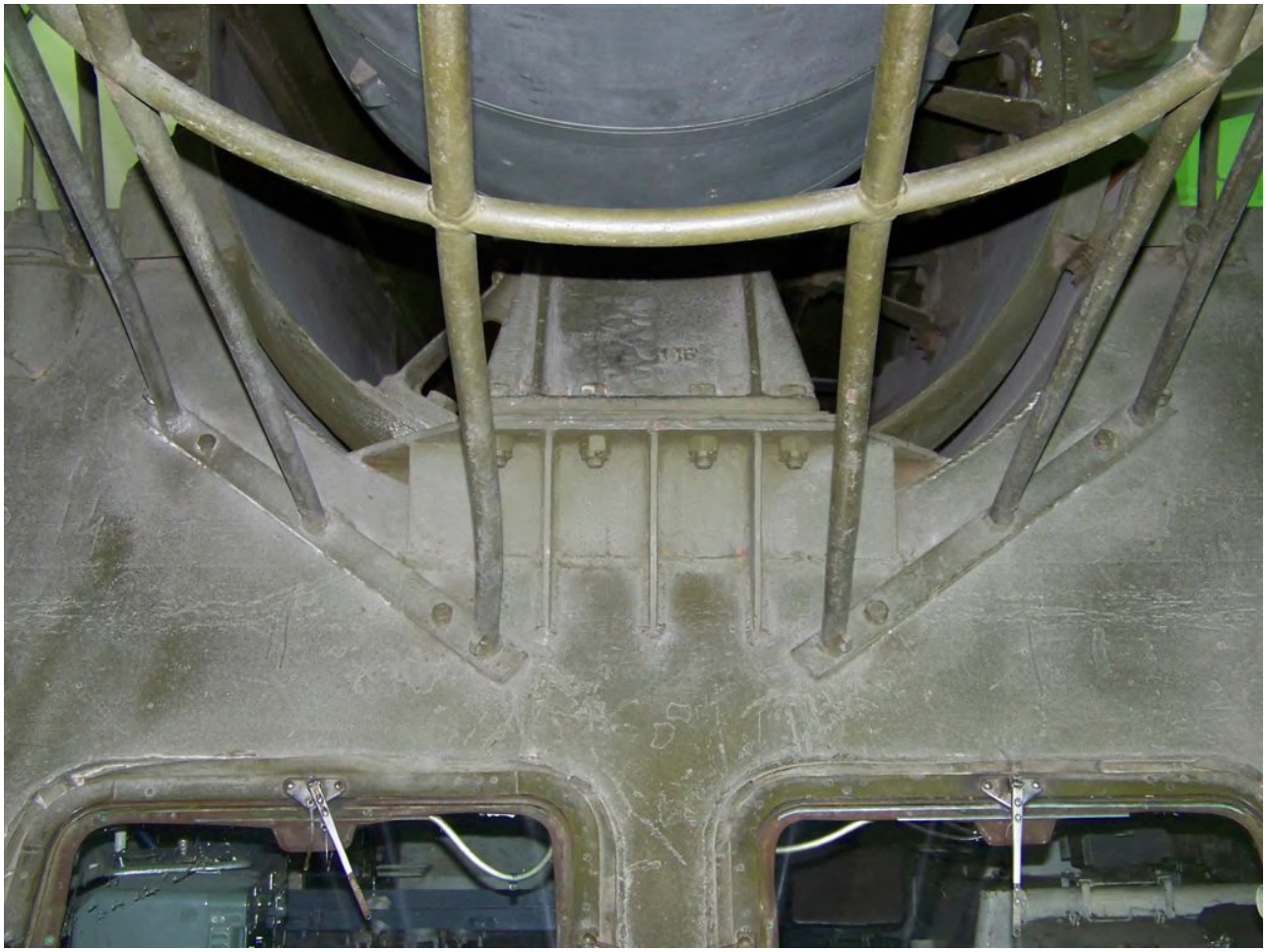
© Oleg V.Bebnev

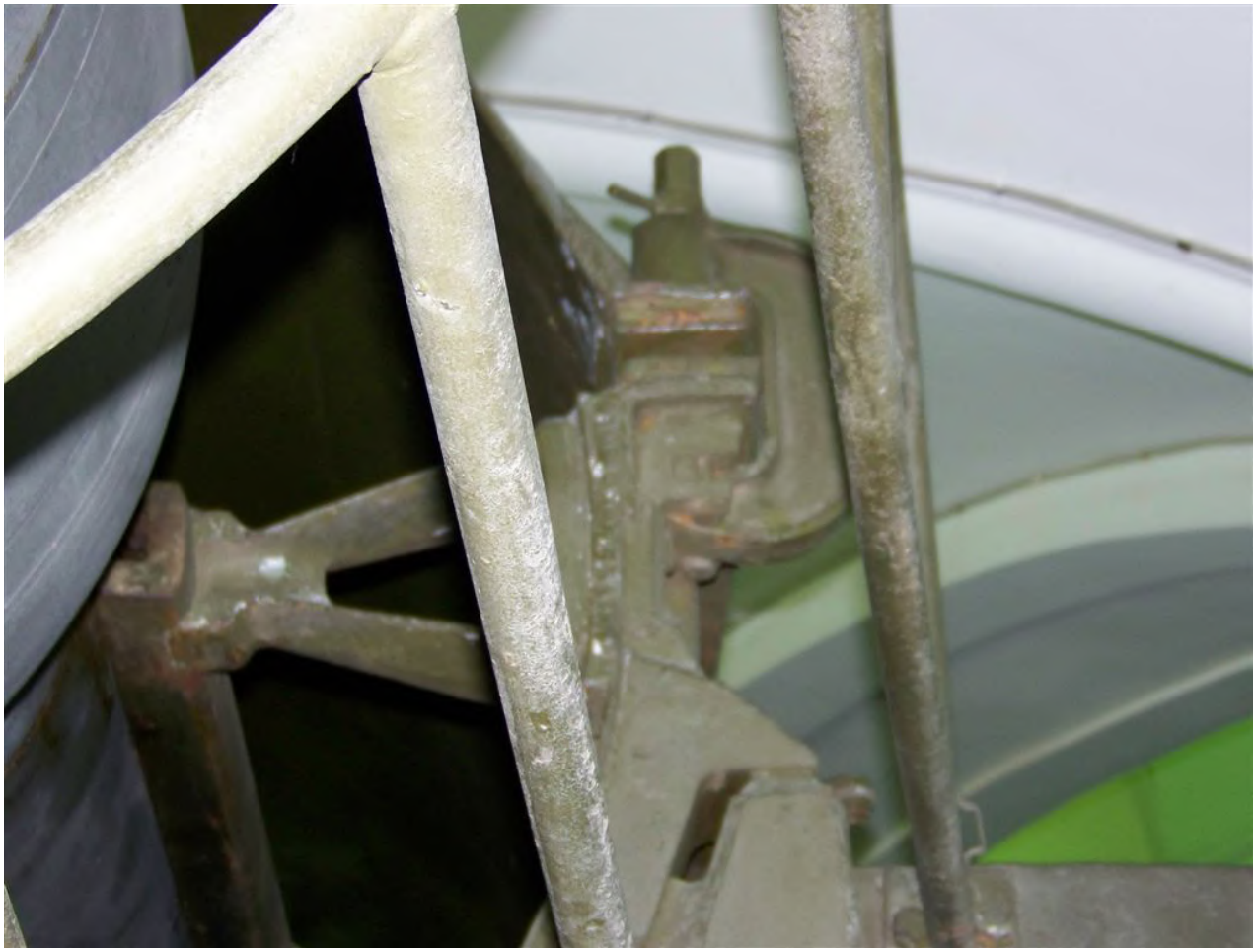
© Oleg V.Bebnev

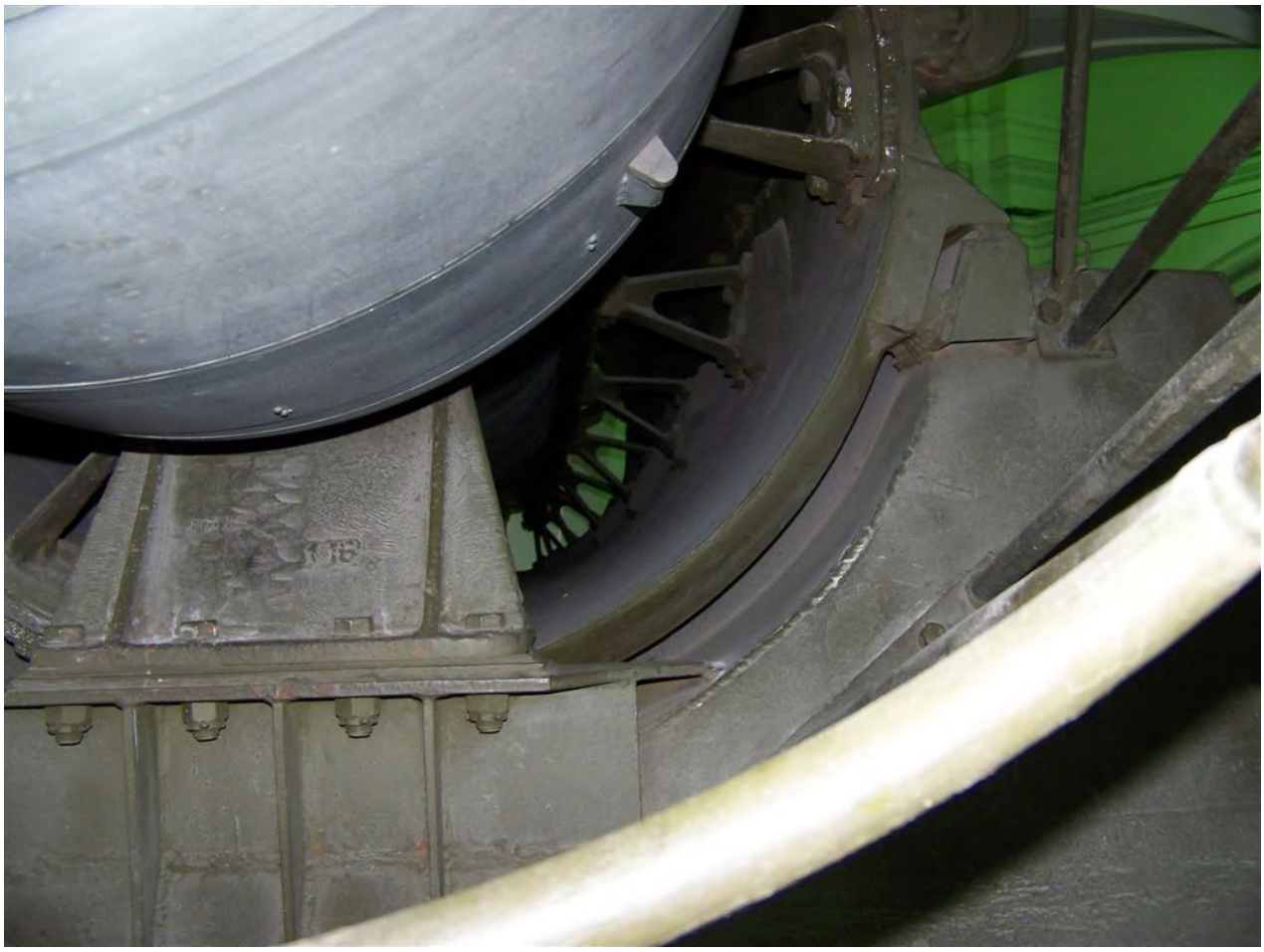
© Oleg V.Bebnev

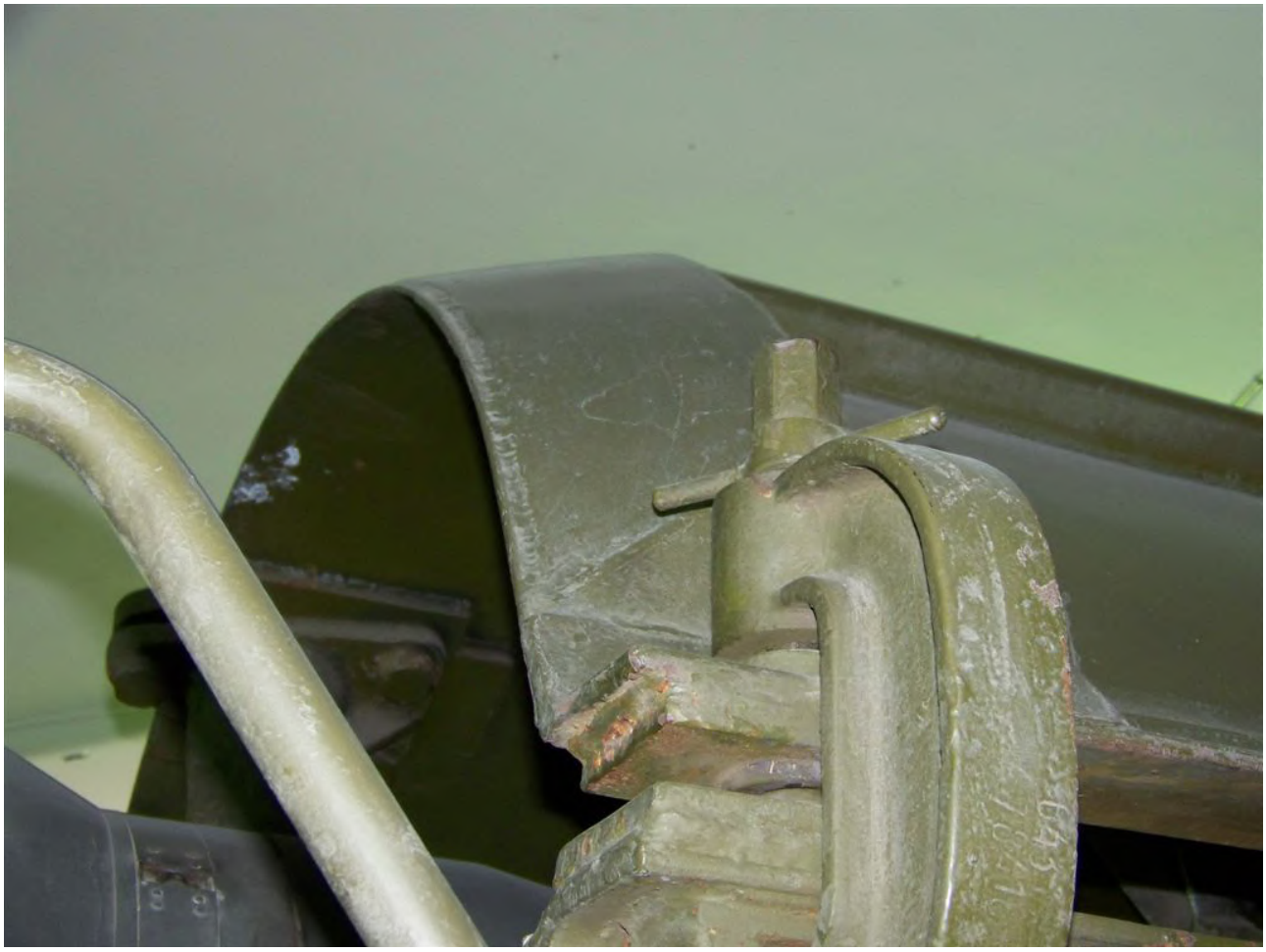
© Oleg V.Bebnev

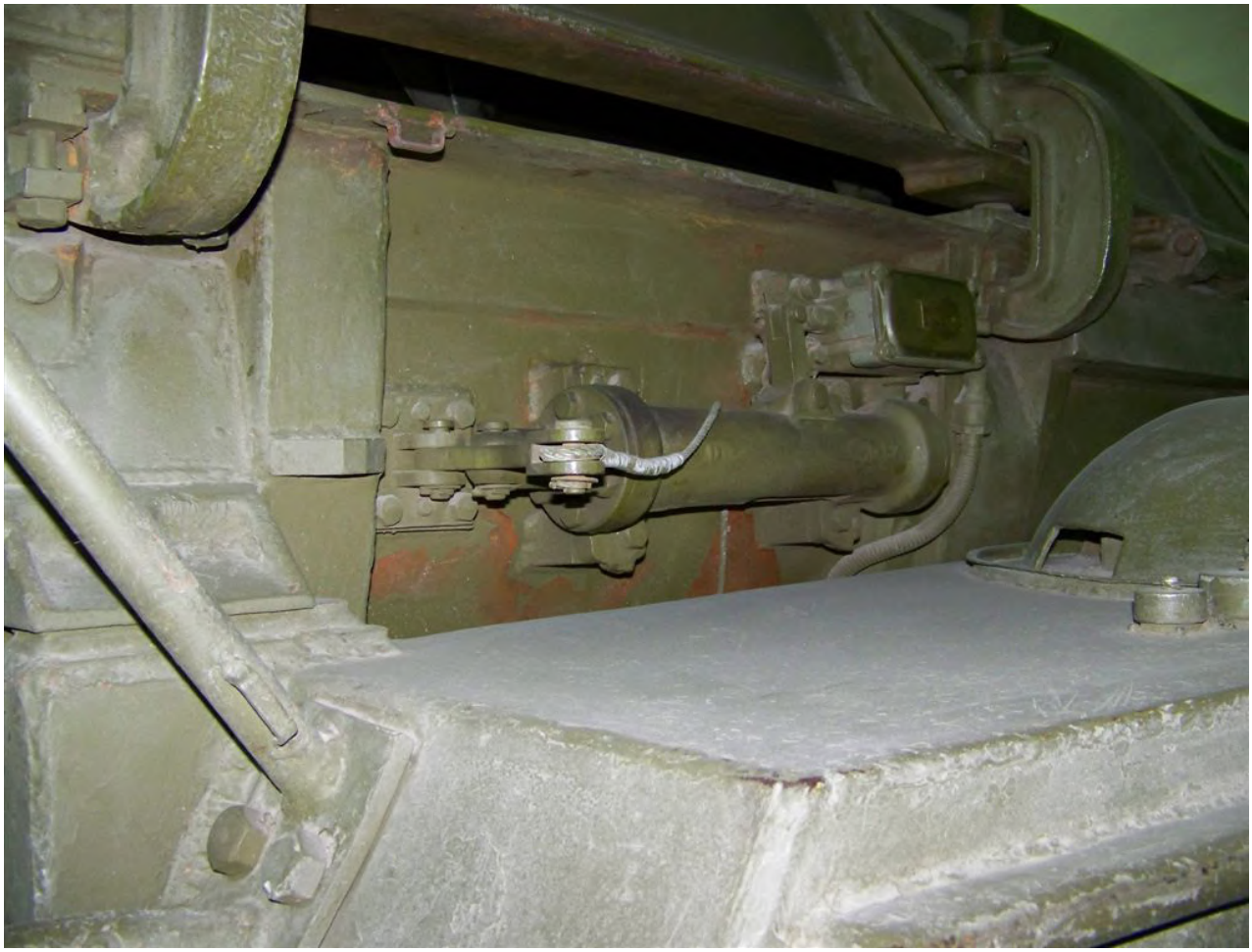


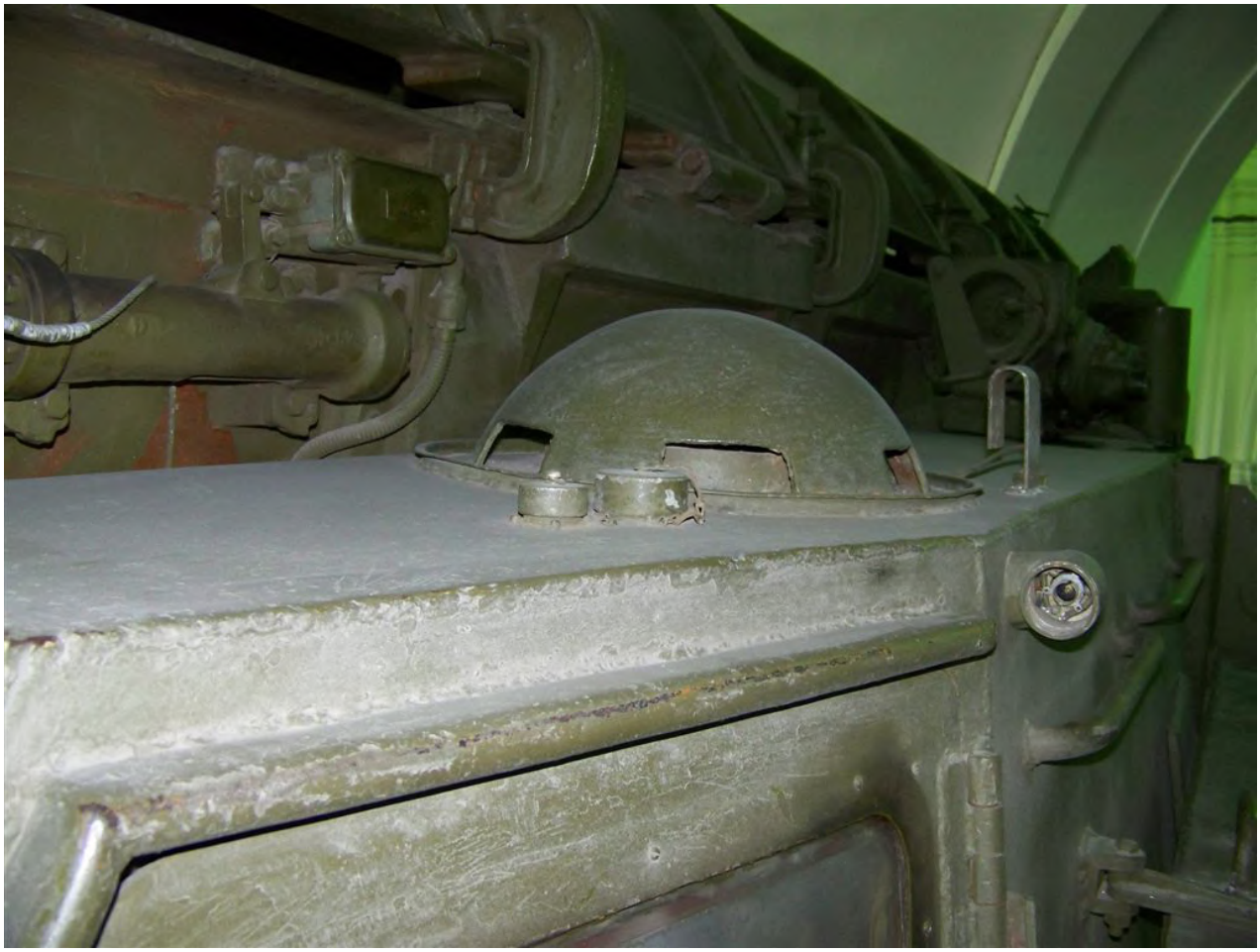


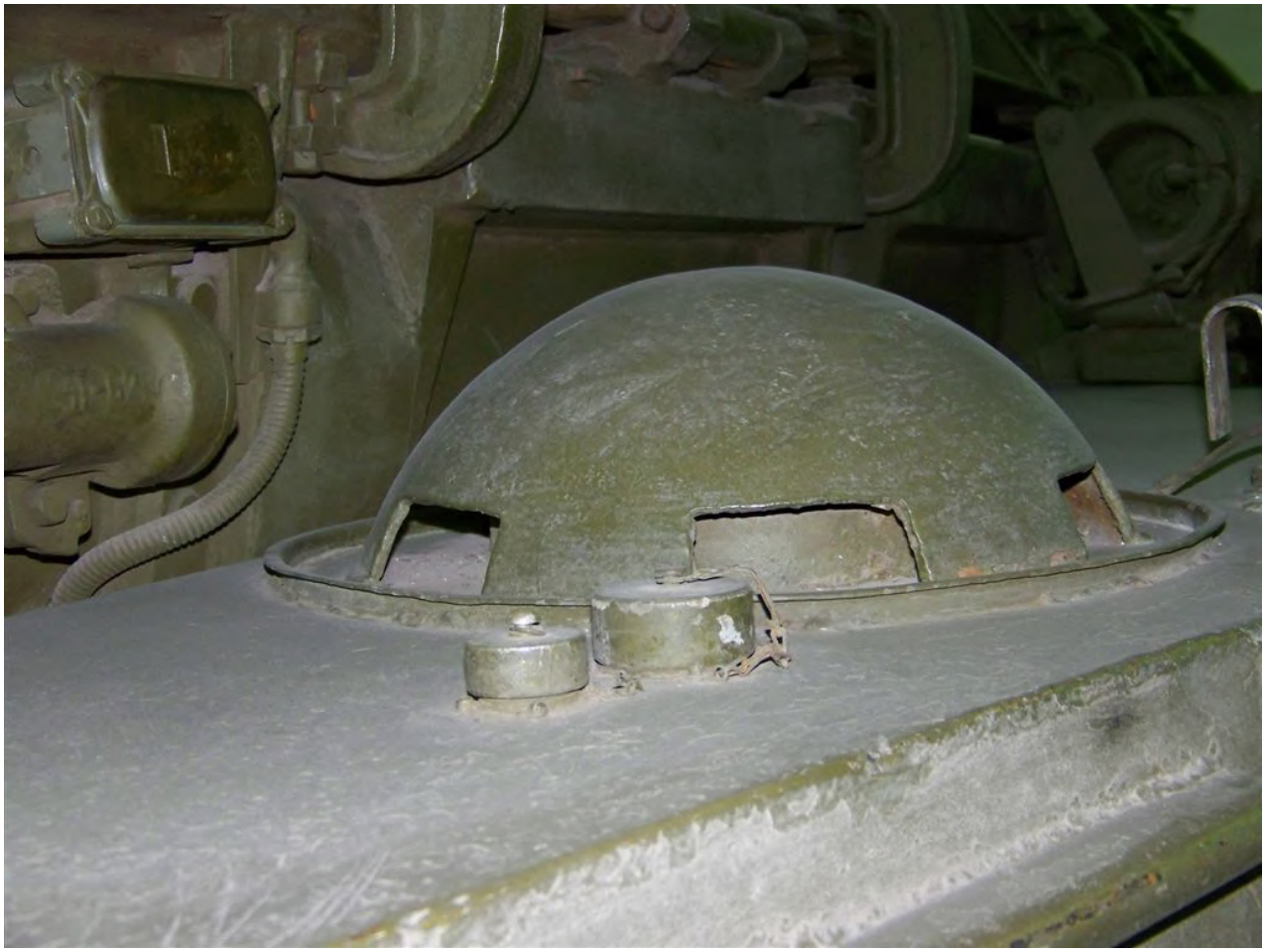


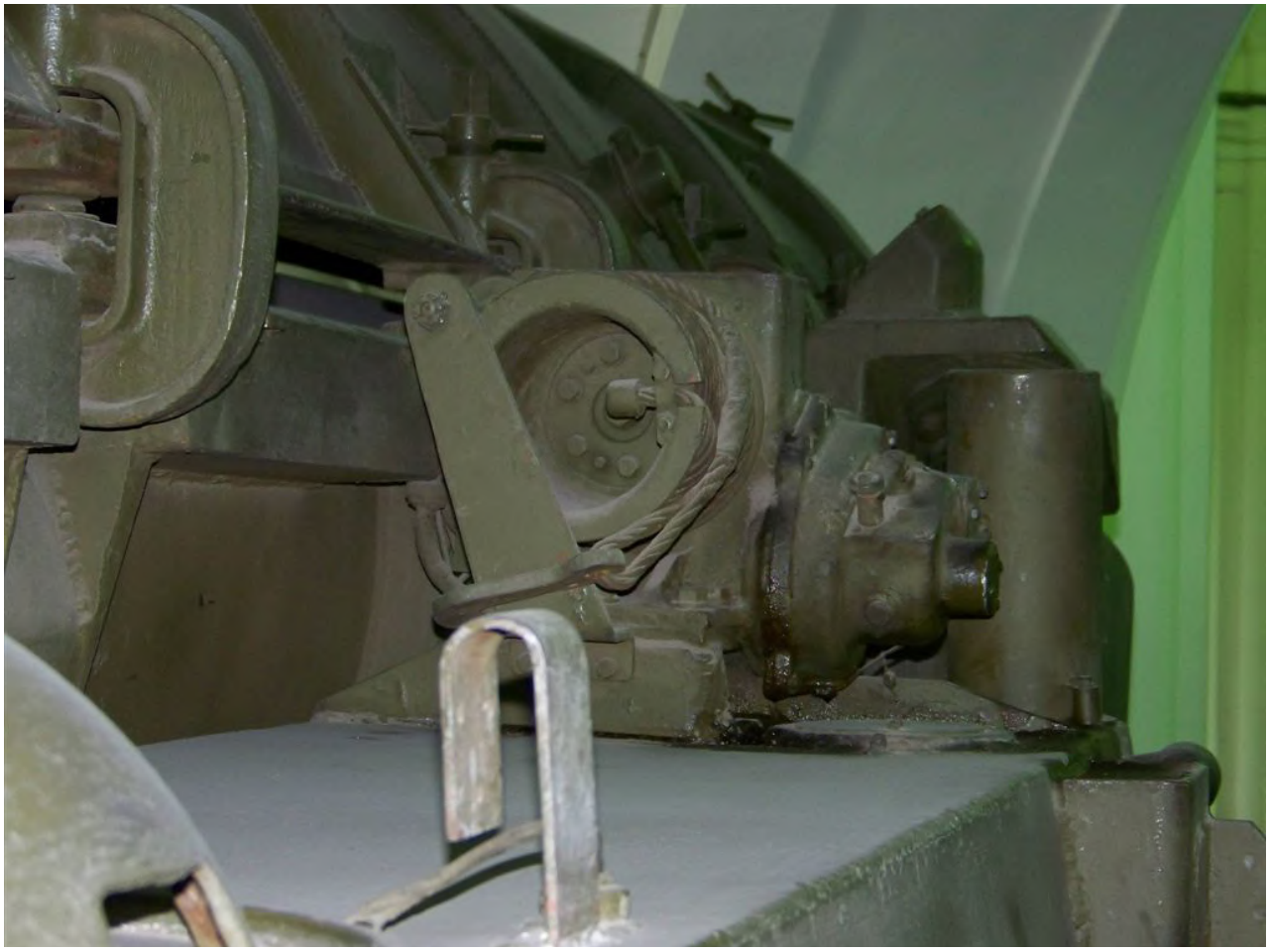


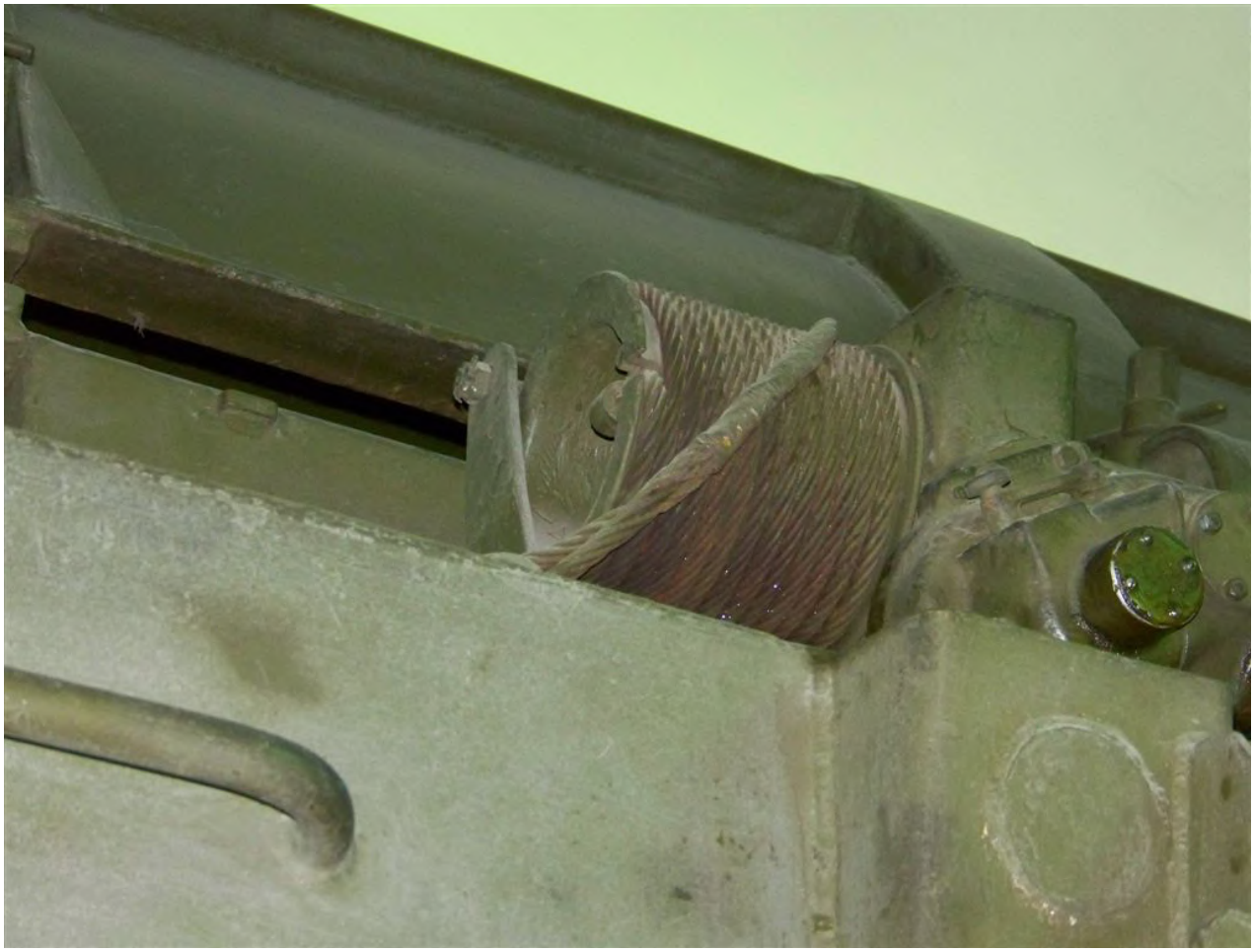


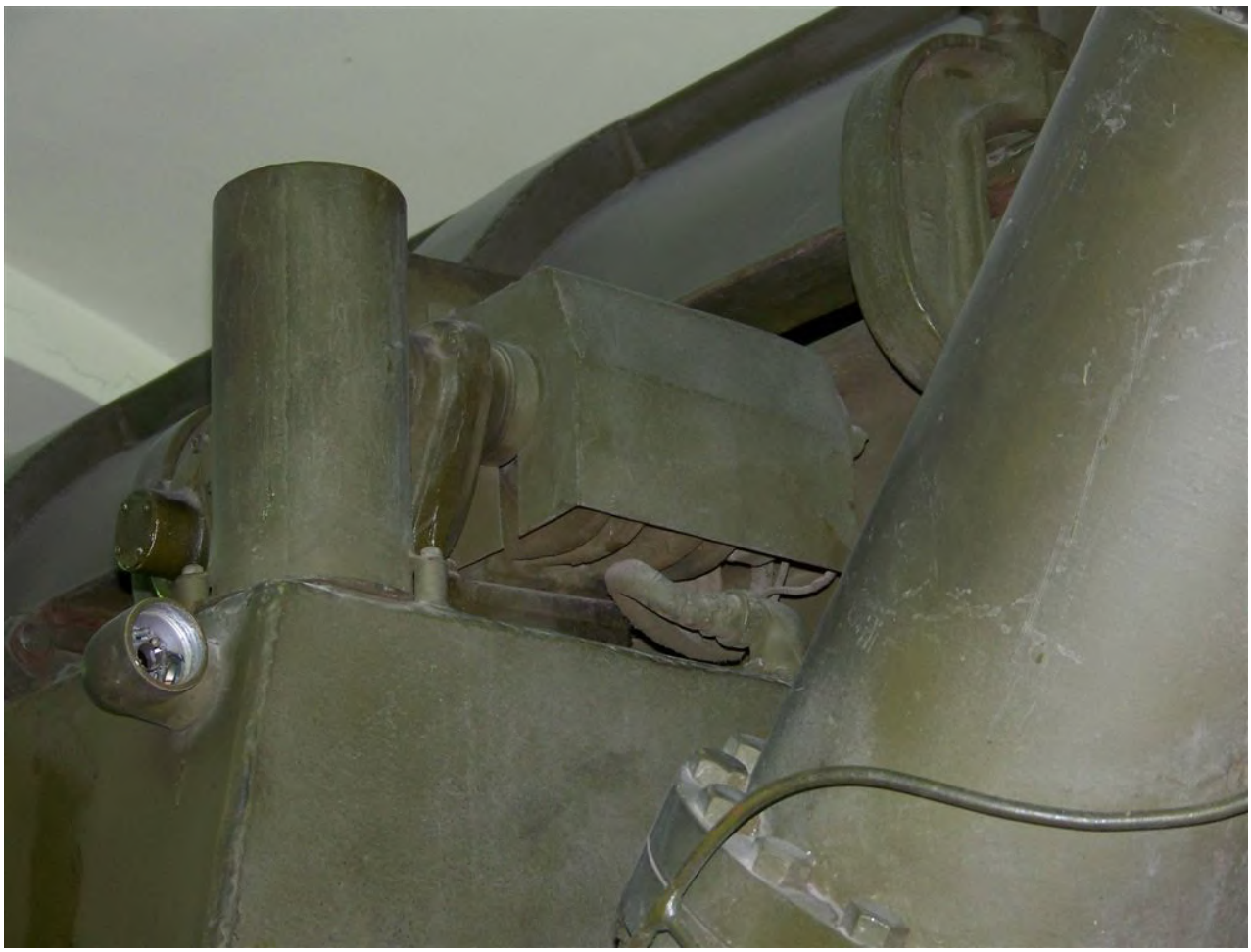






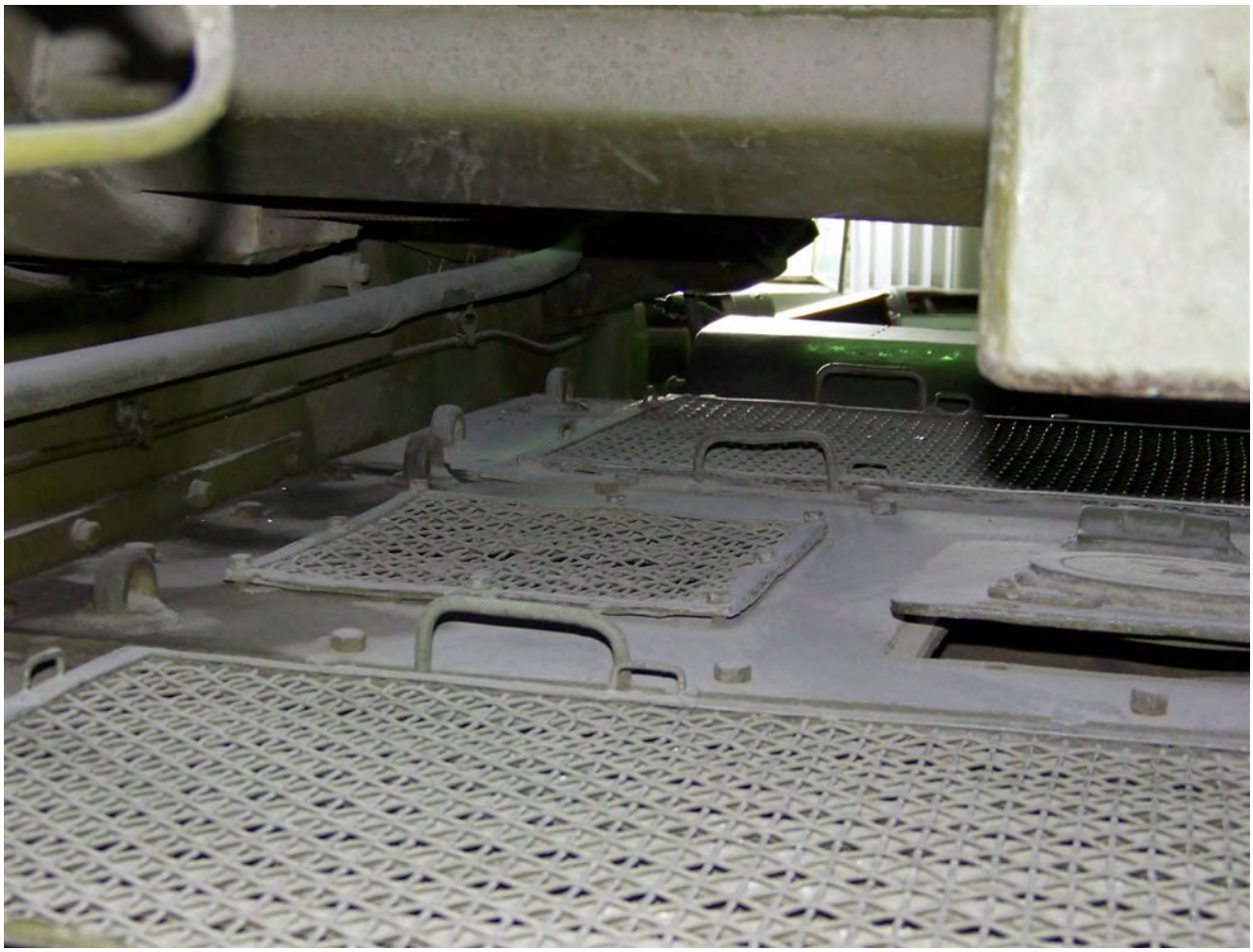




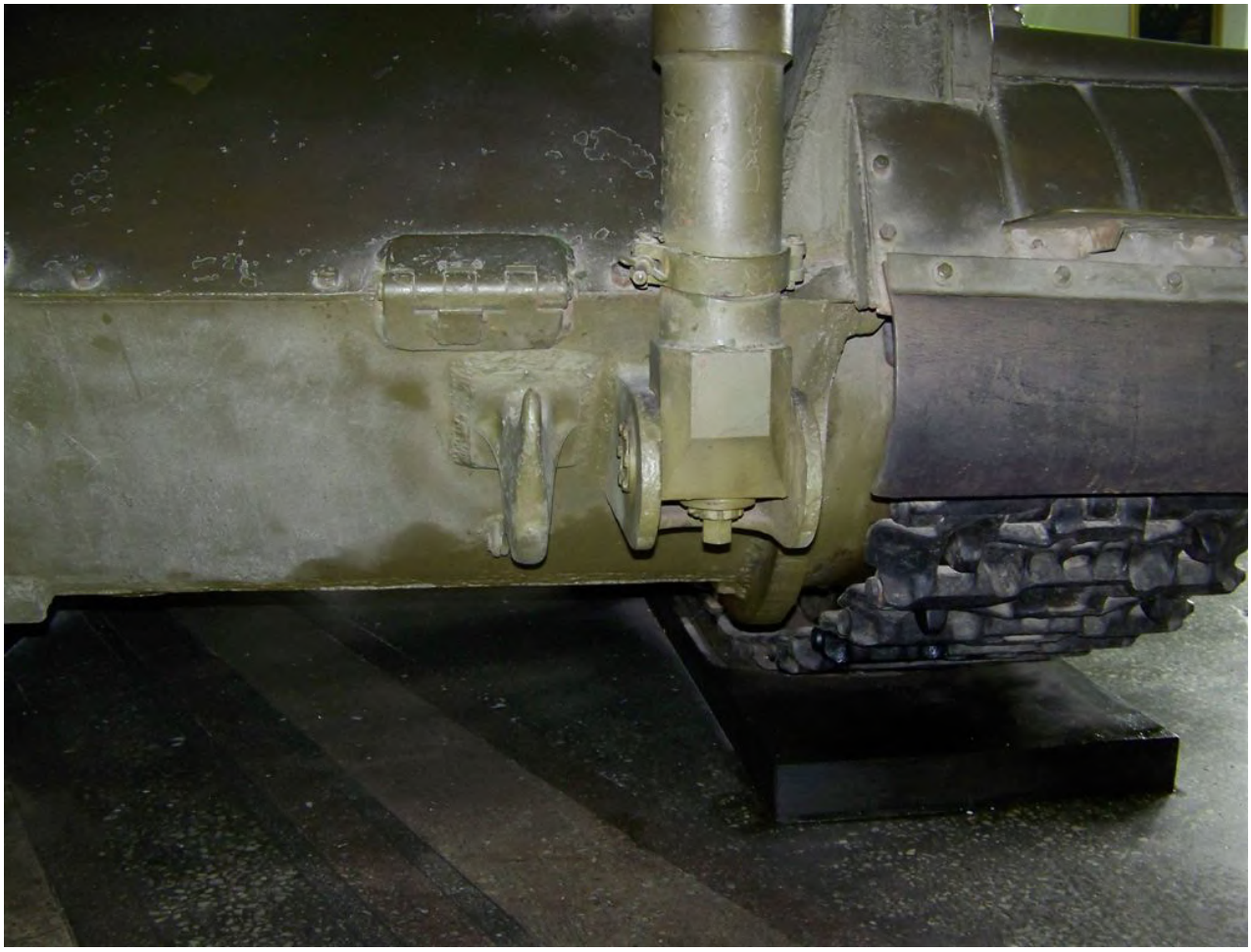


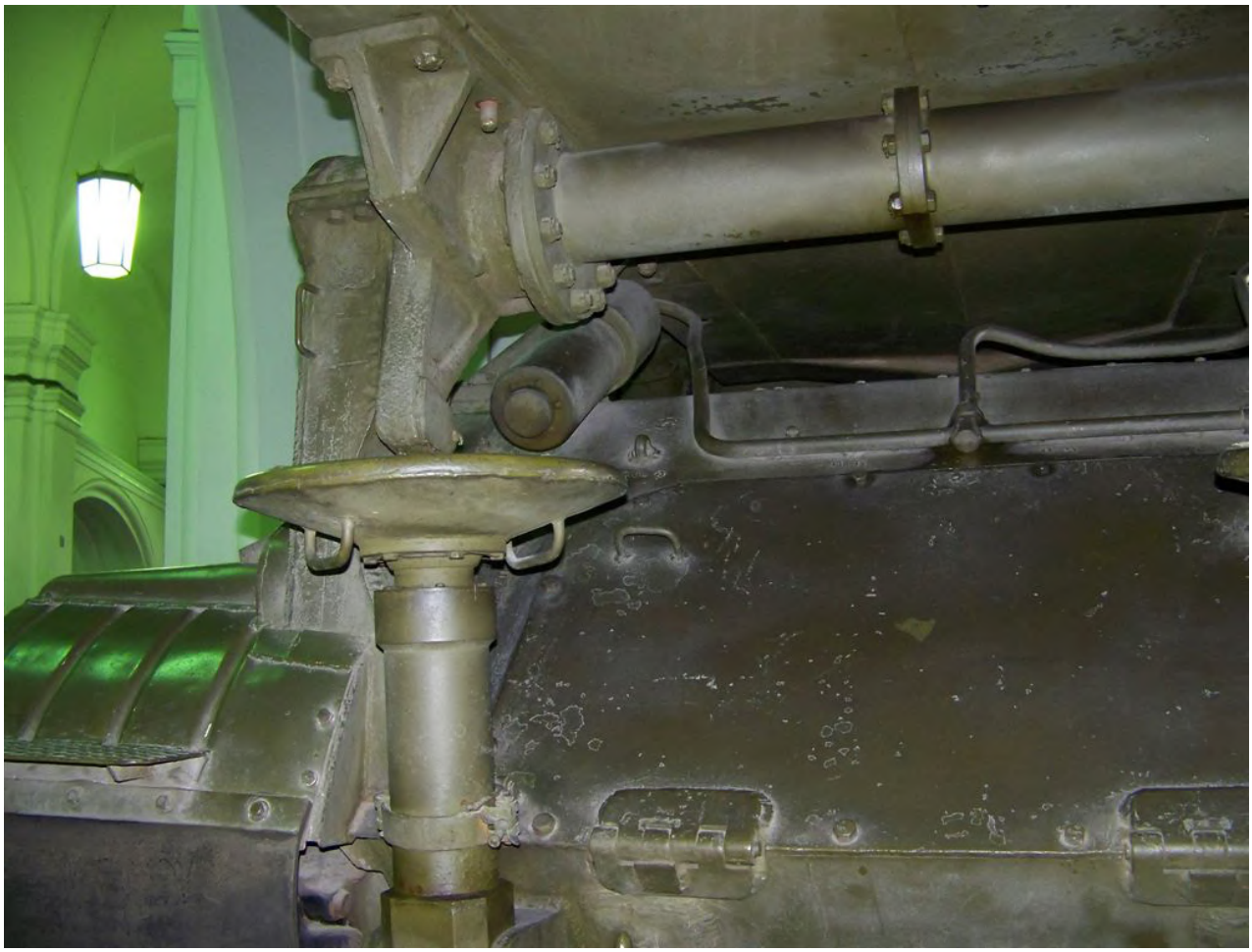
21
114

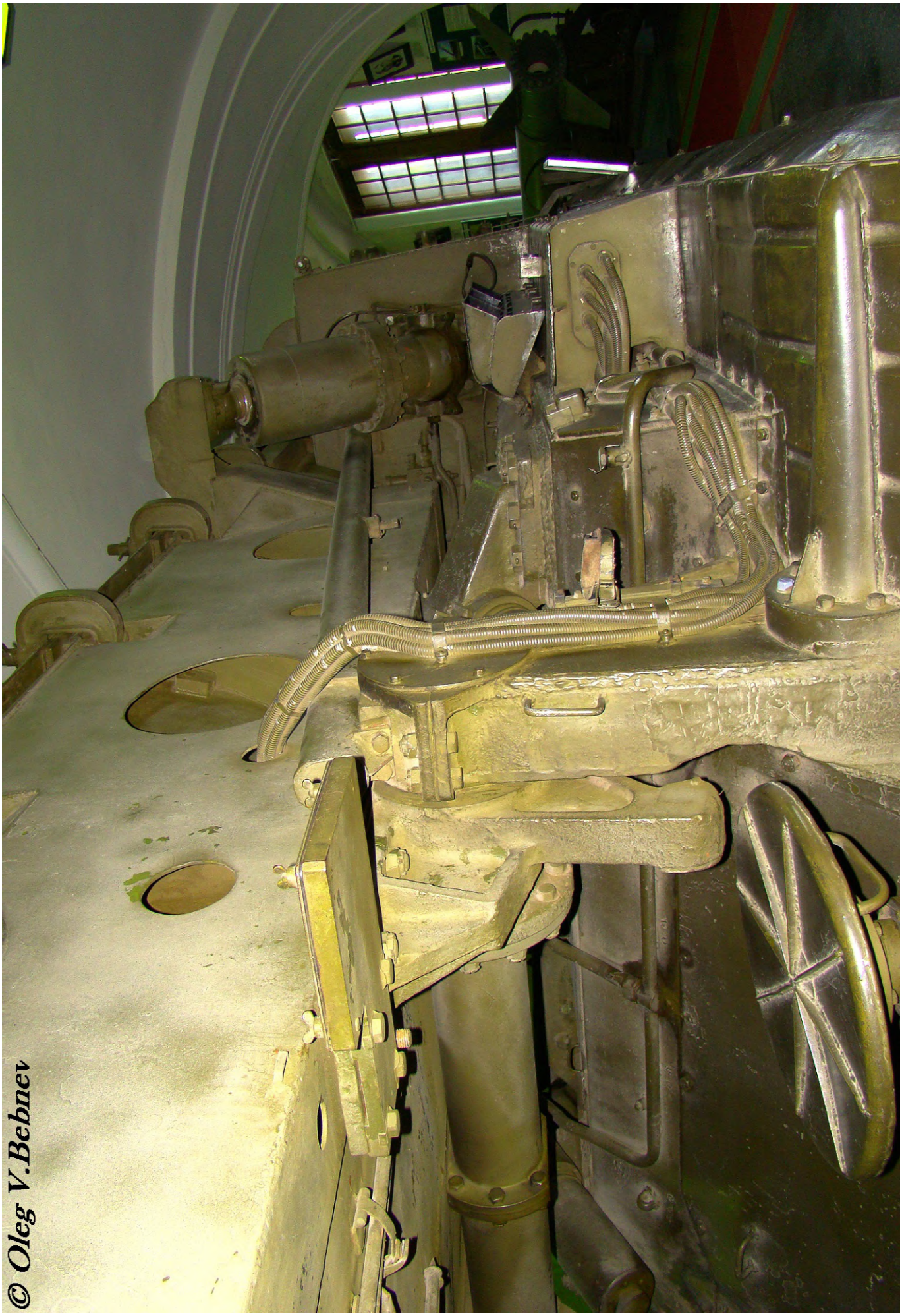
FotosergS.ya.ru 2011



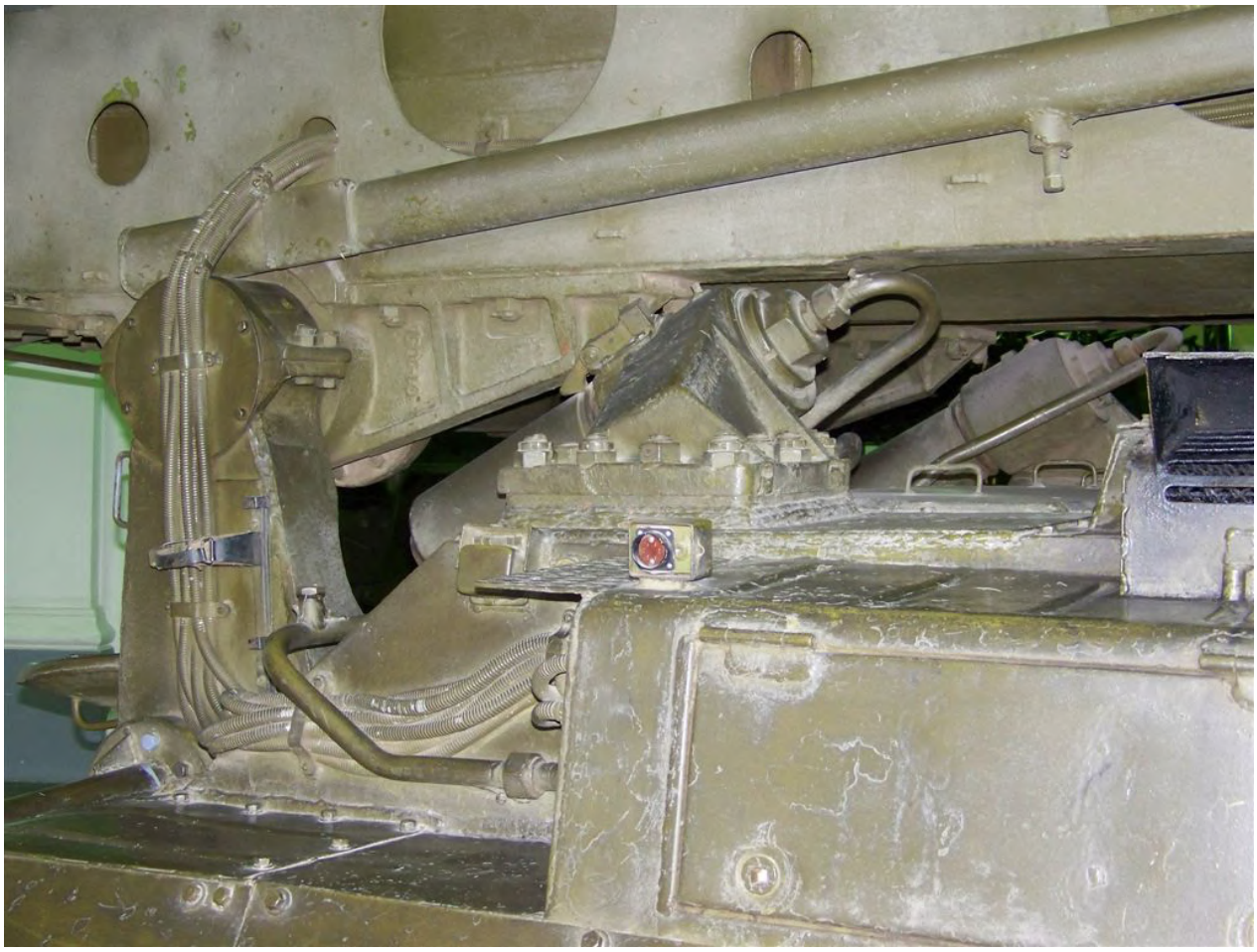
© Oleg V.Bebnev

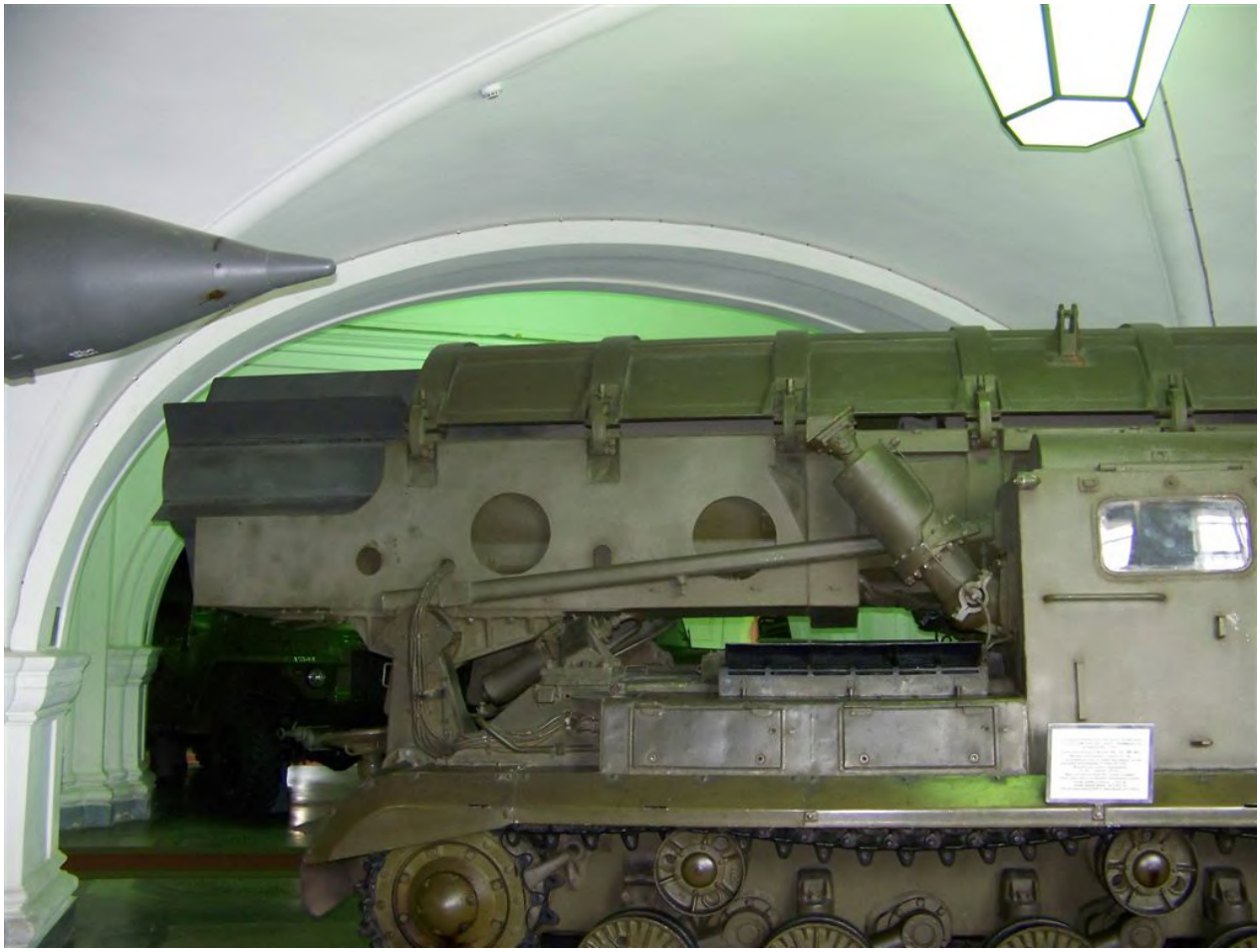


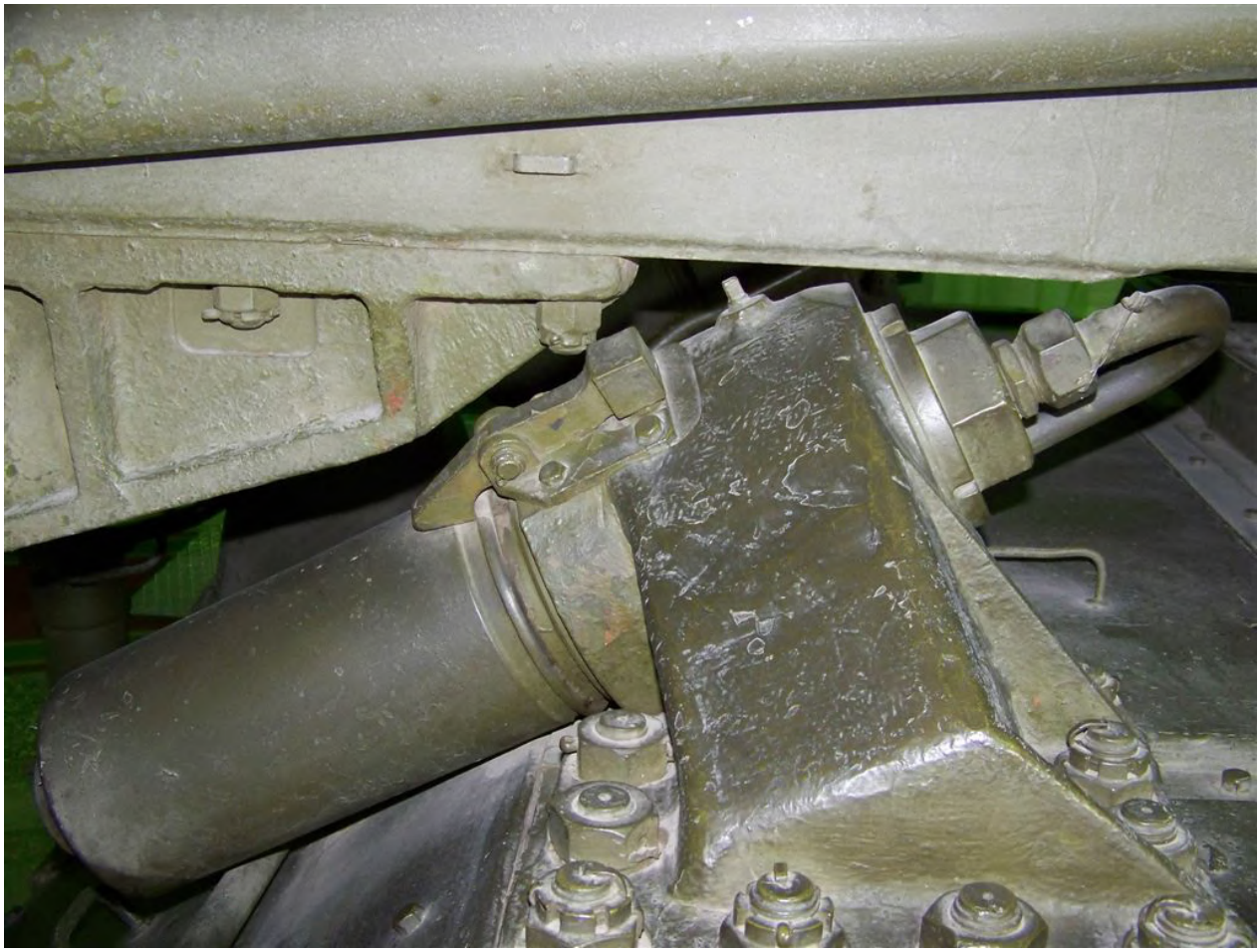


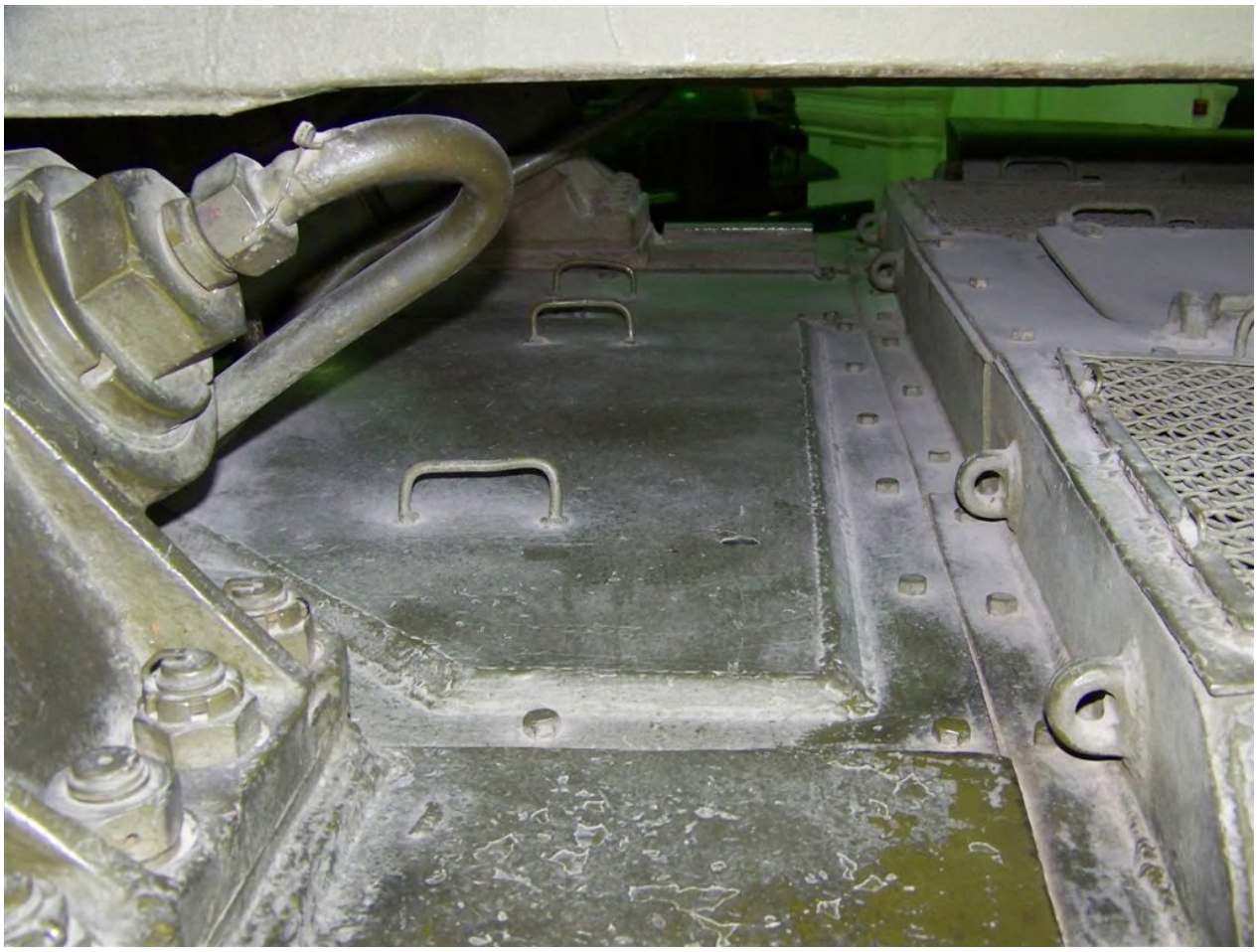

© Oleg V.Bebnev

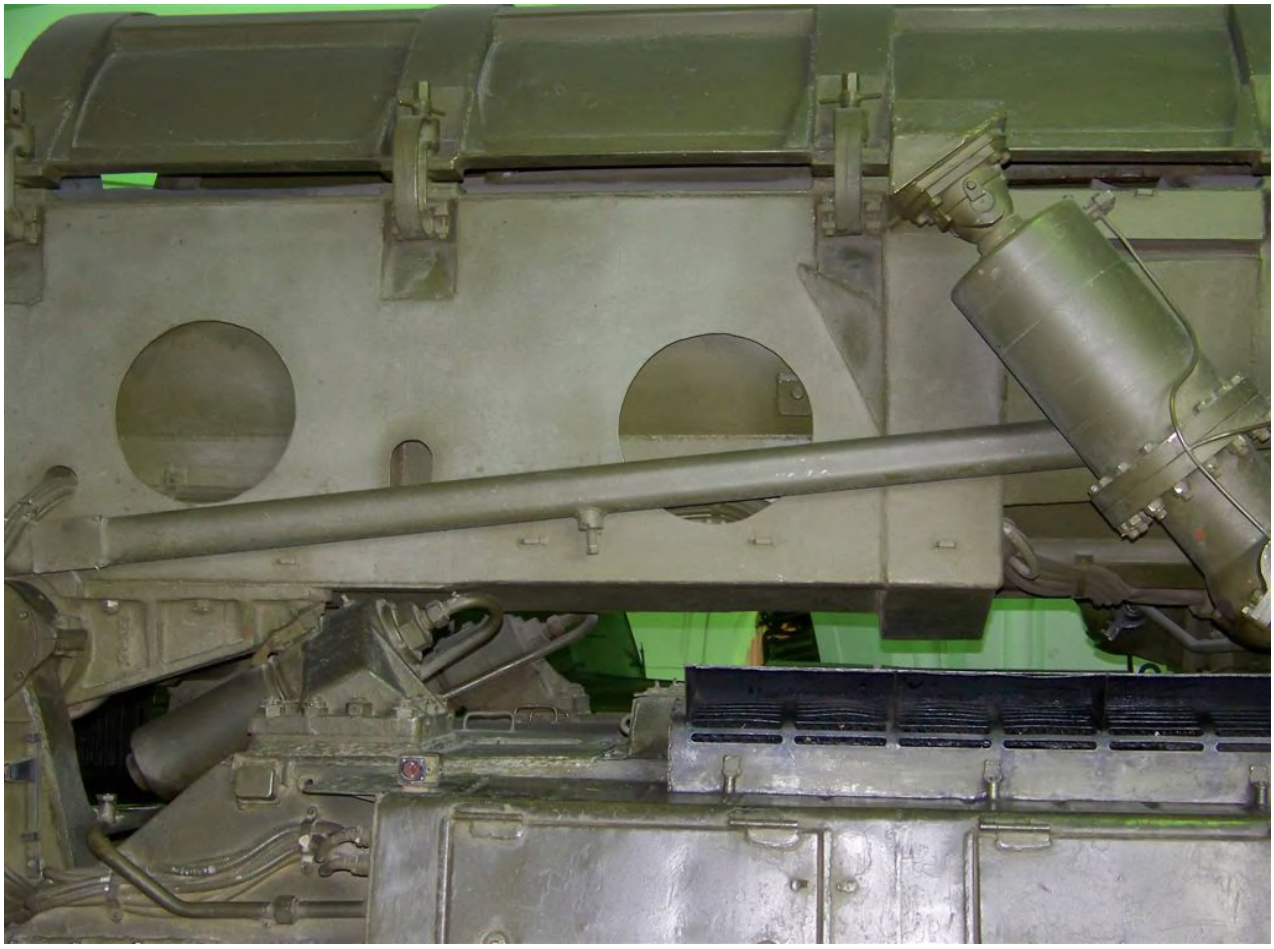
FotosergS.ya.ru 2011

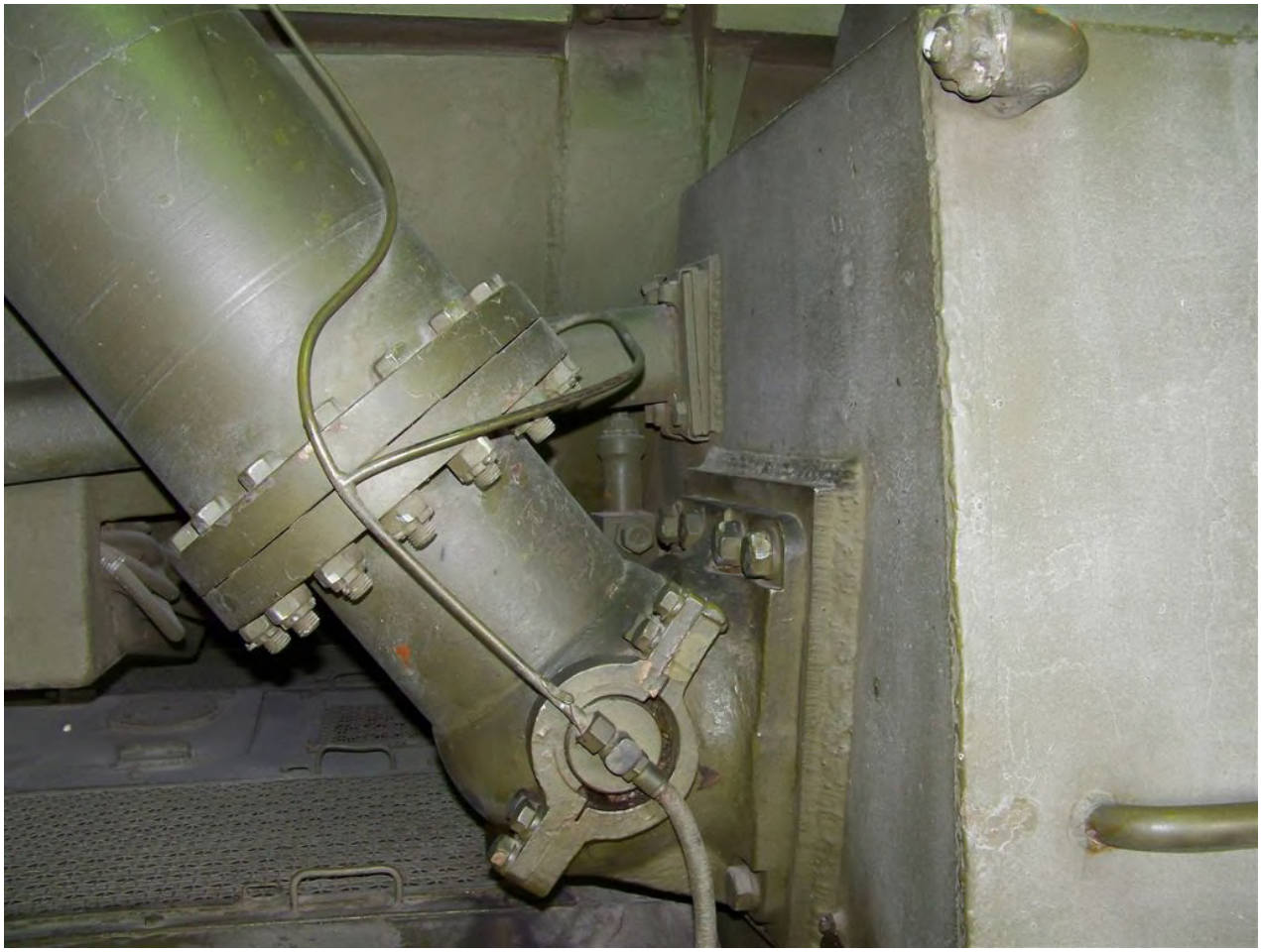








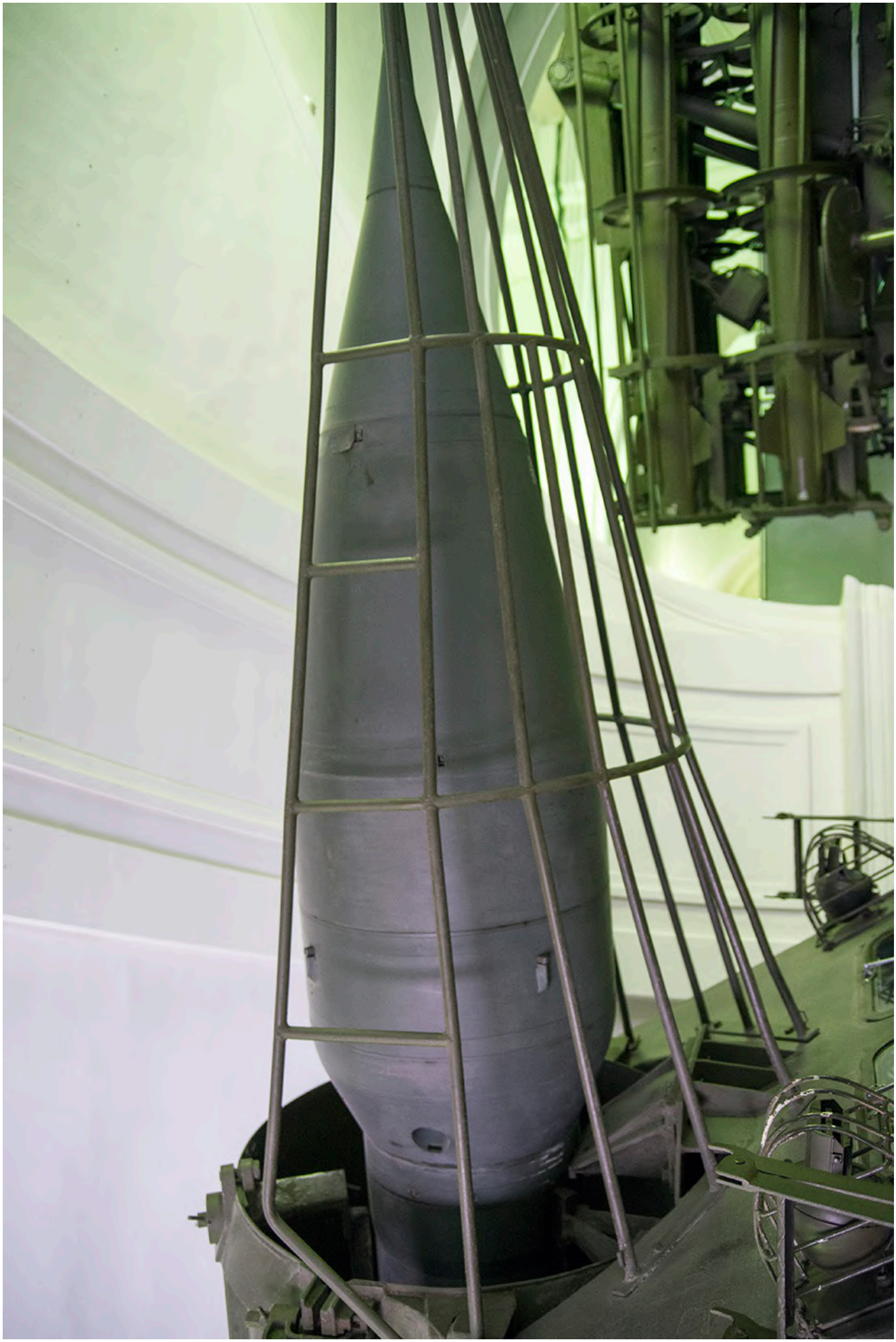


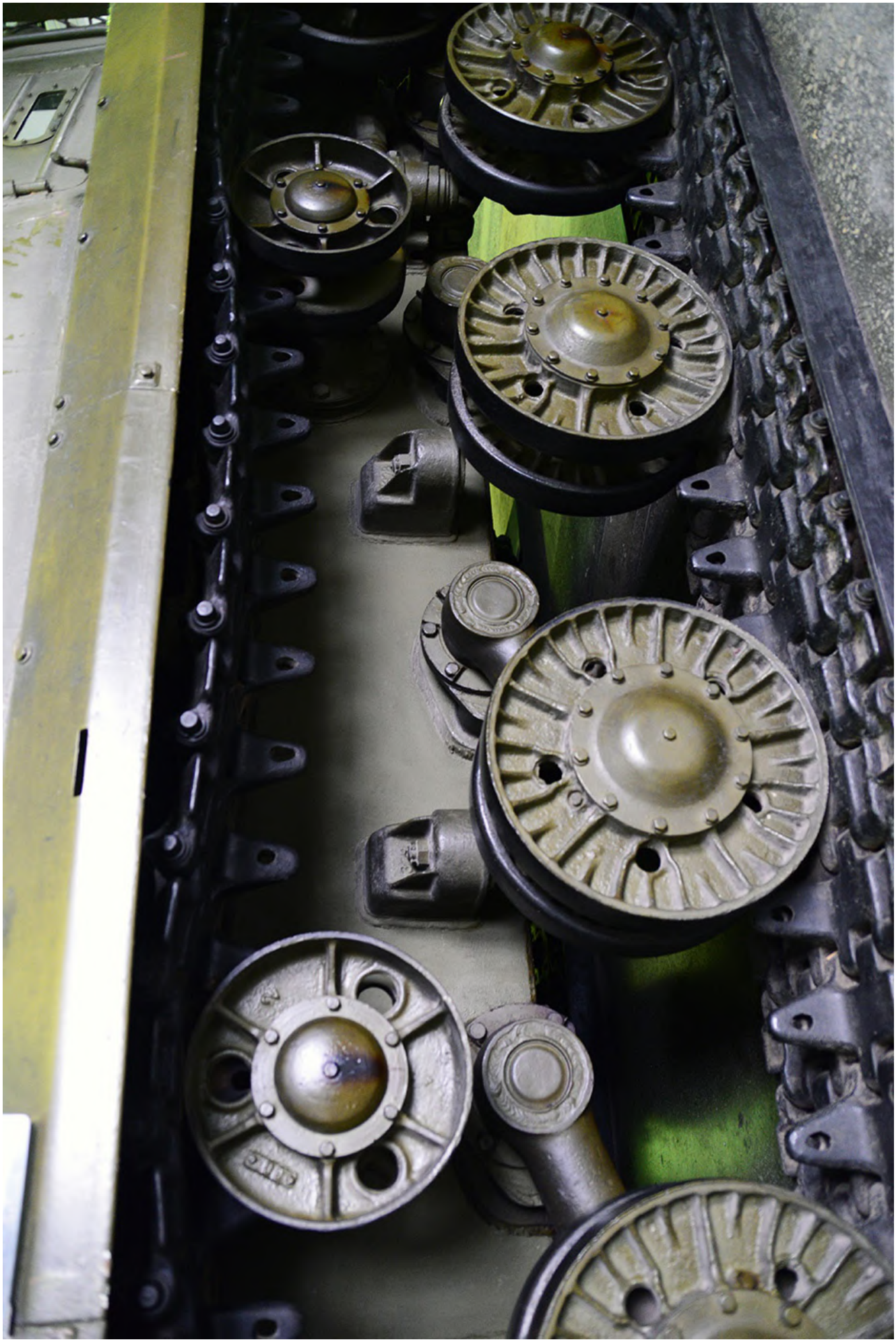


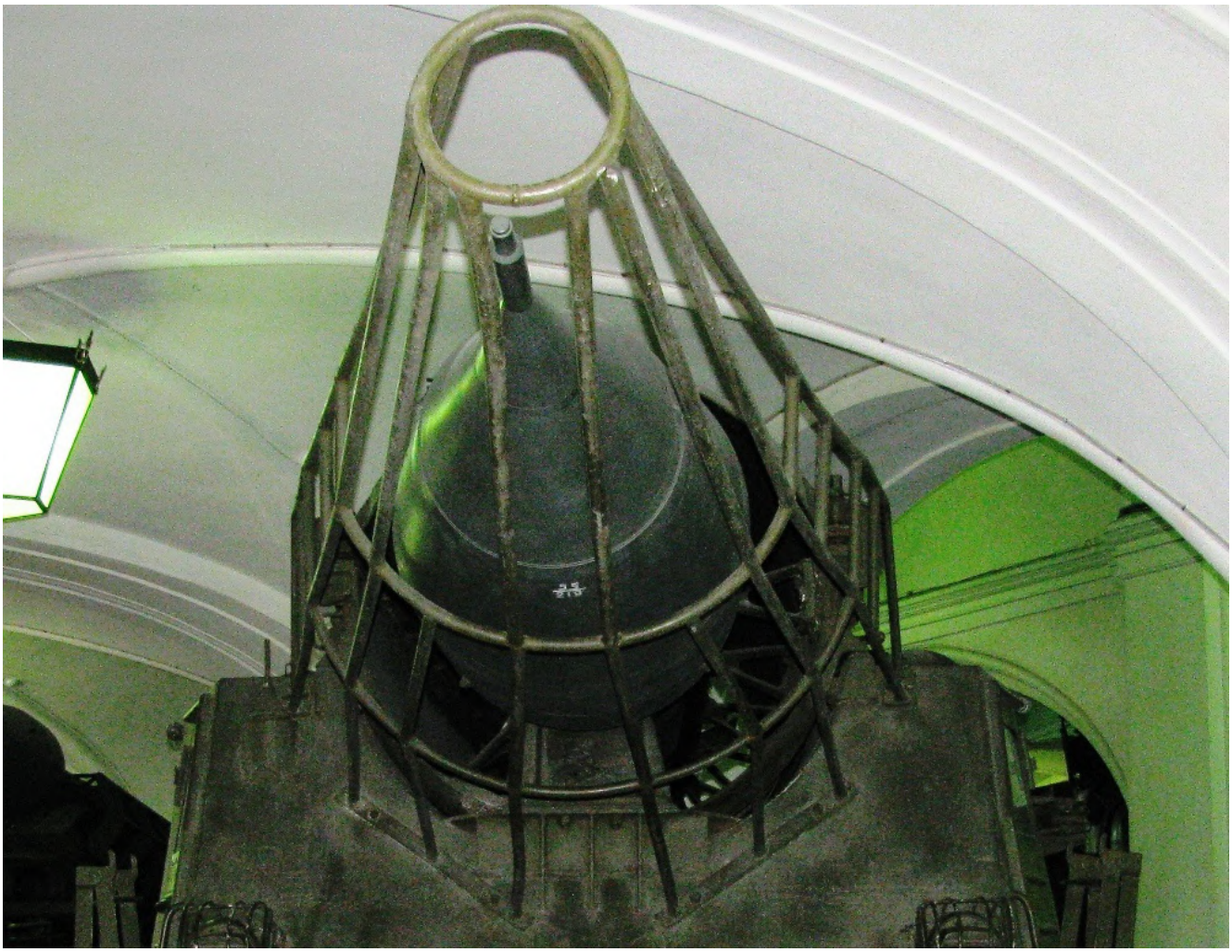
FotosergS.ya.ru 2011

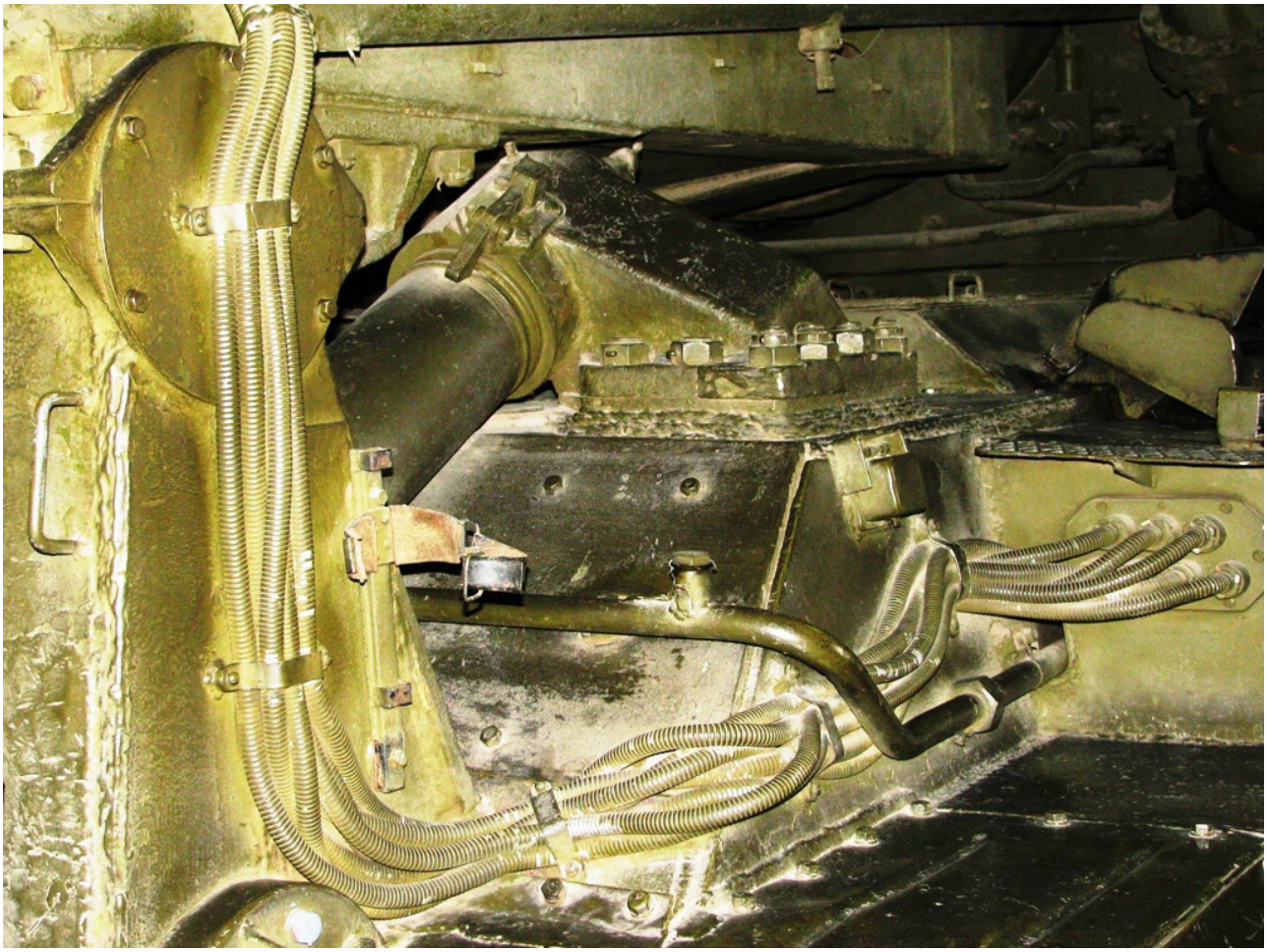
FotosergS.ya.ru 2013

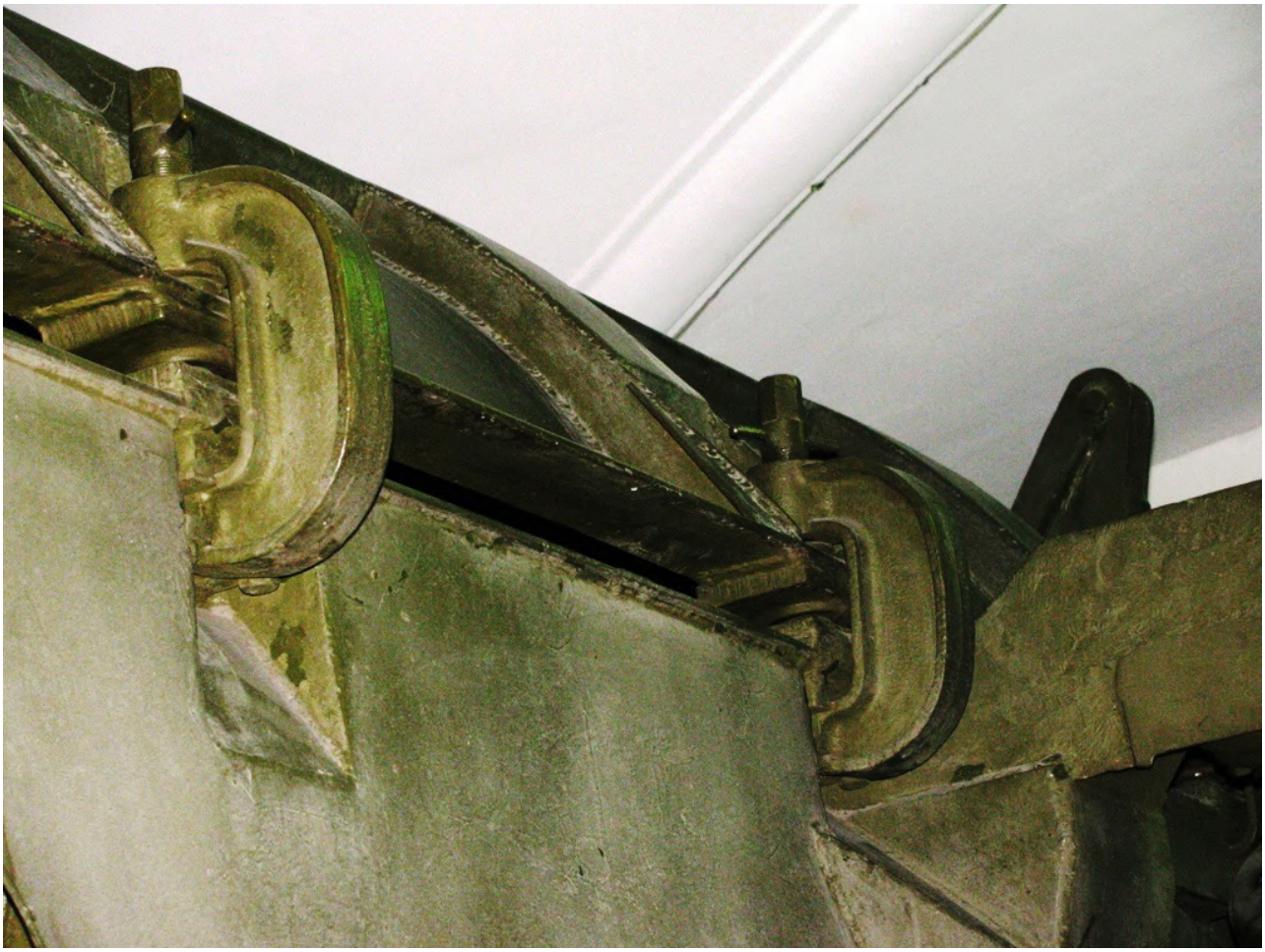
FotosergS.ya.ru 2013

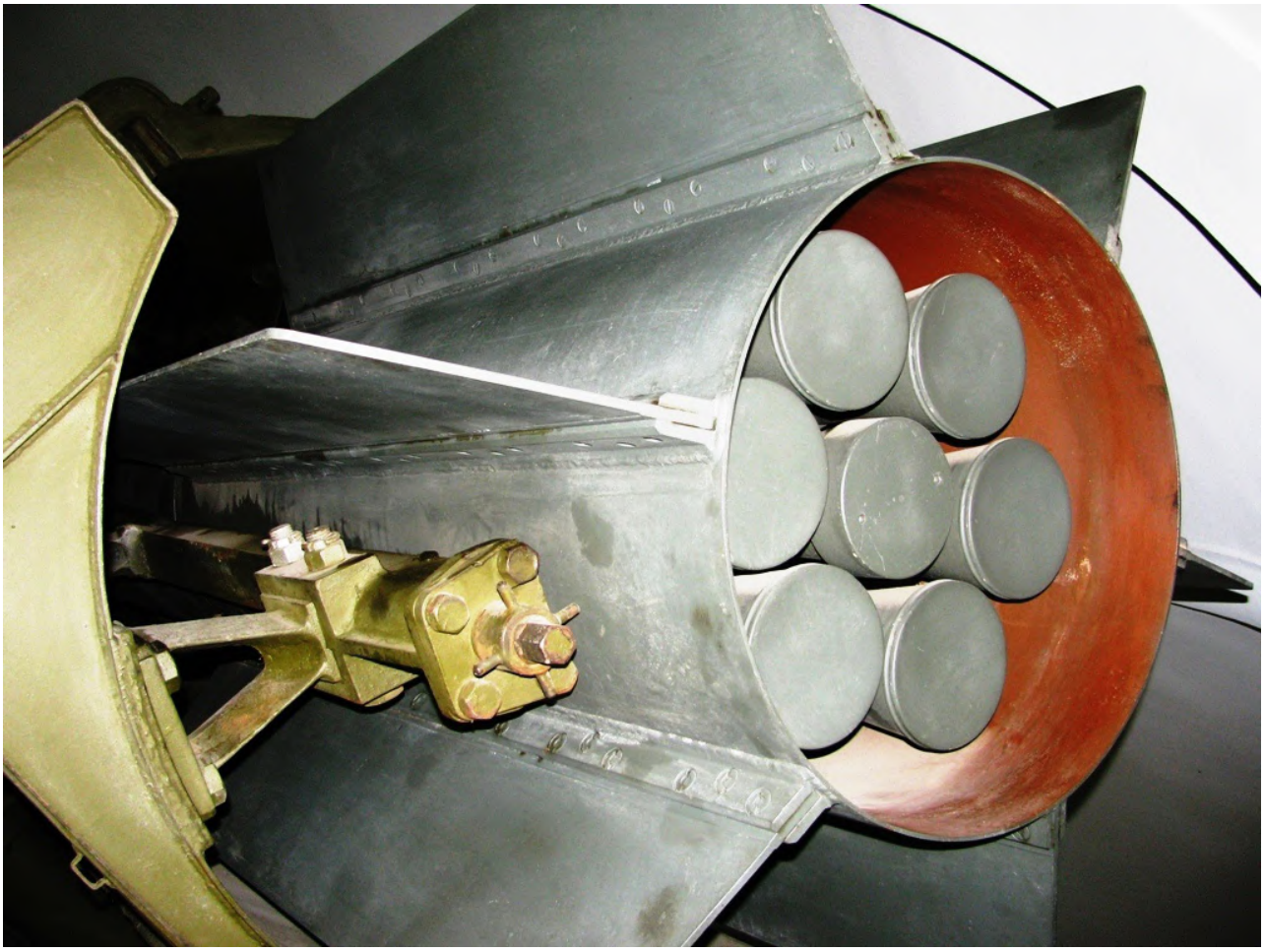


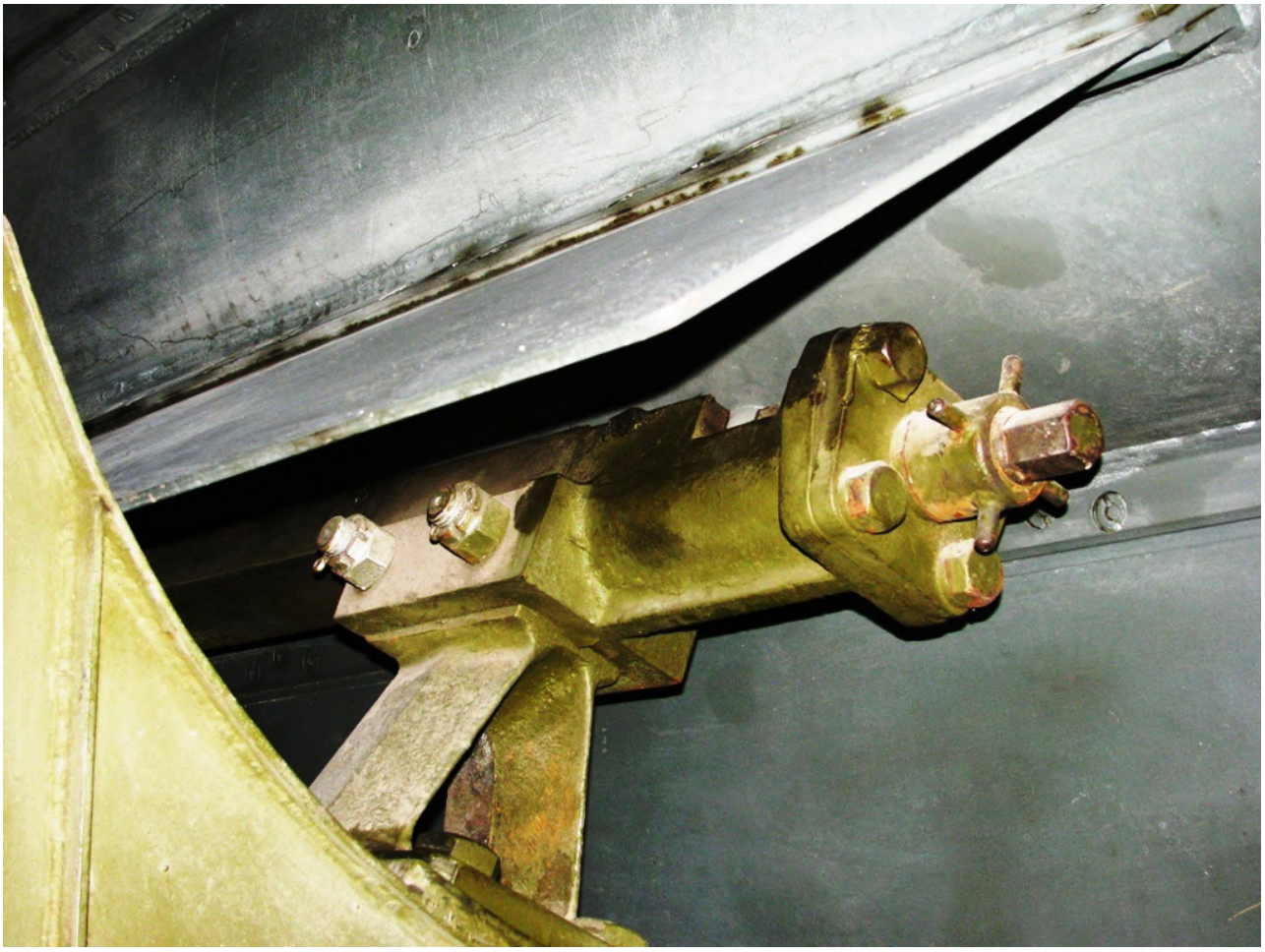


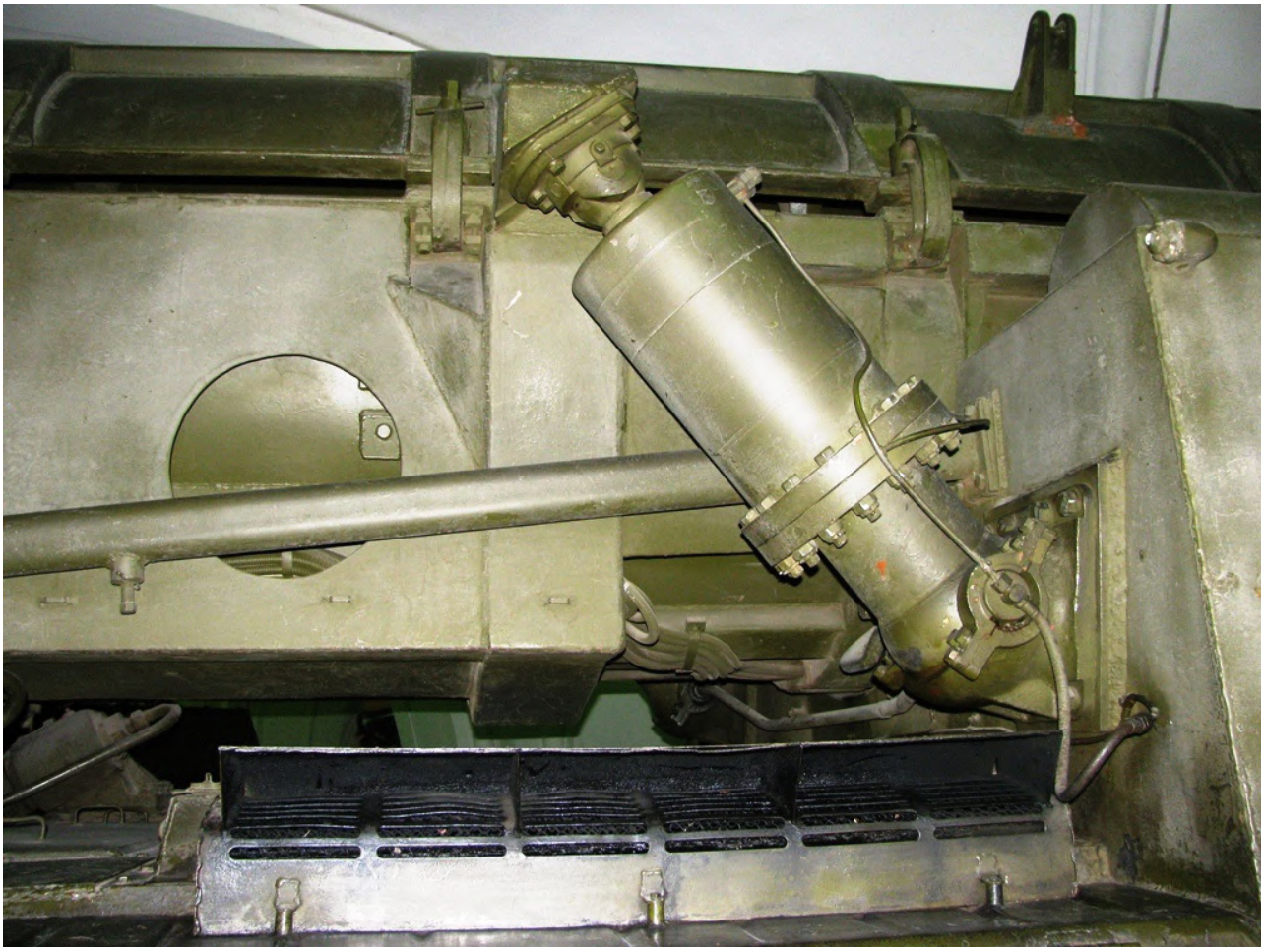


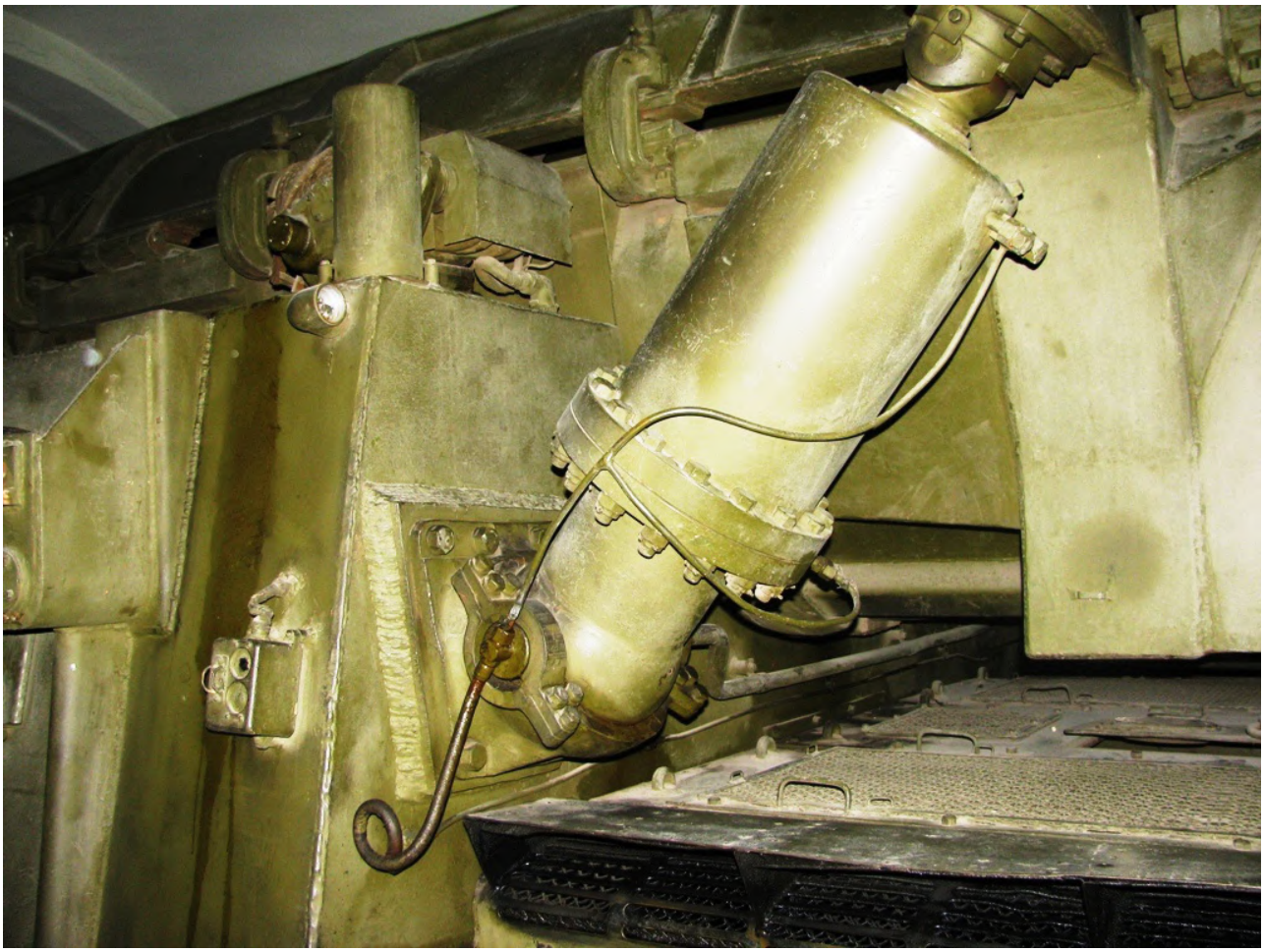


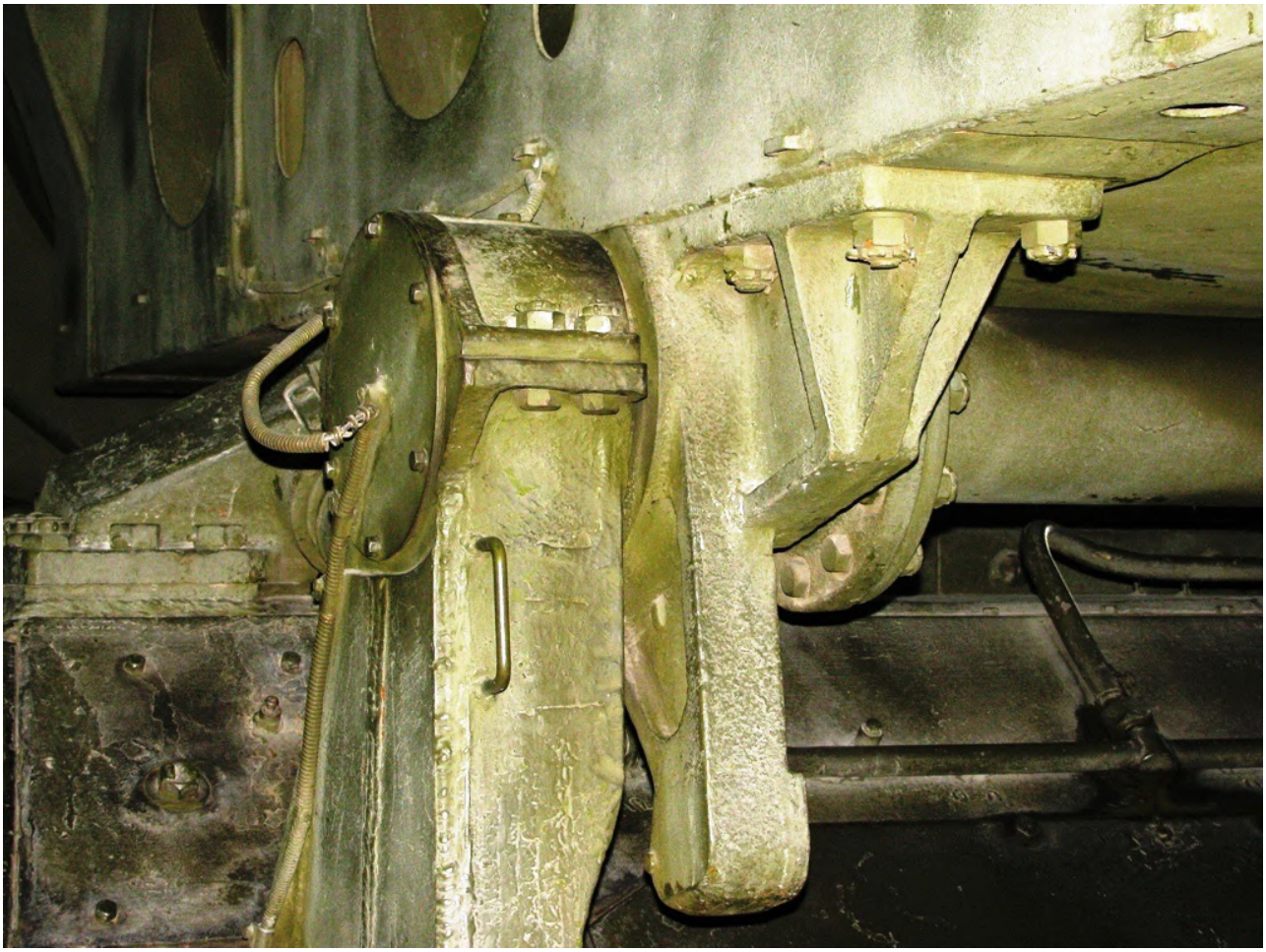


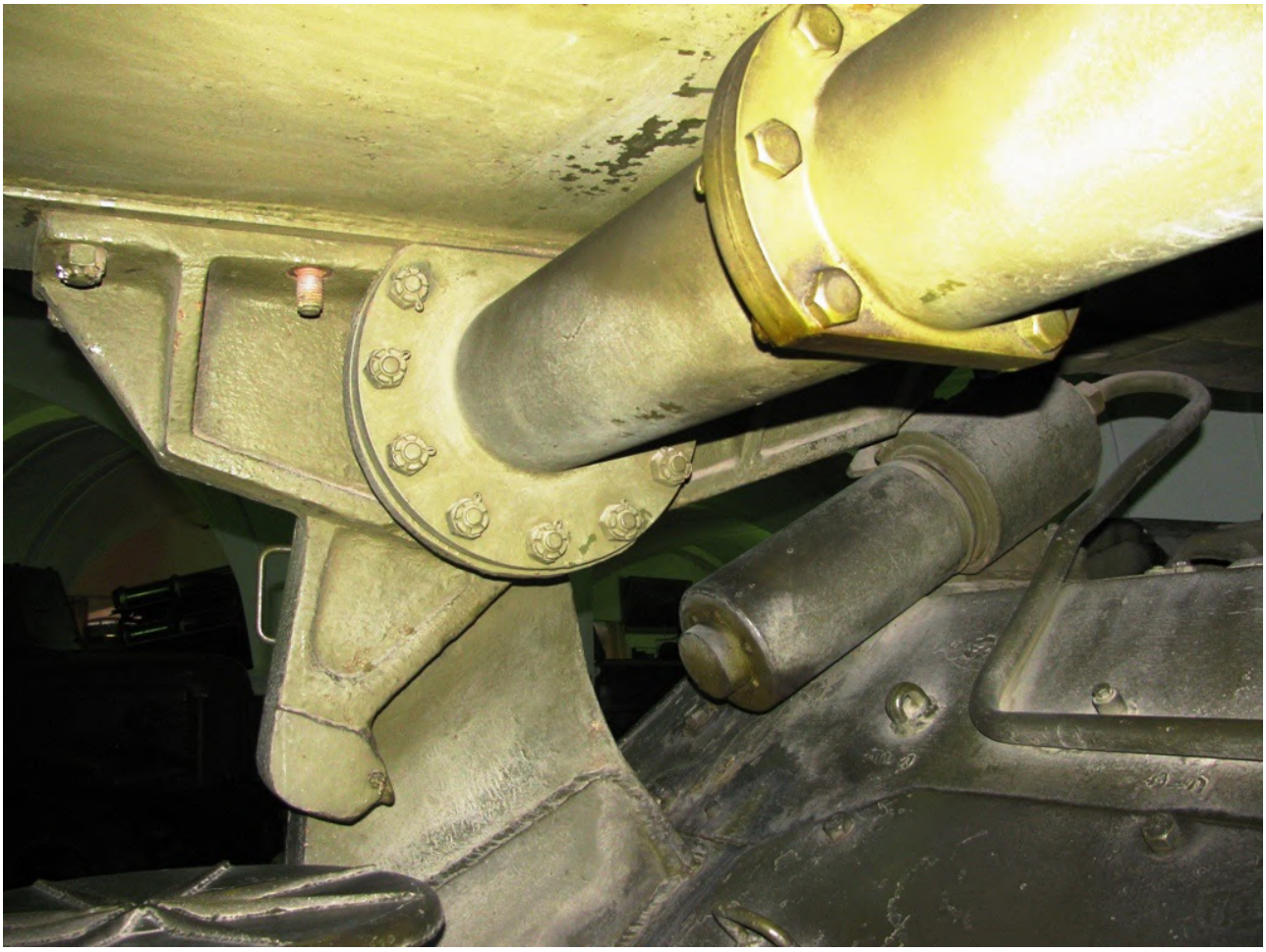


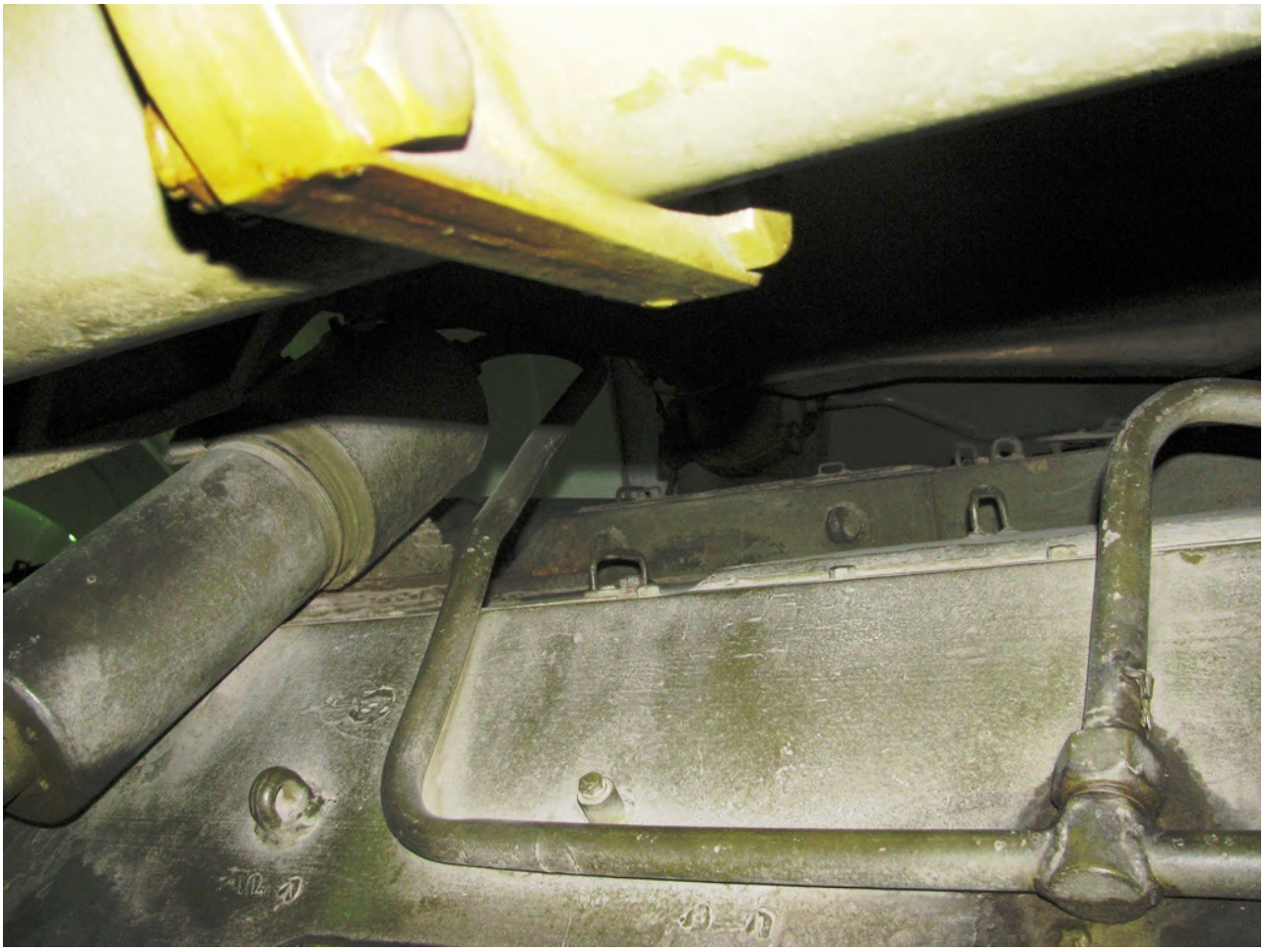


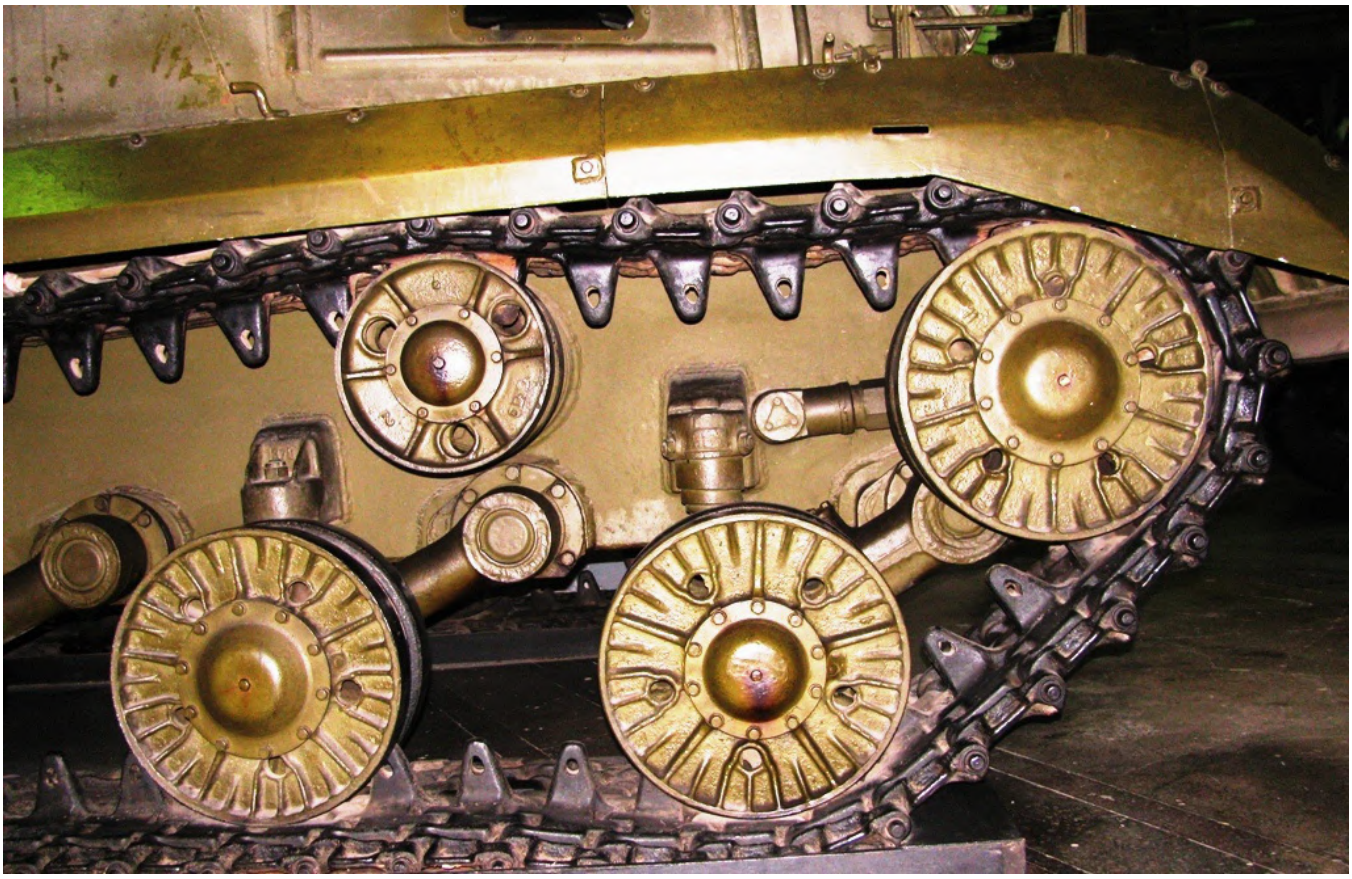


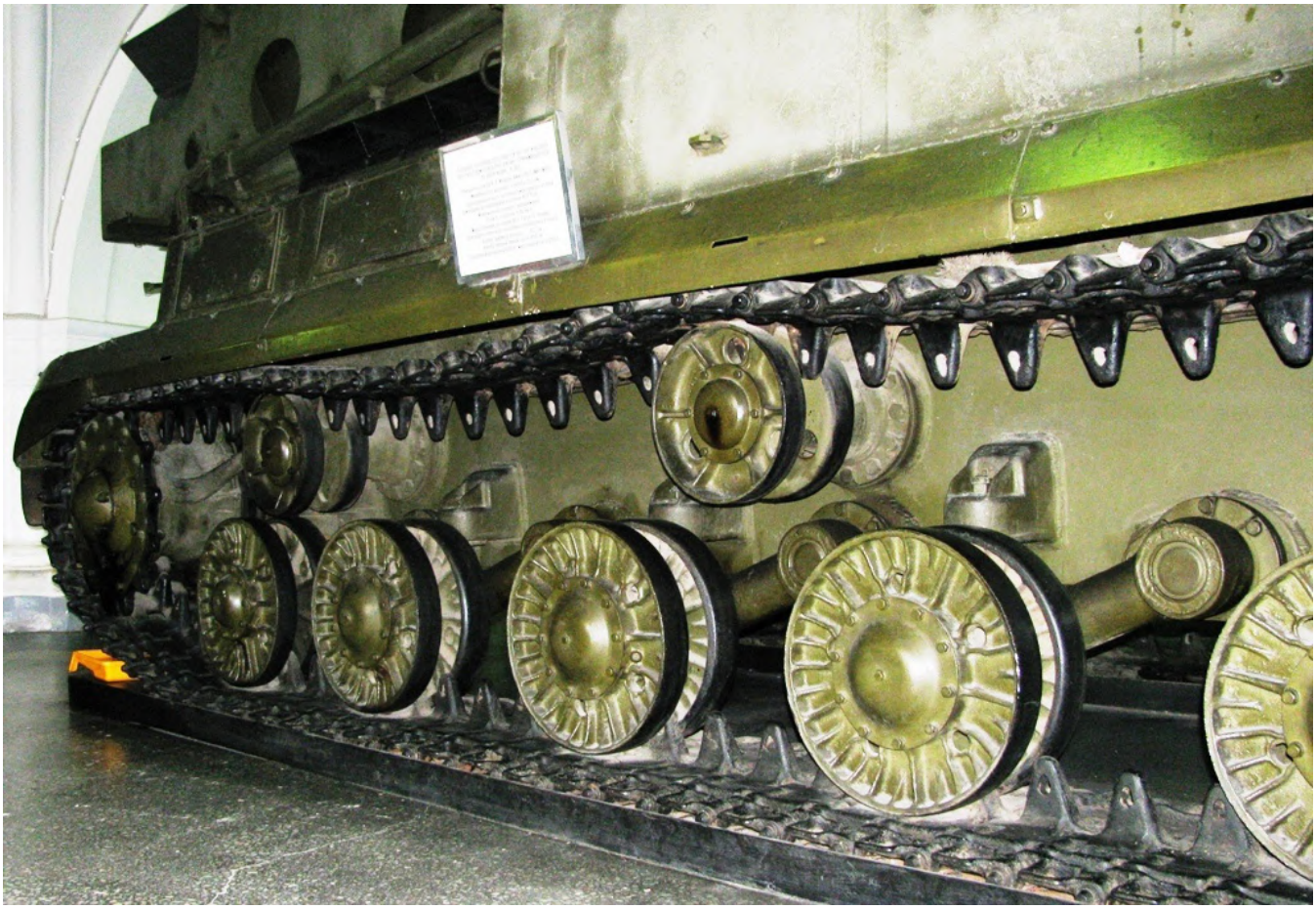


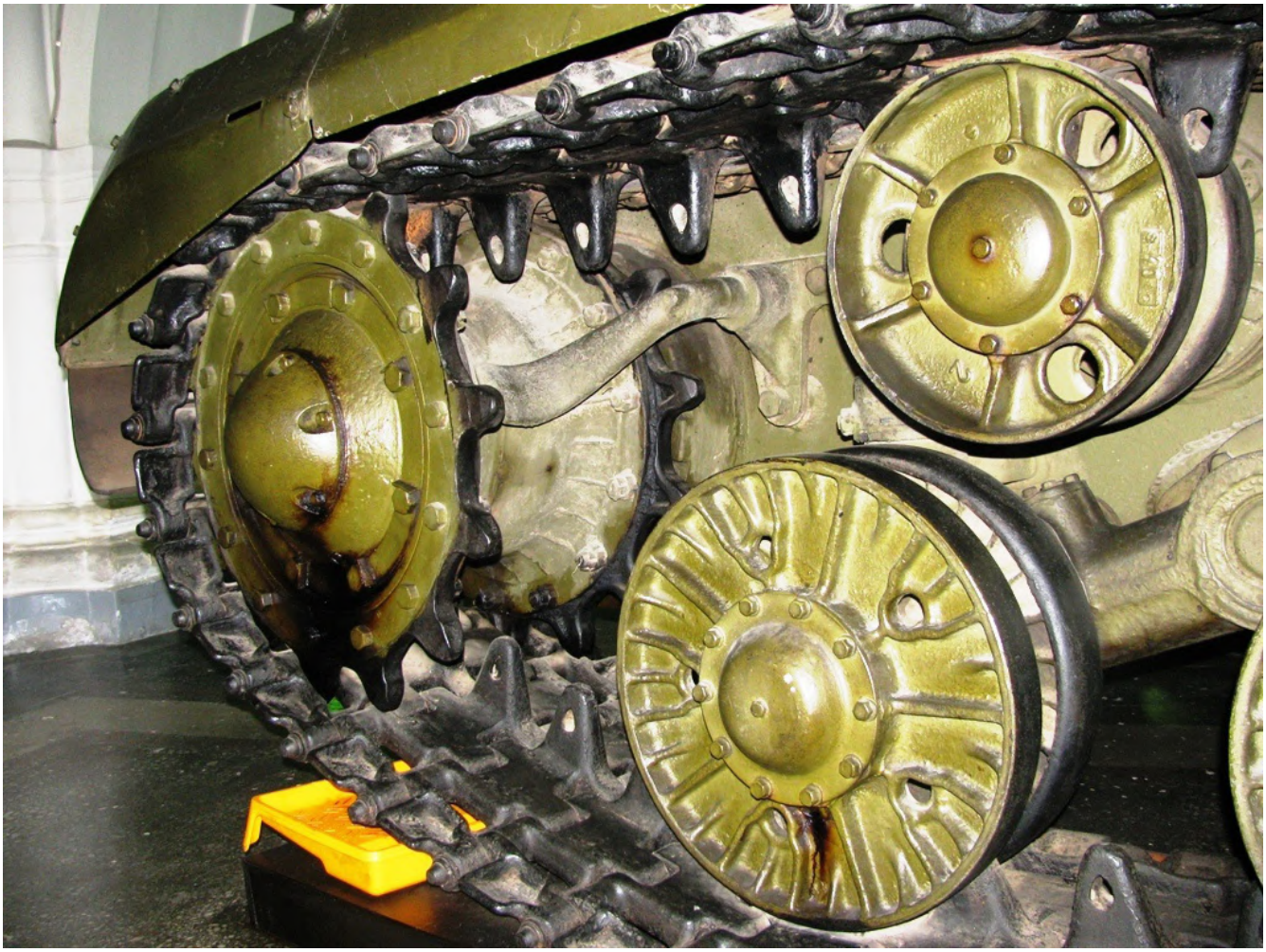












Конструкция направляющей

Винтовые направляющие элементы помещены в трубе, которая является корпусом направляющей. Внутри трубы на кронштейнах установлены три винтовых направляющих элемента. Два из них крепятся к нижней части трубы (обоймы) и одна к верхней части. Труба направляющей имеет горизонтальный разъем, делящий ее на две части.

Перед заряжанием установки верхняя часть направляющей поднимается с помощью специального механизма, состоящего из троса, лебедки и кронштейна. Механизм приводится в действие с помощью электромотора нажатием кнопки. Скрепление верхней и нижней части направляющей после заряжания производится посредством замков с коническими штырями, стягиваемых струбцинами с болтами.

Нижний ведущий направляющий элемент (стержень) имеет паз для штифта ракеты, и играет главную роль в создании вращательного движения (проворачивания) ракеты при ее движении в направляющей. Угол наклона в развертке составляет 3°. У заднего конца ведущего стержня укреплен кронштейн упора, который служит для предотвращения выпадения ракеты, при придании угла возвышения направляющей, а также для обеспечения входа ведущего штифта в паз при заряжании. Верхний элемент направляющей служит для поддержки и направления ракетной части и имеет в передней и задней частях два стопорных устройства, предназначенных для крепления ракеты в направляющих по-походному. Такое крепление ракеты не требует отстопаривания снаряда перед пуском, при котором движущийся снаряд поворачивает упор, последний, преодолевая сопротивление пружинки, уходит вперед – вверх, образуя зазор между ракетой и упором.

Механизм вертикального наведения

Служит для придания направляющей с ракетой определенных углов возвышения.

Механизм состоит из следующих основных частей:

- насоса с приводом;
- золотника;
- двух гидравлических домкратов;
- двух гидроупоров;
- предохранительного клапана;
- распределительного клапана;
- масляного бака с редукционным клапаном и фильтром-отстойником;
- ручного гидравлического насоса;
- двух вентилей;
- запорных трубопроводов;

- запорного крана для отключения гидросистемы от масляного бака на время работы по ремонту.

Управление механизмом вертикального наведения осуществляется с помощью золотника.

Емкость гидравлической системы механизма вертикального наведения около 90 литров масла АМГ-10, ГОСТ 6794 в зимнее время или веретенное масло «ТУАУ» в летнее время.

Прицельные устройства

Для наведения артиллерийской части пусковой установки применен прицел (индекс 8У011) с артиллерийской панорамой (индекс 51-ОП-211).

Прицельные устройства размещены в кабине самоходной ПУ в правой задней ее части. Головка панорамы выступает поверх крыши рубки самохода через специальный люк, прикрываемый выпуклой крышкой. Точка наводки может быть выбрана в пределах углов 200° по азимуту со склонением -15°. Прицельные устройства соединены с трубой направляющей параллелограммной связью. Тяга параллелограмма соединяет прицел с трубой. Имеется также устройство, автоматически исключающее возможность производства пуска ракеты при углах возвышения менее 20°.

Кроме пусковой установки 2П4 с 3Р2, в состав комплекса 2К2 «Филин» входила транспортная машина на базе ЗИЛ-157 с 2 ракетами, 5-тонный кран К-51 и вспомогательные машины.

Место стартовой позиции выбирается группами разведчиков и топографов. Разведчики выбирают достаточно удаленное от переднего края боевых действий место. Расстояние до целей не превышает дальности стрельбы ракеты. Также ими определяется маршрут движения, его проходимость для быстрого выхода к позиции и ее оставление после выстрела. Намечаются запасные пути следования. Топографы «привязывают» на местности выбранную стартовую позицию. Они определяют положение стартовой позиции на карте и местности. Вычисляют точные координаты размещения пусковой установки. Найденная точка отмечается небольшим колышком с нанесенными на него символами и группами цифр, предназначенных для сведения группы вычислителей ракетного подразделения.

В зависимости от условий обстановки, характера местности, вида боевых действий, времени, отведенного для подготовки и нанесения ракетного удара по противнику, на стартовой позиции для пусковой установки может быть подготовлено укрытие окопного типа. Для этого сюда заблаговременно прибывают специалисты инженерного подразделения с землеройной машиной и в короткий срок отрывают окоп полного профиля.

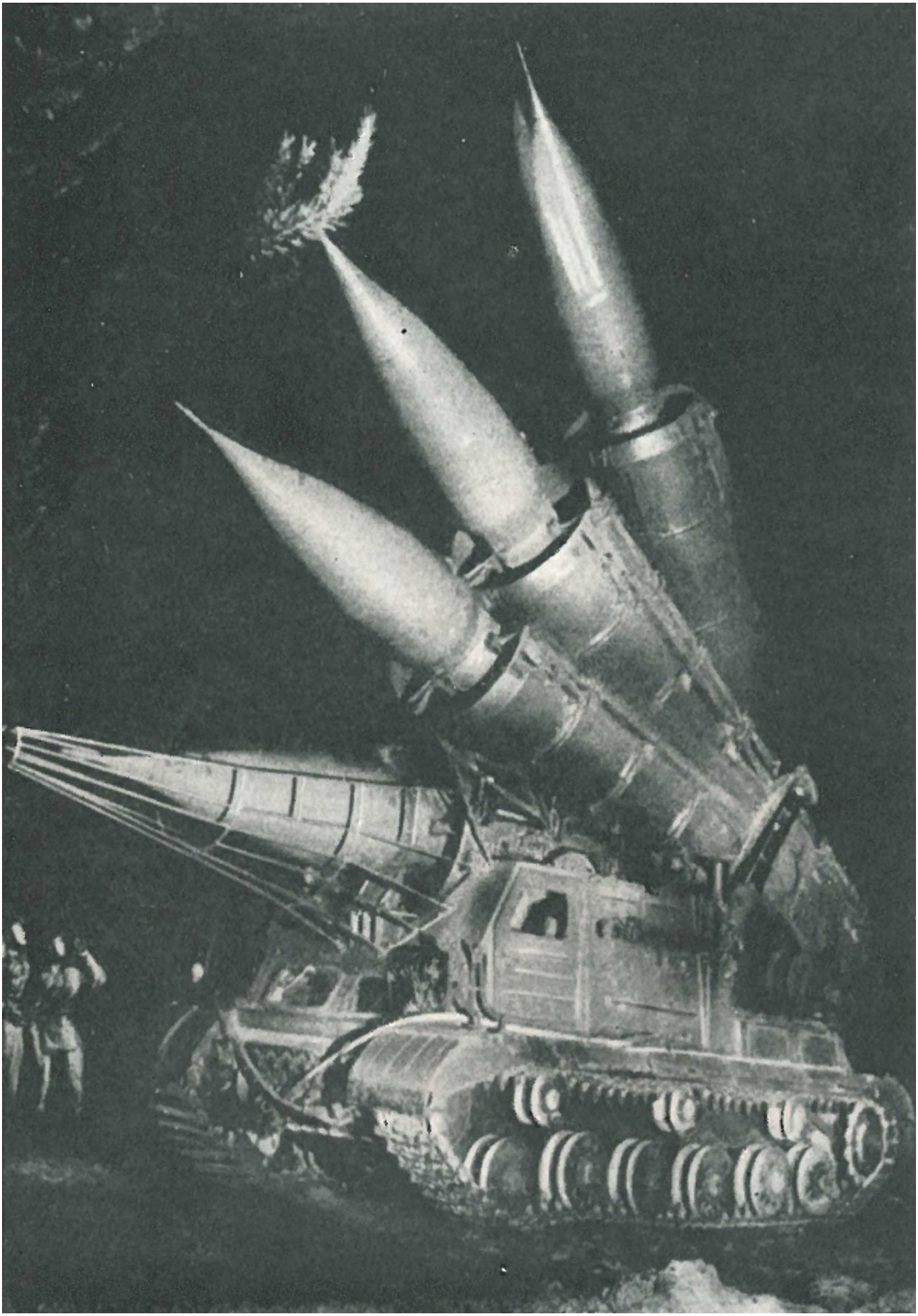
При заезде на позицию самоходная пусковая установка ставится на намеченное топографами место. Операция выполняется командиром расчета и механиком-водителем. После этого расчехляются механизмы, установка горизонтируется, подсоединяется выносной пульт управления. Одновременно с расчетом пусковой установки работают вычислители. Они подготавливают исходные данные для стрельбы. Рассчитывается поправка на перемещение цели за полетное время ракеты в результате суточного вращения Земли.

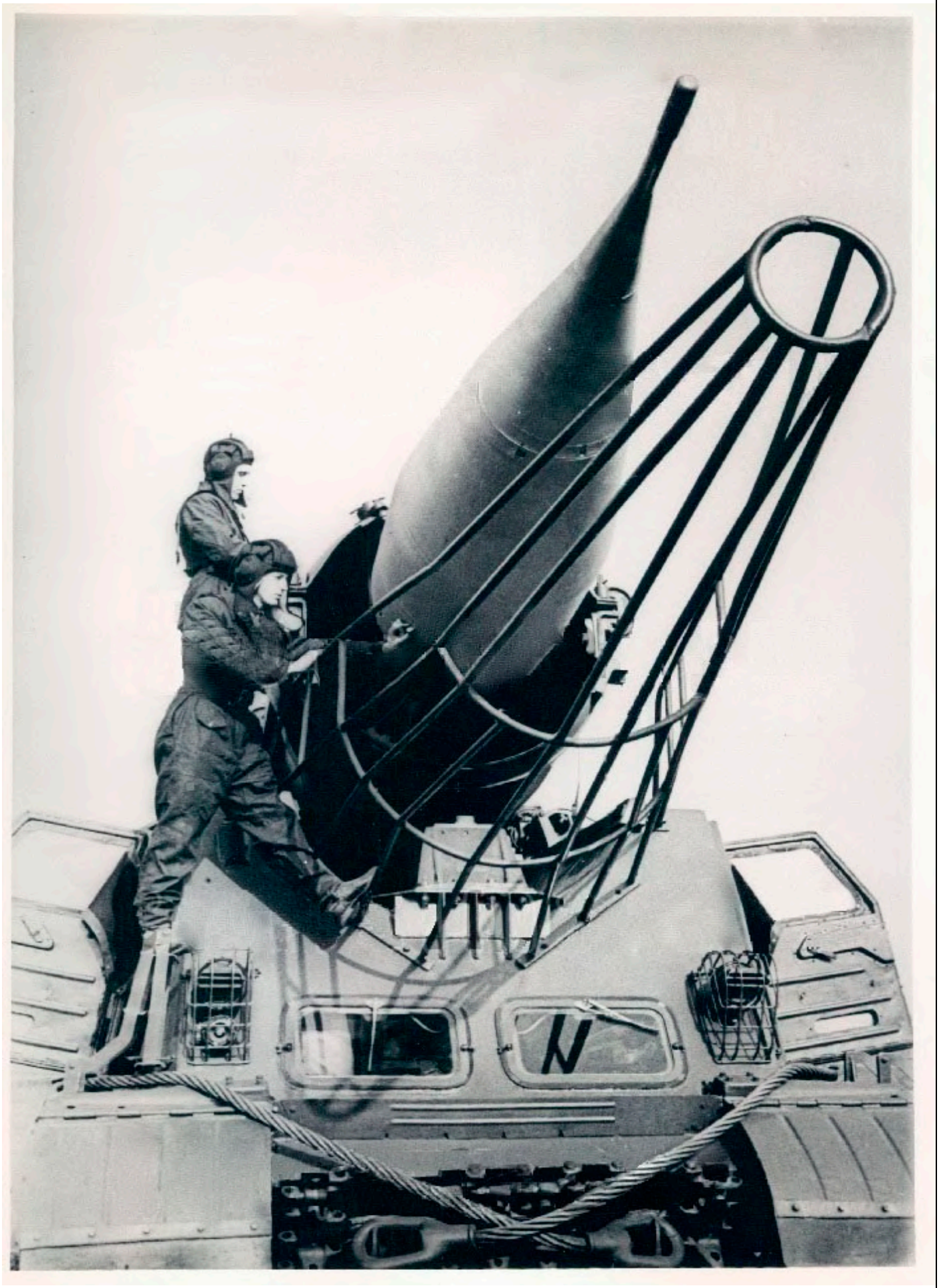
Значительное место в работе вычислителей занимает определение поправок, учитывающих погодные условия. Для этого используется метеорологическая система «Проба» с шарами-зондами. Штатный метеоролог подсоединяет к баллону шар-зонд, наполняет его легким газом и запускает в воздух. Ведется зондирование атмосферы на активном участке траектории ракеты. Специальная портативная станция через определенные временные интервалы фиксирует положение шара-зонда в пространстве. На основе этого определяется сила ветра на разных высотах от земли и его направление. Заранее вычисляется, насколько и в каком направлении под его действием отклонится ракета от расчетной траектории. Определяются поправки к исходным данным. Они учитываются вычислителями. На основании поступивших исчисленных данных производится доворот установки и окончательное наведение ракеты на цель. Пуск ракеты осуществляется при помощи выносного пульта с удлинительным кабелем позволяющим оператору находится на безопасном расстоянии в укрытии. Перед запуском ракеты на панели пускового пульта высвечиваются транспаранты сигналов готовности цепей. После их проверки поворачивается рычаг питания и на пульте загорается транспарант готовности к пуску. Вслед за этим на пульте одновременно нажимаются две кнопки, и происходит пуск ракеты.

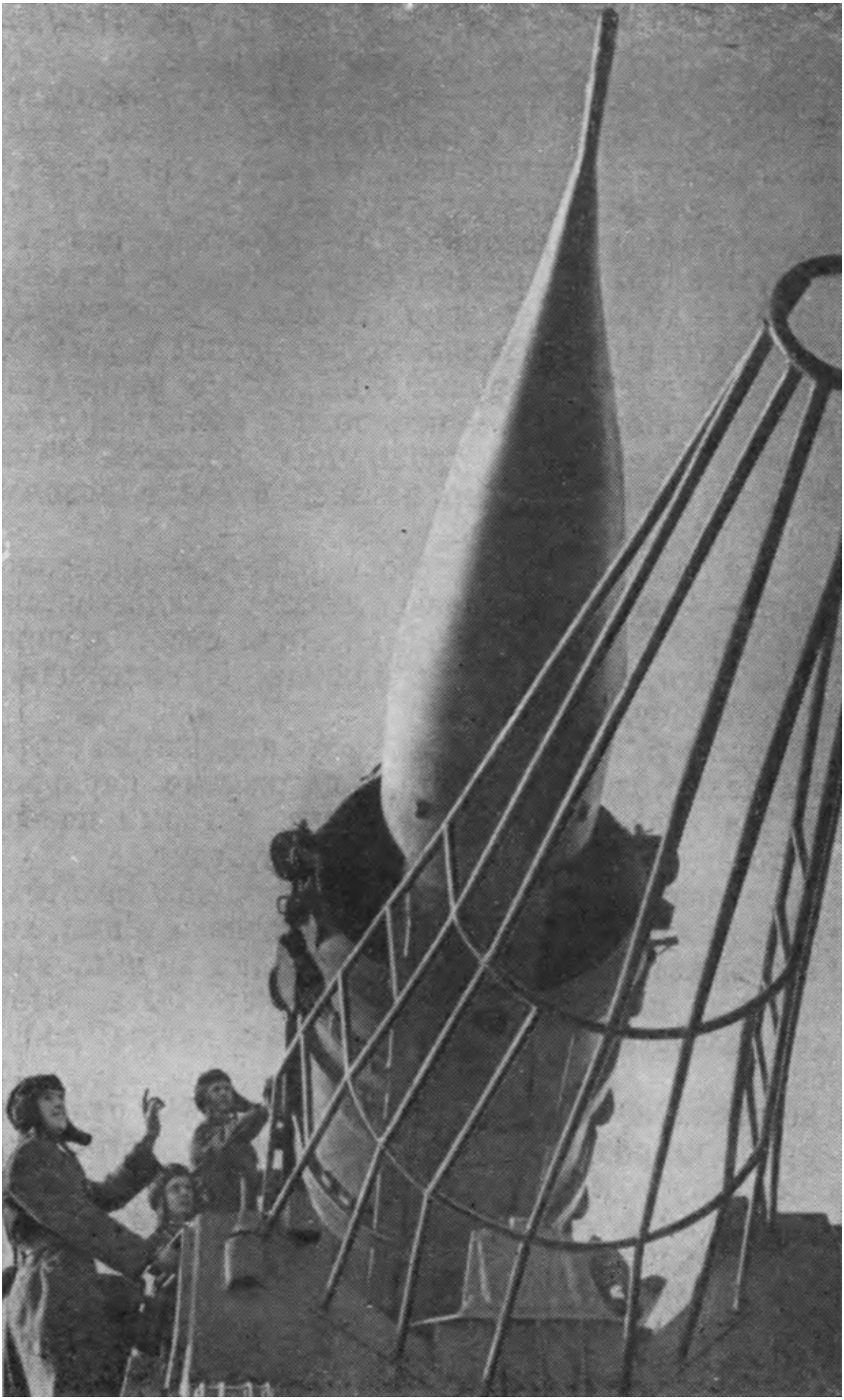
На стадии проектирования предполагалось обслуживание, хранение, перевозку и присоединение ядерных головных частей к ракете 3Р2 осуществлять машинами сборки ракеты ТРК «Филин» ПРТБ 2У654/Бр-210 «Поле» (подвижная ремонтно-техническая база). Она была разработана специальной группой специалистов КБ-11 под руководством Л.М.Виноградова. Эскизный проект ПРТБ «Поле» защищен 30 декабря 1957 года. Позже машина сборки ГЧ ракет 3Р2 «Филин» была включена в состав ПРТБ «Степь» для комплекса «Марс». В 1957 году Кировский завод изготовил, в общей сложности, 10 пусковых установок 2П4 «Тюльпан». Часть из них поступила в опытную эксплуатацию в Сухопутные войска.

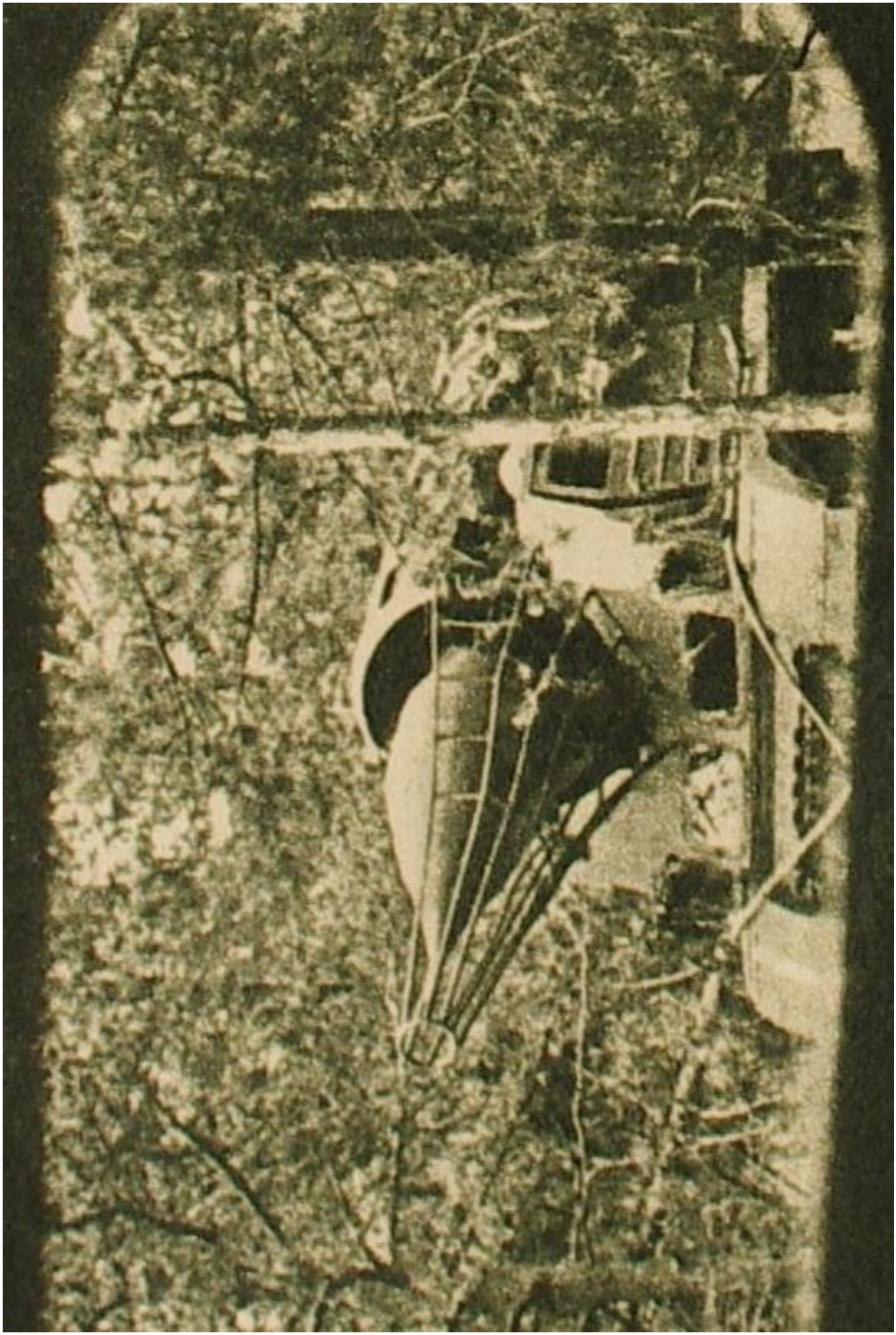
В 1957 г. комплексами «Филин» для войсковых испытаний был укомплектован ракетно-артиллерийский дивизион. В нем было сформировано 2 батареи с четырьмя пусковыми установками 2П2 «Тюльпан» в каждой.

В полевых условиях новое оружие должно было пройти обкатку и испытание перед его постановкой на вооружение и передачей в войска.




N





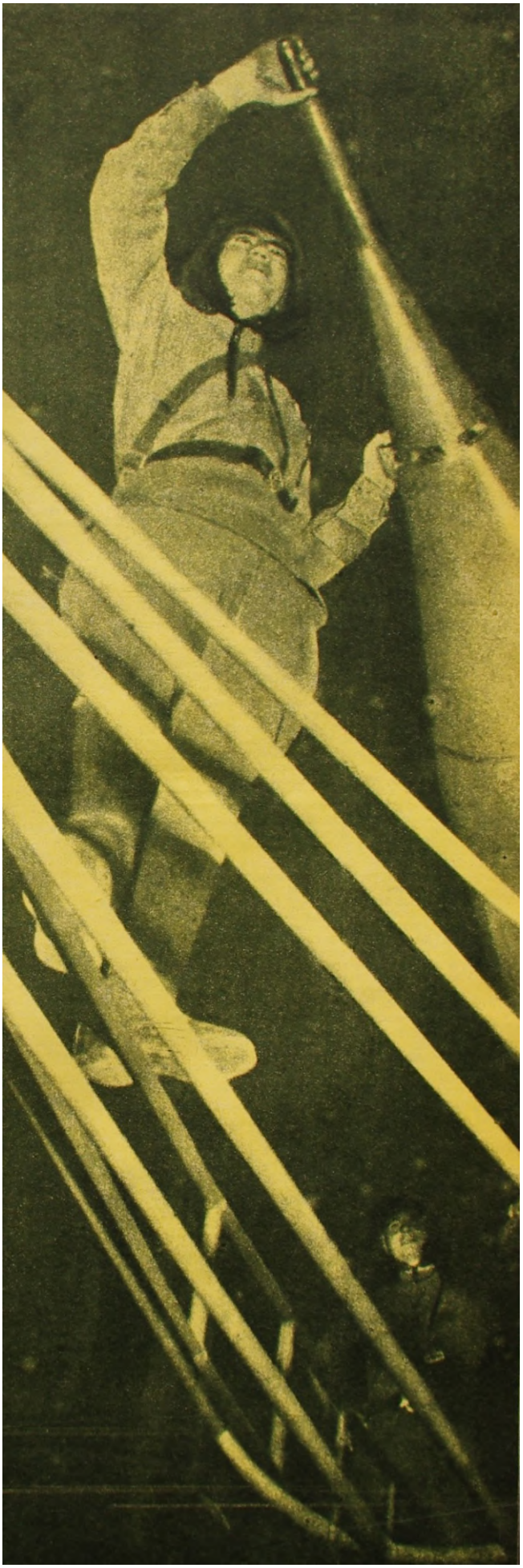
«Технику эксплуатировали «на износ». Почти ежедневно по утрам «Тюльпаны», хранящиеся под дощатым навесом на открытом воздухе, выезжали на специальный полигон. Он представлял собой небольшой лесок, обнесенный колючей проволокой. Здесь установки могли свободно маневрировать, а расчеты заниматься боевой работой.

Учебная ракета лежала почти в горизонтальном положении, скрытая в металлическом ребристом цилиндре, и только утолщенная остроносая, словно набалдашник, зеленая «голова» ее торчала снаружи. Расчет по команде стремглав бросался в люки, установка ревела двигателем, окутывалась сизым дымом и срывалась с места, лязгала гусеницами. Ломая мелкий кустарник, исчезала за деревьями.

На опушке леса установка должна была занять боевую позицию. Она выскакивала из леса с шумом и грохотом. Развернувшись, останавливалась точно вкопанная. К приборам припадали наводчики, ракета начинала задирать свой «нос».

Стоя на решетчатой площадке установки, наводчик по переговорному устройству дает команды механику-водителю «влево-вправо», вращает штурвал, прильнув к панораме, чтобы не сделать ошибку в наводке ракеты за допуском.

Расчеты то и дело перезаряжали установку, снимали и ставили тяжелую крышку лотка, поднимали и наводили ракету.



Бывало и так, что ракетная установка, топопривязчик, боевые машины, не успев занять одну позицию, тут же снимались с места и выдвигались на другую.

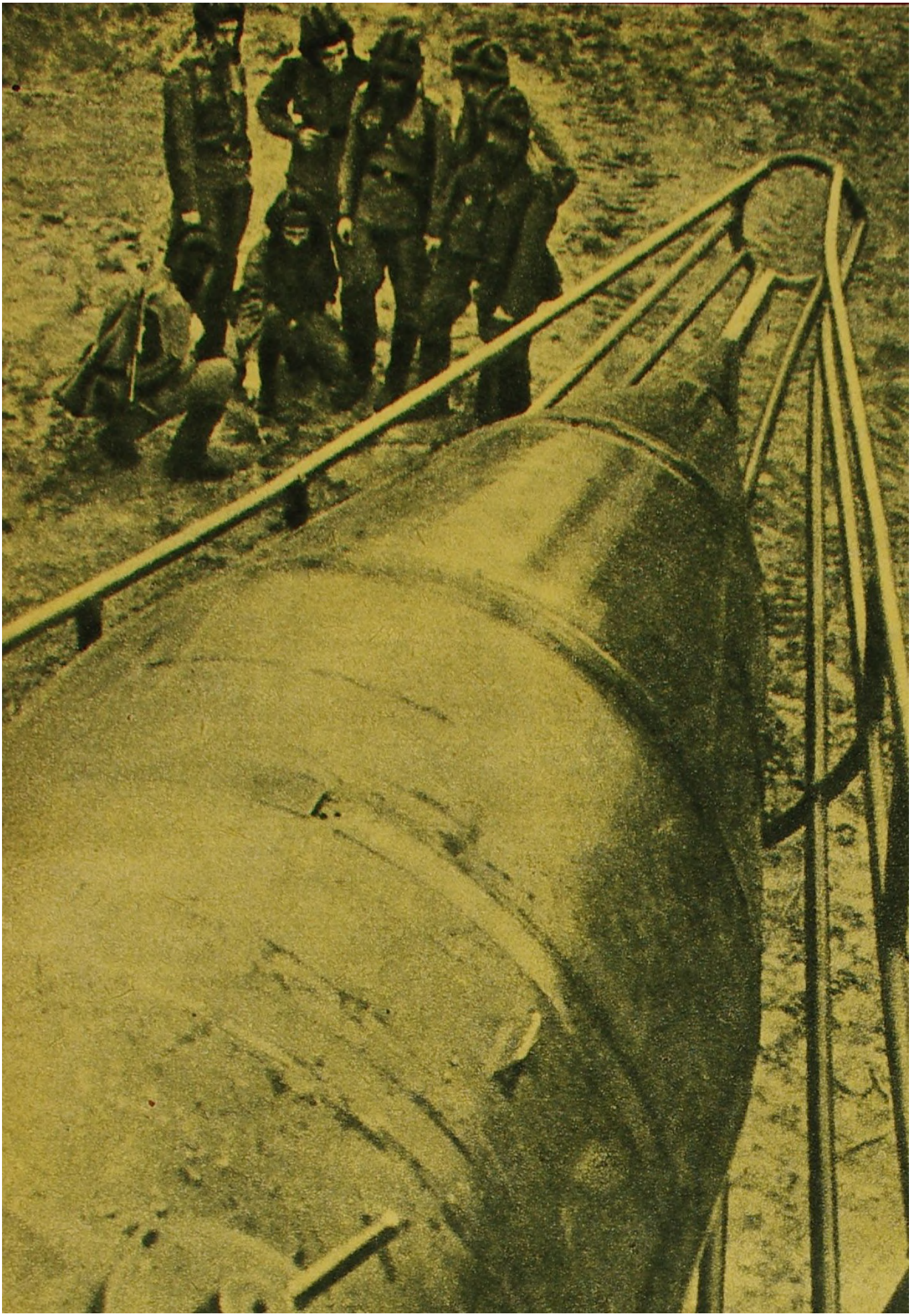
Занятия по стрельбе и смене позиции проводились как одиночными машинами, так и группой – всеми пусковыми установками батареи.

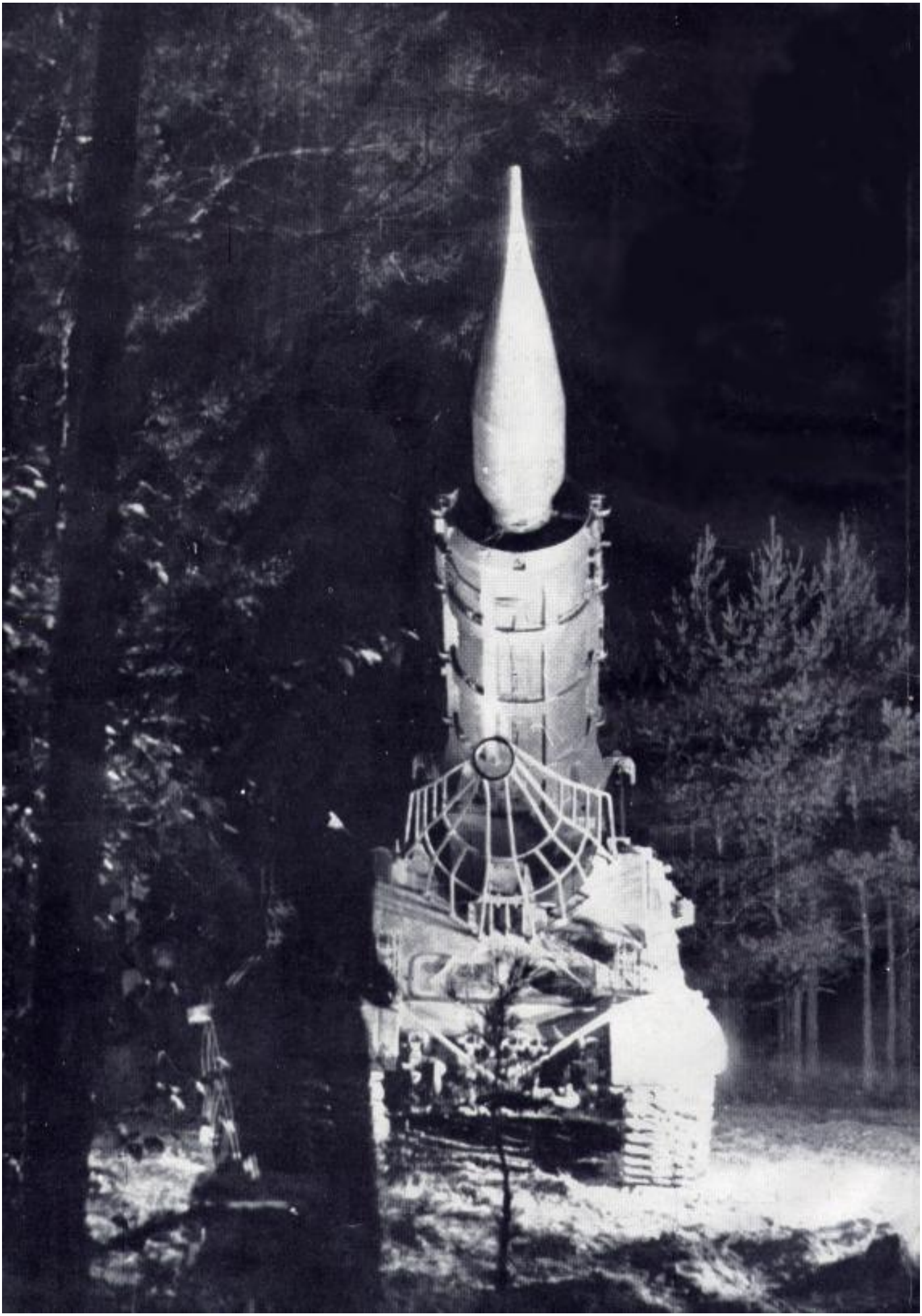
Пусковые установки батареи должны были одновременно «пришиваться к земле», выстраиваться в ровную линию. Если одна из машин выходила из ряда на какие-то полметра вперед, то всех возвращали на исходный рубеж.

Выполняя упражнение «выстрел из укрытия», расчеты приводили установки в боевое положение, заряжали и перезаряжали их, наводили и стреляли «втемную» - на носу ракеты вспыхивал рубиновый глазок лампочки.

Расчет комплекса «Филин» получает боевую задачу

Основные тренировки ракетчиков заключались в занятие позиции с различными вводными: «В результате атомного взрыва…», «Наши войска, прорвав оборону противника, успешно развивают наступление…», «Противник производит перегруппировку сил, скопление его техники отмечено…».

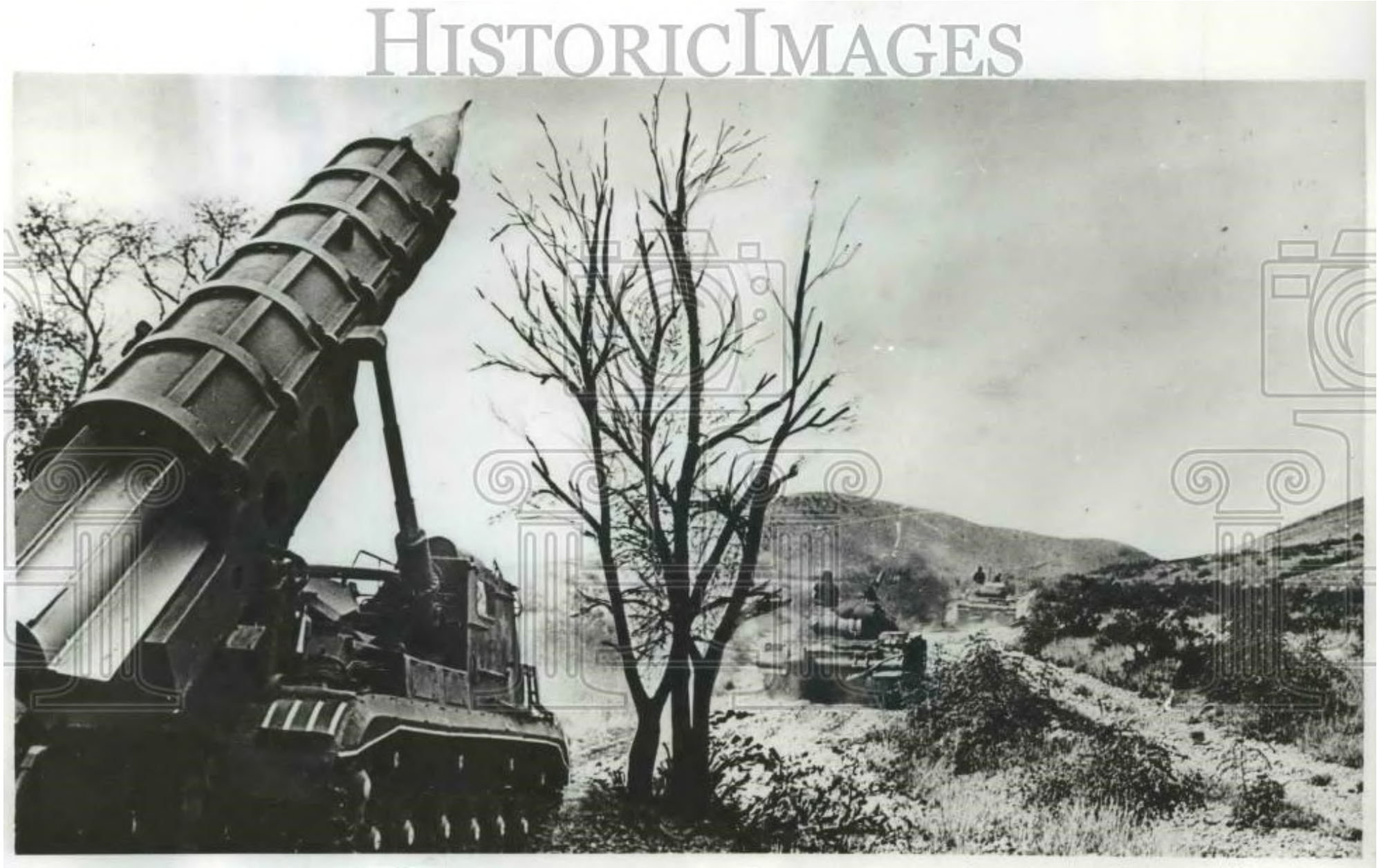


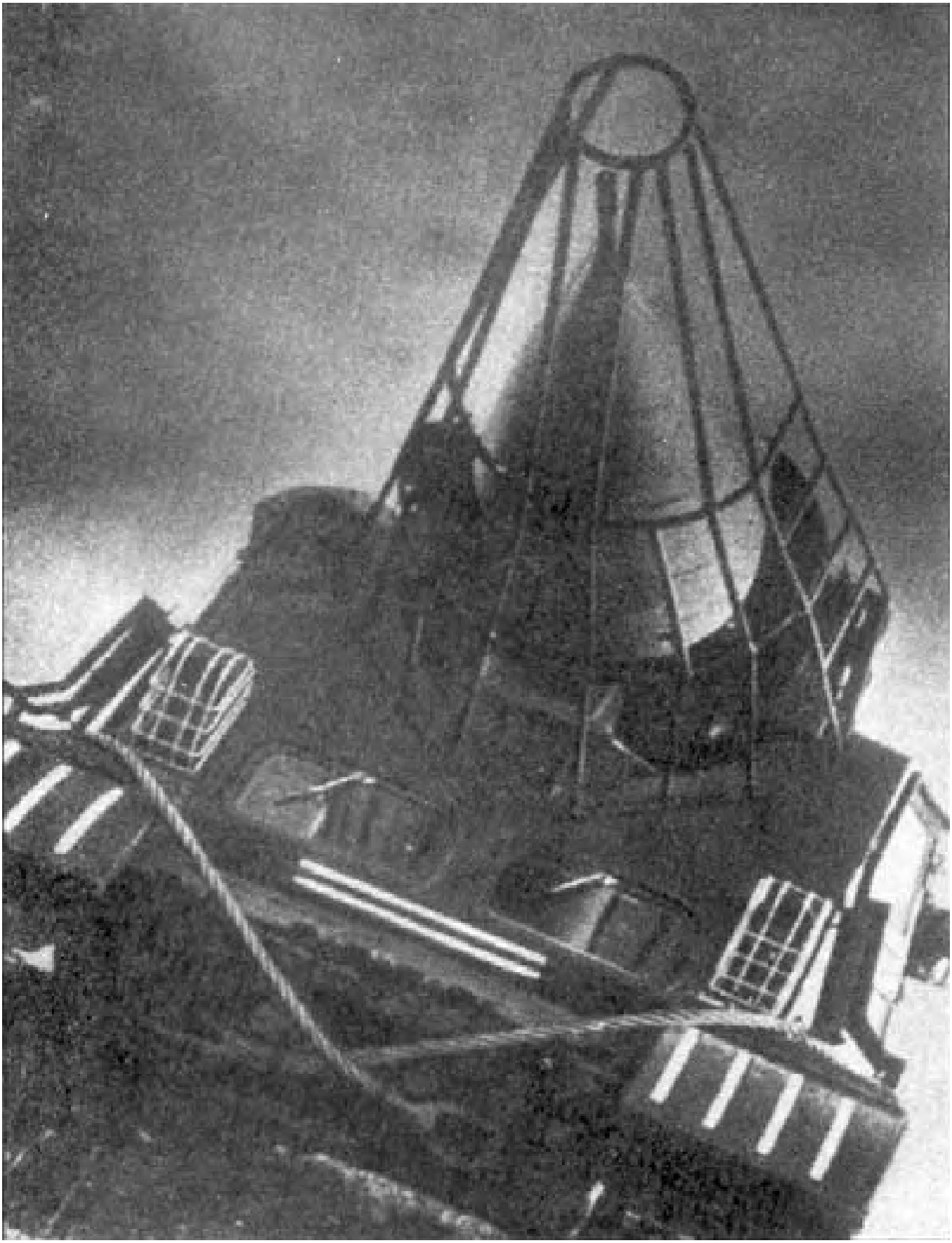


Находиться целый день в установке тяжело. От шума гусениц, несмотря на шлемофоны, болят ушные перепонки. На сиденьях «кидает», будто на корабле – с носа на зад, с боку на бок. Люди больно бьются друг об друга и об острые выступы корпуса. Боевая рубка сильно загазована. Летом в рубке очень жарко, стоит высокая температура.

После обеда у батарей начинались занятия по материальной части. Выстроенные под навесом в одну шеренгу установки чистили, мыли. Проверяли и смазывали механизмы артиллерийской и ходовой частей.

Боевая работа ракетчиков велась не только днем, но и ночью. За ночь ракетные установки могли свыше 12 - и раз менять позиции. Расчеты пускали условно ракеты по «объектам» противника, поддерживая наступления наших войск. Потом входили в прорыв.


HISTORICIMAGES



На ученьях

Дивизион с ракетными комплексами 2К2 «Филин» принимал участие в крупных учениях Сухопутных войск.

Дивизион железнодорожным эшелоном был отправлен на полигон Капустин Яр. Там он разгрузился и расположился палаточным городком. А на полигон продолжали прибывать и прибывать эшелоны с войсками. Глухая на тупике станция превратилась в эти дни, может быть, в самую напряженную и трудную железнодорожную «точку». Все пути были забиты разгружающимися войсками, беспрерывный монотонный гул и рокот днем и ночью стоял над степью. Разгрузившись, они отправлялись маршем за полигон, в степь. Танки, артиллерия, «катюши», бронетранспортеры с пехотой… Пальцем ткнуть некуда.

Перед учениями экипажи проверялись инструкторами на знание материальной части, боевую работу, наводку, выполнение задач по курсу стрельб.

На рассвете была объявлена боевая тревога. Палаточный городок пришел в движение. Дивизион выдвинули на передний край. Был зачитан приказ:

-*...Наши войска в ходе успешного наступления натолкнулись на сильно укрепленную оборону «противника»... Батареям поставлена задача: выдвинуться в заданный район, занять позиции и нанести ракетный удар по объектам…*

По сигналу пусковые установки группой на большой скорости начали выдвижение на стартовые позиции. Лязг гусениц, грохот дизелей смешался, заполнил все пространство над степью.

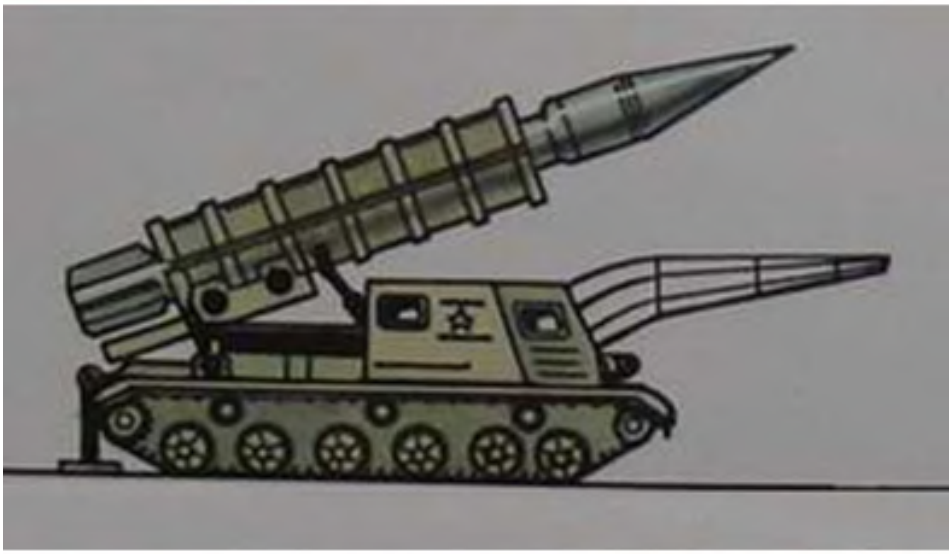
С аэродромов поднялась армада бомбардировщиков. За степью войска изготовились к наступлению: им надо взорвать, смять эту «сильно укрепленную оборону». Замаскировавшись, притаились перед рывком танки, артиллеристы припали к пушкам, зарылись в окопы пехотинцы. Все ждут, когда авиация сбросит свой груз на голову «противника», а тактические ракеты пробьют бреши-ворота. Тогда, вырвавшись из своих укрытий, ринутся вперед танки, а за ними пехотинцы.

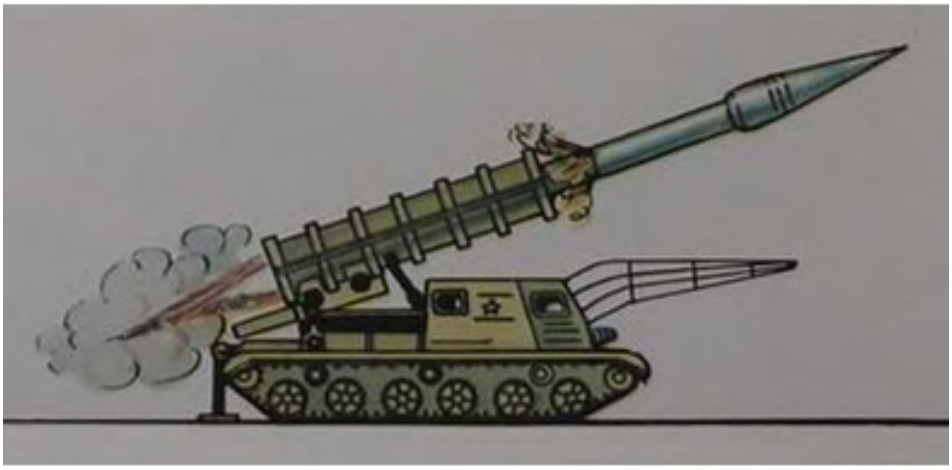
Вот на большой высоте проплыла армада бомбардировщиков. Ракетчики сходу заняли стартовые позиции. Справа, в стороне, «ветровики» - метеорологи готовились к зондированию. Белый шар, вырвавшись из рук солдата, взмыл в небо, удаляясь и стремительно сжимаясь в белую точку. Другой солдат прильнув к теодолиту держит его в перекрестии… Полученные данные передаются вычислителям в «газик» - пикап. Обработав их, они дают поправку ракетчикам. Установки делают доворот по исчисленным данным. Номер расчета установки, установив дальность, включает привод. Стянутая ребристой обоймой ракета медленно задирает в небо острый конусный «нос». Другой номер расчета опускает на землю упорные домкраты.

Звучит команда:

- Расчет, в укрытие!

Фазы пуска тактической ракеты «Филин»





Ракетчики прячутся в заранее вырытом ровике. Проверяются цепи на пусковом пульте, и вот оператор нажимает кнопки:

- Огонь!

Вздрогнула установка, раскатистый стоголосый рев двигателя вспорол тишину, из клубов дыма и пламени, блеснув, взметнулась ракета, оставляя позади белое жало пламени. Рокочущий острый звук стремительно побежал, удаляясь и замирая в голубой высоте. Он уплывал не один – стреляли и другие установки, залпом. После этого началось наступление войск.

К обеду ракетчики сменили не одну позицию, преодолевали полосу заражения, отмеченную желтыми флажками, - все делали в противогазах и защитных костюмах, даже стреляли в них, потом проводили полную дезактивацию техники.

На ученьях

После учений, один из экипажей с пусковой установкой был привлечен к испытаниям опытной ракеты. Она отличалась от 3Р3 пороховым зарядом двигателя, наличием наплывов на корпусе с двумя трассерами и считалась уникальной. На испытаниях присутствовал Н.П.Мазуров.

Ракета была заряжена в пусковую установку, но во время пуска произошла авария. Ракета не сошла с направляющей. Твердое топливо выгорало несколько секунд. Взрыватель головной части остался взведенным. Н.П.Мазуров просил, если это возможно, сохранить ракету в целости, но для этого ее нужно было разрядить. Было принято решение вынуть ракету вручную из направляющей, отнести ее в

безопасное место, разрядить головную часть, а затем краном погрузить ее на установку обратно. Разряжание взрывателя головной части прошло успешно, но когда ракета была положена на направляющую и ставили ее крышку, на ракете внезапно сработал трассер. Пламя ударило в лицо солдату, который управлял рычагом лебедки, устанавливая крышку. Если бы он его отпустил, то тяжелая крышка упала бы на стоявших возле установки людей, но он удержал ее. Солдата с сильными ожогами доставили в госпиталь».

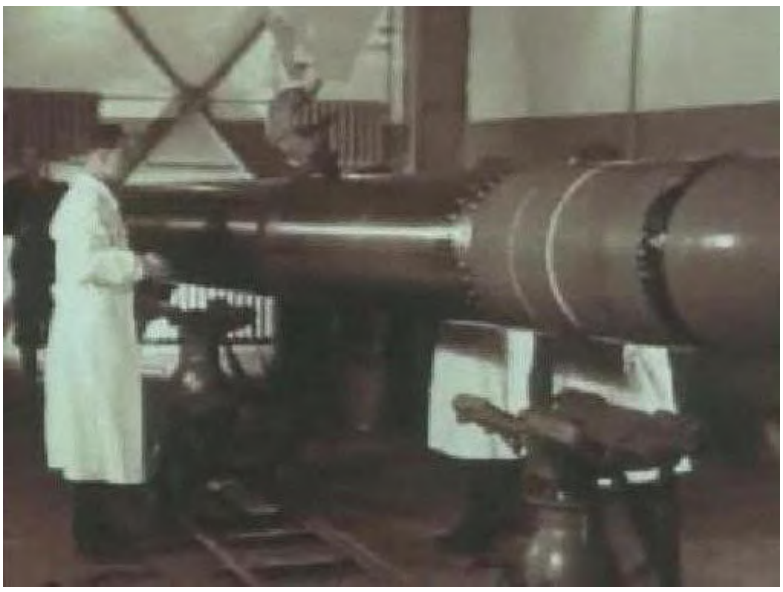
(Из книги военного инженера, подполковника, Н.А. Горбачева «Звездное тяготение»).

Вслед за масштабным развертыванием работ по «Филину» 2 января 1956 года вышло Постановление Совета Министров СССР № 1796-965, санкционировавшее продолжение работ по «Марсу» - работа по совершенствованию «легкого» ядерного заряда, предназначенного для оснащения этой ракеты, была силами КБ-11 и других организаций кооперации выполнена в 1954 - 1955 гг. В частности, были проведены существенный объем теоретических работ и масштабные эксперименты в лабораторных условиях, по результатам которых к полигонным испытаниям 1955 г. были подготовлены уже несколько вариантов заряда, отличающиеся конструкцией, количеством используемых делящихся материалов, способами нейтронного инициирования. В новых вариантах зарядов была также обеспечена возможность раздельного хранения центральной части ядерного заряда и обжимающего заряда нового взрывчатого вещества.

В течение июля-августа 1955 г. на Семипалатинском полигоне были успешно проведены 3 ядерных взрыва - 29 июля, мощность 1,3 кт, 2 августа, мощность 1,2 кт и 5 августа, мощность 1,2 кт, - позволившие выбрать наиболее эффективную конструкцию заряда РДС-9. В двух из них было осуществлено сравнение эффективности систем внутреннего и внешнего нейтронного инициирования. Экспериментально было подтверждено преимущество внешнего импульсного нейтронного источника - в дальнейшем именно этот метод стал основным для инициирования цепной реакции ядерных зарядов. Этот важный шаг в усовершенствовании ядерных зарядов был сделан в 1952 г., когда в КБ-11 был разработан внешний импульсный нейтронный источник. Новая конструкция позволила избежать необходимости частых замен размещавшихся в центральной части заряда нейтронных инициаторов на основе Po^{210} и Be^{9}, применявшихся в первых зарядах. Более оптимальное время инициирования цепной реакции позволило повысить удельную мощность заряда в 1,5-1,7 раза. Заряд РДС-ЗИ, представлявший собой заряд РДС-3Т с внешним нейтронным инициированием и первый отечественный заряд с инициированием данного типа, был испытан 23 октября 1953 г. на Семипалатинском полигоне. Мощность взрыва составила 62 кт. Сброс бомбы с зарядом производился с самолета.

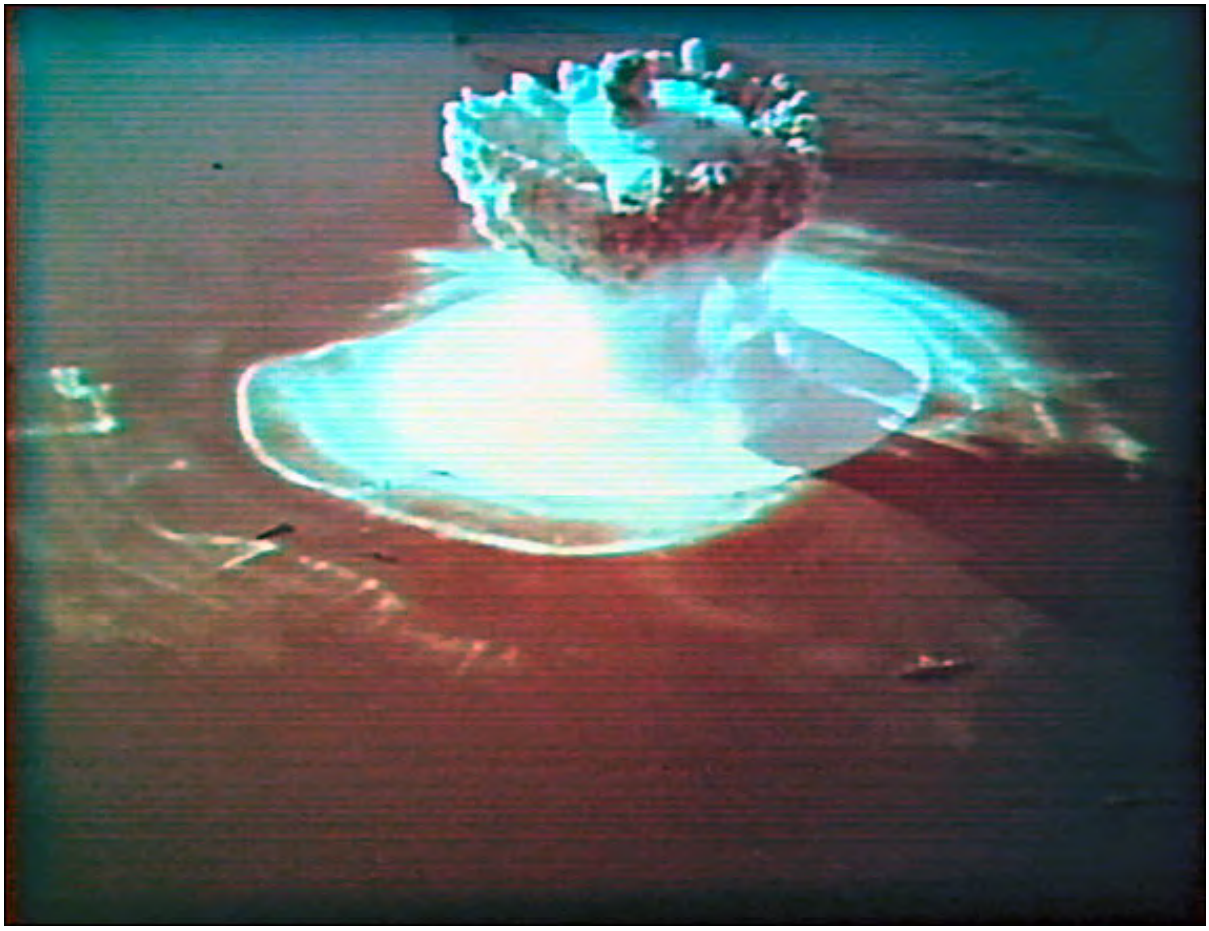
Совет Министров СССР Постановлением от 13 апреля 1955 года принял предложение Министерства обороны и Министерства среднего машиностроения о проведении испытаний двух изделий Т-5 на Морском Научно-испытательном полигоне (Новая Земля) в сентябре-октябре 1955 года в стационарном положении на глубинах 10 - 15 и 30 - 40 метров.

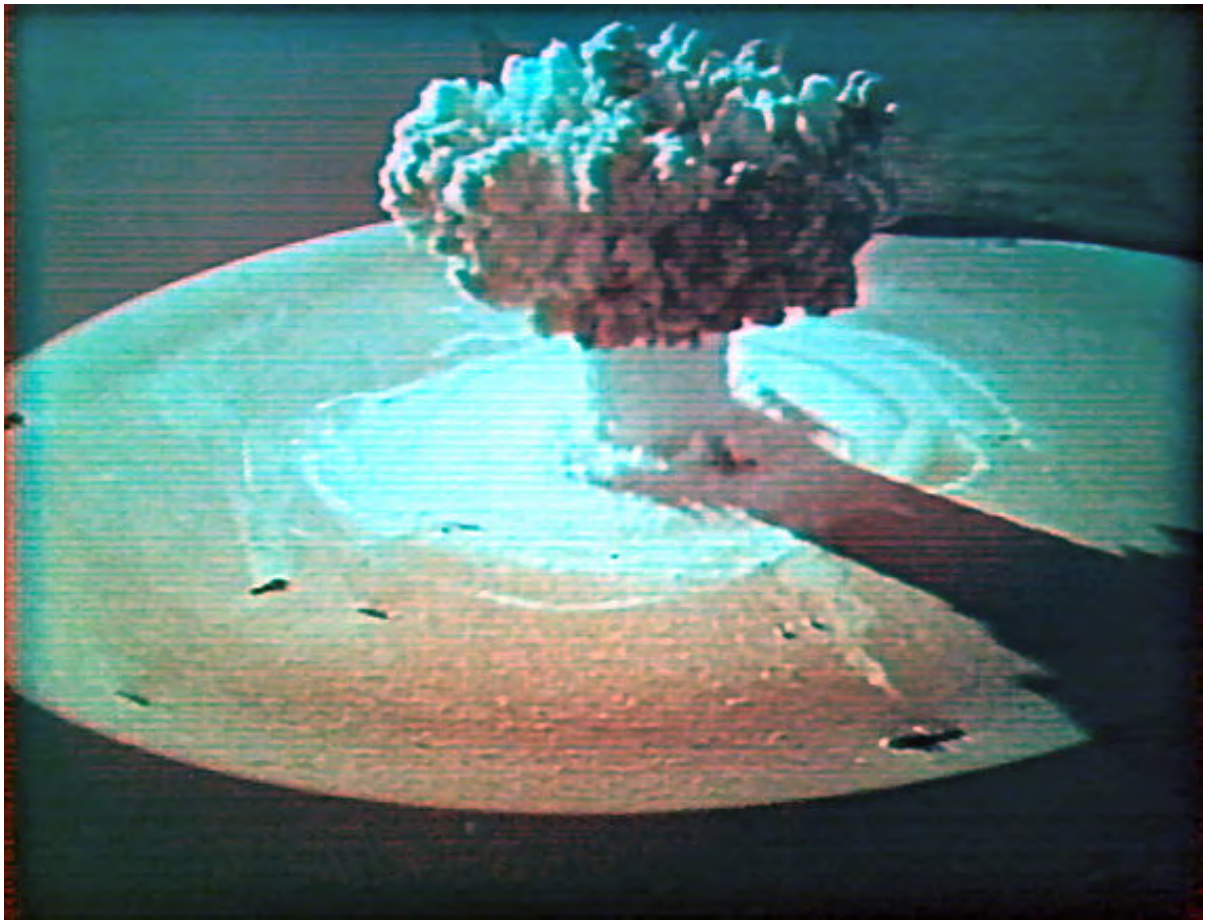
Финальное испытание прототипа заряда РДС-9 в условиях, приближенных к штатным, было успешно проведено в подводном (глубина подрыва - 12 м, что примерно соответствовало глубине хода торпеды) взрыве на Северном Полигоне (архипелаг Новая Земля) 21 сентября 1955 г., заряд, размещенный в прототипе боевого зарядного отделения торпеды, был закреплен на тросах под тральщиком Т-393 «Охотник», мощность взрыва составила 3,5 кт. Это был первый взрыв на Северном полигоне. Отдельно стоит отметить, что прогнозируемая мощность взрыва должна была составлять от 1,3 до 11 кт, такой разброс говорил о явной неуверенности физиков касательно устойчивого срабатывания нового заряда. В ходе серии испытаний 1955 г. была выполнена проверка работы зарядов с новыми системами нейтронного инициирования и различными типами левитирующей системы размещения делящихся материалов. По сравнению с исходными зарядами серии РДС образца 1951 г. к 1955 г. удалось добиться уменьшения диаметра ядерных зарядов в 3 раза, а их массы - более чем в 7 раз. В целом это были выдающиеся научно-технические результаты, которые позволили Советскому Союзу существенно расширить свои возможности использования ядерных



Подготовка торпеды Т-5 к испытаниям

боеприпасов в различных типах средств доставки. Однако провести второе испытание с подводным взрывом на глубине 30 - 40 метров, как было записано в Постановлении Правительства, в том году уже не успевали.





Натурные испытания заряда РДС-9

По результатам испытаний 1955 г. заряд РДС-9 был дополнительно усовершенствован, прежде всего, с целью доведения мощности до расчетной и отработки технологии серийного производства изделия. Работы по усовершенствованию заряда и его интеграции с самой создаваемой торпедой Т-5 заняли в общей сложности порядка двух лет. После положительных испытаний заряда РДС-9 в 1955 году сроки создания нового оружия определяла сама торпеда. Ходовые испытания торпеды Т-5 начались на озере Иссык-Куль. По программе заводского этапа испытаний произвели 15 выстрелов. Испытания шли трудно. В четырех стрельбах торпедами зафиксировано преждевременное срабатывание гидростатического замыкателя, вызванное повышенным заглублением торпеды. Оно неожиданно наблюдалось после прохождения примерно 2/3 дистанции хода, то есть на удалении, где ступени предохранения могли быть уже сняты. В этом случае включение гидрозамыкателя означало выдачу команды на подрыв ядерного заряда. Торпеду дорабатывали для устранения нестабильности хода по глубине.

Государственные испытания торпеды Т-5 проводились в два этапа: на Ладожском озере и на Новой Земле. В соответствии с ладожской программой произвели 7 выстрелов, из них 6 были положительными. Председателем комиссии являлся командир Ленинградской военно-морской базы адмирал И.И. Байков. Программа испытаний на Новой Земле в 1957 году предусматривала три пристрелочных выстрела. Два из них без аппаратуры ЯБП и один с боевой частью в контрольной комплектации без делящихся материалов. При этом вес взрывчатого вещества обжимного заряда этого изделия уменьшили, чтобы не повредить ПГН (пункт гидроакустического наблюдения). После пристрелочных и контрольного выстрелов разрешалась стрельба штатной торпедой Т-5 с атомным боевым зарядным отделением. Председателем этой комиссии являлся заместитель Главкома ВМФ адмирал Н.Е. Басистый. Окончательное успешное испытание уже штатного заряда РДС-9, полностью подтвердившее его надежность и действенность ранее принятых мер по улучшению заряда, было осуществлено в результате подводного взрыва на Северном полигоне при проведении Государственных испытаний торпеды Т-5 10 октября 1957 г. путем пуска с дизель-электрической подводной лодки С-144 проекта 613, мощность взрыва составила 10 кт. По результатам испытаний, после устранения всех замечаний, торпеда в штатном снаряжении была принята на вооружение ВМФ в 1958 г.

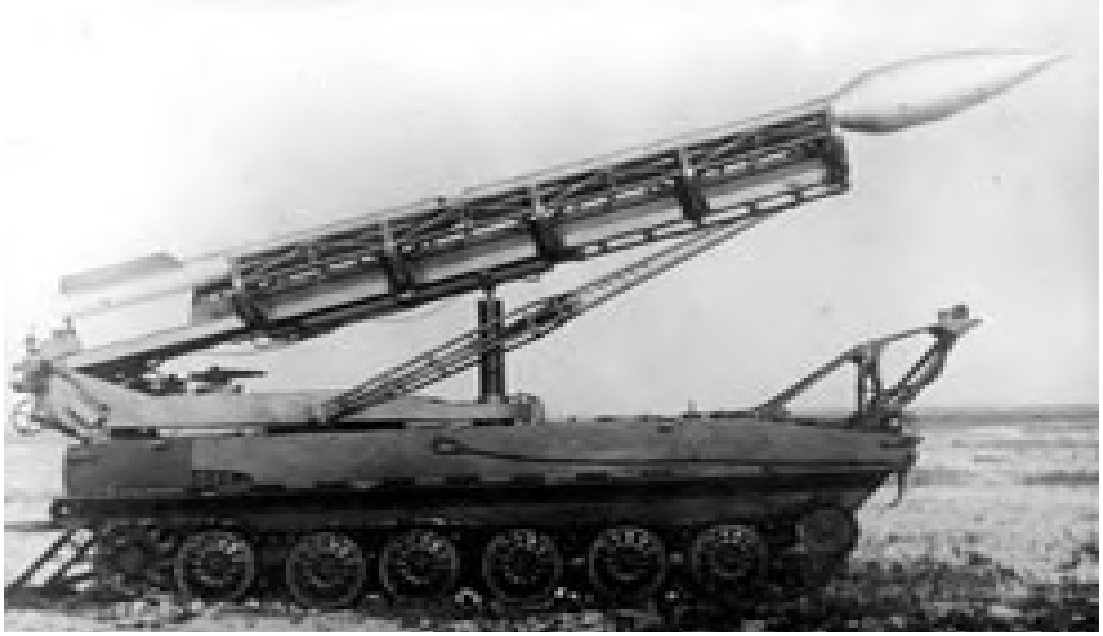
В НИИ-1, таким образом, стали вести параллельно разработку сразу двух тактических ракетных комплексов для Сухопутных войск - «Марс» и «Филин». Причем каждый из них мог выполнять не только общие задачи, но и сугубо специфические. Если «Филин» имел ядерный заряд мощностью 30 кт и пусковую установку на шасси тяжелого танка с не очень высокой проходимостью, то «Марс» нес ядерный заряд меньшей мощности (10 кт), но на легкой плавающей пусковой установке. Обе ПУ могли действовать автономно. Производство ракет 3Р1, 3Р2 и

3Р3 было налажено на Челябинском заводе №78 (позже – ПО «Завод имени С. Орджоникидзе», ныне – ОАО «Станкомаш»). На нем производились реактивные снаряды М-14, МД-20 и М-24 и другие боеприпасы.

Для всех ядерных боевых частей ракет «Марс» и «Филин» велись работы по созданию более совершенного неконтактного радиолокационного взрывателя, обеспечивающего подрыв на оптимальной высоте, что, в свою очередь, резко повышает эффективность применения боевой части. Параллельно с важнейшей работой по «доведению до ума» заряда РДС-9 советские физики-ядерщики продолжали работу по совершенствованию зарядов серии РДС-4 с целью максимального использования самых новейших на тот момент времени научно-технических результатов в области создания ядерных боезарядов и боеприпасов для максимально возможного улучшения тактико-технических характеристик данной, доведенной ранее до серийного производства, серии зарядов. К 1957 г. на предприятиях ядерного комплекса СССР было наработано достаточно большое количество оружейного U^{235} [на конец 1956 г. оружейный уран в промышленных масштабах в СССР производил Комбинат №813 в г. Свердловске-44, где производилось разделение изотопов урана и его обогащение газодиффузионным методом, а также, до 1953 г., Завод №418, г. Свердловск-45, где производилось разделение изотопов электромагнитным методом (далее вплоть до 1955 г. производство завода было переориентировано на выпуск обогащенного лития, а с 1955 г. - на выпуск широкого спектра различных стабильных изотопов); Комбинаты №816, г. Томск-7, где должен был не только производиться оружейный плутоний, но также выполняться разделение изотопов урана и его обогащение газодиффузионным методом, №820, г. Ангарск, где планировалось производить разделение изотопов урана и его обогащение газодиффузионным методом, и Завод №825, г. Красноярск-45, где также планировалось производить разделение изотопов урана и его обогащение газодиффузионным методом, в то время находились еще только в процессе строительства. Позднее все советское производство обогащенного урана было переведено с газодиффузионного метода на более экономичный и высокопроизводительный метод с использованием газовых центрифуг], поэтому встал вопрос о его практическом использовании в атомных зарядах в комбинации с Pu^{239} и без него. С этой целью был создан атомный заряд имплозивного типа на основе конструкции заряда РДС-4 с применением в качестве ядерного горючего только U^{235}. Для инициирования цепной реакции предусматривался внешний импульсный нейтронный источник. Этот заряд был успешно испытан и передан на вооружение в составе БЧ ракет 3Р2 («Филин»), Р-11М («Земля») и Р-11ФМ («Волна»).

ОПЕРАТИВНО-
ТАКТИЧЕСКАЯ
РАКЕТА СУХОПУТНЫХ
ВОЙСК

«МАРС»



Пусковая установка «Пион» комплекса «Марс» с ракетой 3Р1.

Неуправляемая пороховая ракета 3Р1 «Марс» предназначалась для стрельбы на дальность до 18 км. Ракета состоит из боевой части и ракетной части, для стабилизации в полете имеется оперение.

Боевая часть (вес 550 кг) имеет приборы автоматики подрыва заряда, радиолокационный и головной взрыватели; состоит из нескольких отсеков. Места соединения отсеков боевой части закрыты стальными лентами. Головной взрыватель имеет контактное устройство, служащее для замыкания электроцепей автоматики заряда. Радиолокационное взрывное устройство обеспечивает подрыв боезаряда ракеты как на траектории, так и непосредственно у цели. Боевая часть ракеты с ядерным боеприпасом покрыта специальным чехлом для термостатирования. Первоначально подогрев осуществлялся с помощью горячего жидкого теплоносителя, позднее - с помощью специальных электронагревателей (спиралей в чехле). Для этого на пусковой установке или транспортно-заряжающей машине был установлен специальный электрогенератор.

Ракетная часть имеет двигатель, состоящий из двух ракетных камер с сопловыми блоками. В каждой из камер имеется по одной пороховой шашке весом по 248 кг. Ракетный двигатель выполнен по схеме двухъярусного истечения пороховых газов. Состоит из двух камер, соединенных между собой переходником. На хвостовой камере укреплен стабилизатор. Реактивная камера представляет собой цилиндрическую трубу с тремя центрирующими утолщениями, которые обеспечивают минимальное по площади соприкосновение трубы с направляющей.

Тактические неуправляемые твердотопливные ракеты 3Р2 и 3Р1

Пороховой заряд выполнен в виде одной шашки (для одной камеры). Наружный диаметр шашки равен 260 мм. Диаметр канала – 60 мм. На наружной поверхности шашки имеется 4 ребра – для прочности и предохранения от прогиба; диаметр шашки по ребрам – 280 мм. Для изготовления шашки используется нитроглицериновый порох НМФ-2 со следующим процентным содержанием веществ по массе:

коллоксилин	57
нитроглицерин	26
динитротолуол	12
дибутилфталат	2
вазелин технический	1
окись магния	2

Пороховая шашка в камере закрепляется с помощью диафрагмы. В переднем днище имеется два наклонных отверстия с резьбой. В них помещаются две

пиросвечи. Пиросвеча состоит из четырех частей: корпуса, пиропатрона ПП-9, пружины и завинчивающегося наконечника. Для воспламенения зарядов имеются два воспламенителя типа ВГ-650 из крупнозернистого дымного пороха (по 650 гр. в каждом). Воспламенение воспламенителей осуществляется передачей электрического импульса от пусковой установки и реализуется с помощью пиросвечей.

Пороховые газы истекают через сопловой блок, который состоит из 12 сопел, два из них имеют заглушки. Остальные 10 сопел наклонены к оси ракеты в двух плоскостях под углом 15° и 3°. При истечении газов образуется боковая составляющая реактивной силы, которая проворачивает ракету в полете. Пороховые газы из второй (хвостовой) камеры истекают через сопловой блок, имеющий 11 сопел. Оси этих сопел параллельны оси ракеты. 10 сопел расположены на периферии соплового блока, а одно в центре и имеет заглушку.

Двигатель работает на двух режимах: летнем режиме в диапазоне температур от -10°С до +40°С (в этом случае все сопла открыты), и зимнем режиме – от -15°С до -40° С (в этом случае три сопла закрыты заглушками). Единичный импульс двигателя при t° +16°С порядка 190 кг сек./кг.

Сила тяги двигателя при температуре окружающей среды равна:

+40°С	– 13,6 т;
+16°С	– 17,3 т;
- 40°С	– 13,6 т.

Скорость схода ракеты с пусковой установки: 37 м/с при +15°С и 32 м/с при -40°С.

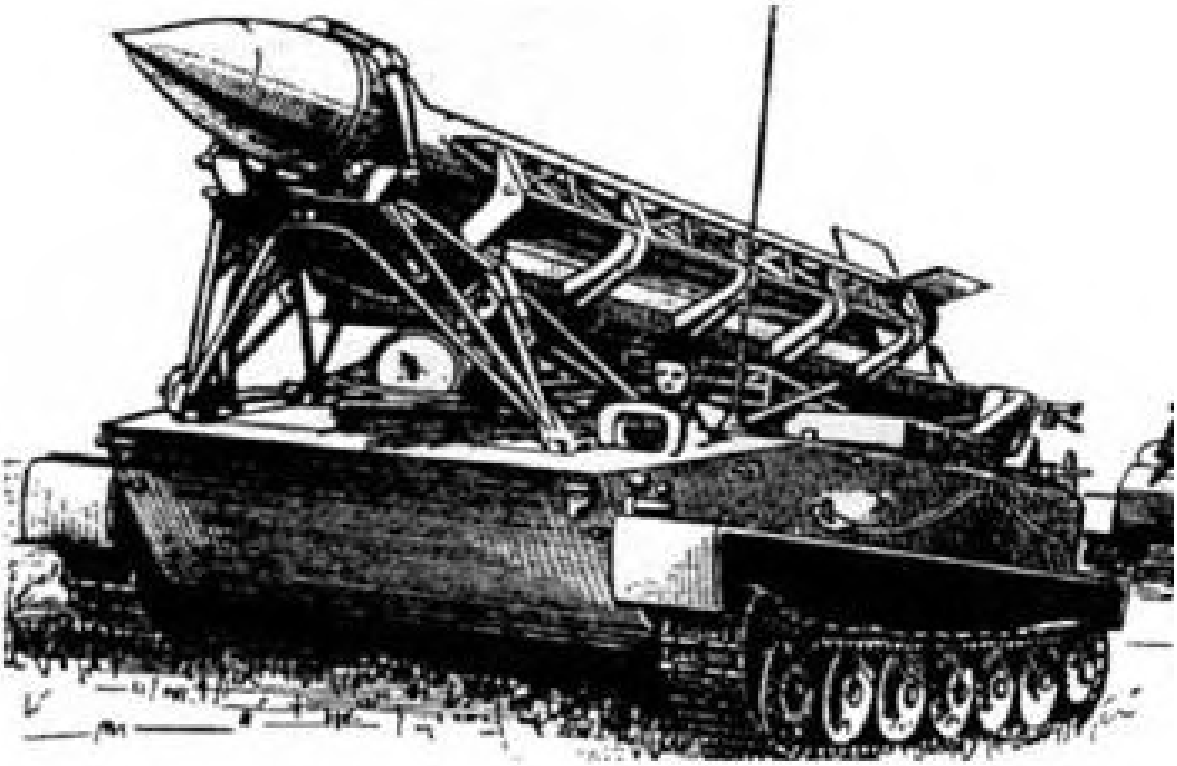
В задней части хвостовой камеры укрепляется стабилизатор, состоящий из обтекателя и четырех лопастей. В хвостовой части ракета имеет ведущий штифт Т-образной формы. Он предназначен для ведения ракетной части по направляющей установки. Проворачивание ракеты осуществляется комбинированным способом: винтовой направляющей и с помощью наклонных сопел переходного блока двигателя.

Максимальный угол запуска ракеты 3Р1 равен 53°, это обеспечивает у точки «К» (конец активного участка траектории) получение наивыгоднейшего угла, равного 45°. Минимальная дальность стрельбы 8—10 км достигается при угле вертикального наведения +24°. При минимальной дальности рассеивание ракет является максимальным (среднее рассеивание – 770 м). При максимальной дальности стрельбы 18 км время полета ракеты составляет 70 секунд, а скорость у цели 350 м/с, рассеивание минимальное – 190 м.

Ракета 3Р1 оснащенная БЧ с обычным ВВ

ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ 3Р1

Дальность полета, км	18
Вес боевой части, кг	553
Общий вес, кг	1750
Длина ракеты, мм	9100
Положение центра тяжести от донного среза сопла, м	4,5
Размах оперения, мм	976
Диаметр боевой части, мм	600
Диаметр по центрирующему утолщению, мм	324
Максимальная скорость полета, м/сек.	570
Отклонение по дальности	1/190
Отклонение боковое	1/54
Время работы двигателя (при летнем режиме), сек	5,1
Средняя тяга двигателя (при t° +15°C), т	17,3
Максимальное давление в камере (при летнем режиме) кг/см2	112
Вес порохового заряда, кг	496



Самоходная пусковая установка С-119А 2П2 «Пион»

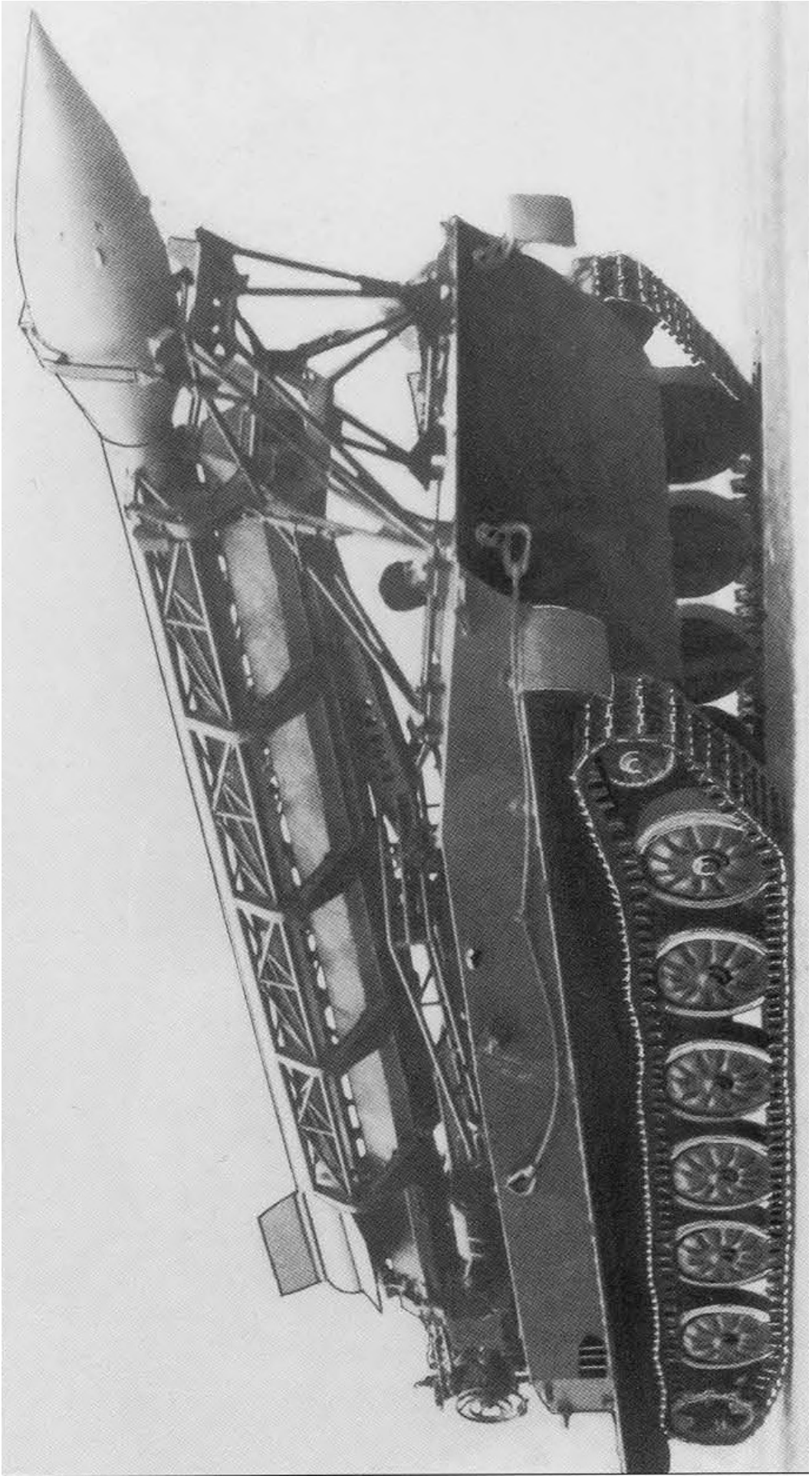
Самоходная пусковая установка 2П2 «Пион» для комплекса «Марс» была создана в 1957-1959 гг. в ЦНИИ-58 под общим руководством В.Г.Грабина (Главный конструктор Федоров). Пусковая установка получила индекс ЦНИИ-58 — С-119А. Кроме того, в ЦНИИ-58 были спроектированы транспортно-заряжающая машина 2П3 (С-120А) на ней были размещены две ракеты и кран. Серийное производство пусковых установок (ПУ) и транспортно-заряжающих машин (ТЗМ) для комплекса «Марс» велось на заводе «Баррикады» в Сталинграде.

Пусковая установка 2П2 «Пион» предназначена для стрельбы по наземным целям пороховыми ракетами 3Р1.

Установка является самоходной боевой машиной и смонтирована на ходовой части плавающего танка ПТ-76. Может передвигаться в заряженном виде с одной тяжелой ракетой 3Р1. Время пуска из походного положения – 15-30 мин.

Транспортно-заряжающая машина – ТЗМ, придаваемая установке, смонтирована также на ходовой части ПТ-76. Она транспортирует две ракеты и имеет возможность производить заряжание и разряжание пусковой установки с помощью специального крана.

Таким образом, пусковой комплекс 2П2, состоящий из установки и ТЗМ, обеспечивает транспортировку на огневую позицию трех ракет и их



последовательный пуск. Расчет, обслуживающий установку и ТЗМ, состоит из 6 человек.

Установка предназначена для обеспечения наклонного старта тяжелых ракет и имеет одну направляющую. Основными частями установки являются: направляющая, вертлюг (поворотная рама), подъемный механизм, уравновешивающий механизм, поворотный механизм, система электрооборудования, прицельные приспособления, система обогрева, аппаратура для пуска снарядов и ходовая часть.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ С-119А 2П2 «ПИОН»

Угол ВН, град.	+15 - +60
Угол ВН для стрельбы на минимальную дальность, град.	± 24
Угол ГН, град.	± 5
Длина направляющей, мм	6700
Расстояние от грунта до оси снаряда, мм	2650
Расстояние от грунта до оси цапф ПУ, мм	2100
Клиренс ПУ, мм	400
Вес качающейся части без ракеты, кг	1377
Вес вращающейся части (без качающейся части и ракеты), кг	1105
Вес артиллерийской части с ракетой, кг	5112
Вес шасси, кг	11329
Полный вес ПУ в боевом положении, кг	16441
Расчет, чел.	3
Запас хода по шоссе по горючему, км	250
Скорость максимальная, км/ч:	
заряженной ПУ	20
незаряженной ПУ	30-40
Мощность двигателя шасси, л.с.	2

Пусковая установка 2П2 “Пион” (С-119А) с неуправляемой ракетой 3Р1 тактического ракетного комплекса 2К1 “Марс”

Алексей Лисоченко

Пусковая установка 2П2 “Пион” (С-119А) с неуправляемой ракетой 3Р1 тактического ракетного комплекса 2К1 “Марс”

Алексей Лисоченко

Пусковая установка 2П2 “Пион” (С-119А) с неуправляемой ракетой 3Р1 тактического ракетного комплекса 2К1 “Марс”

Алексей Лисоченко

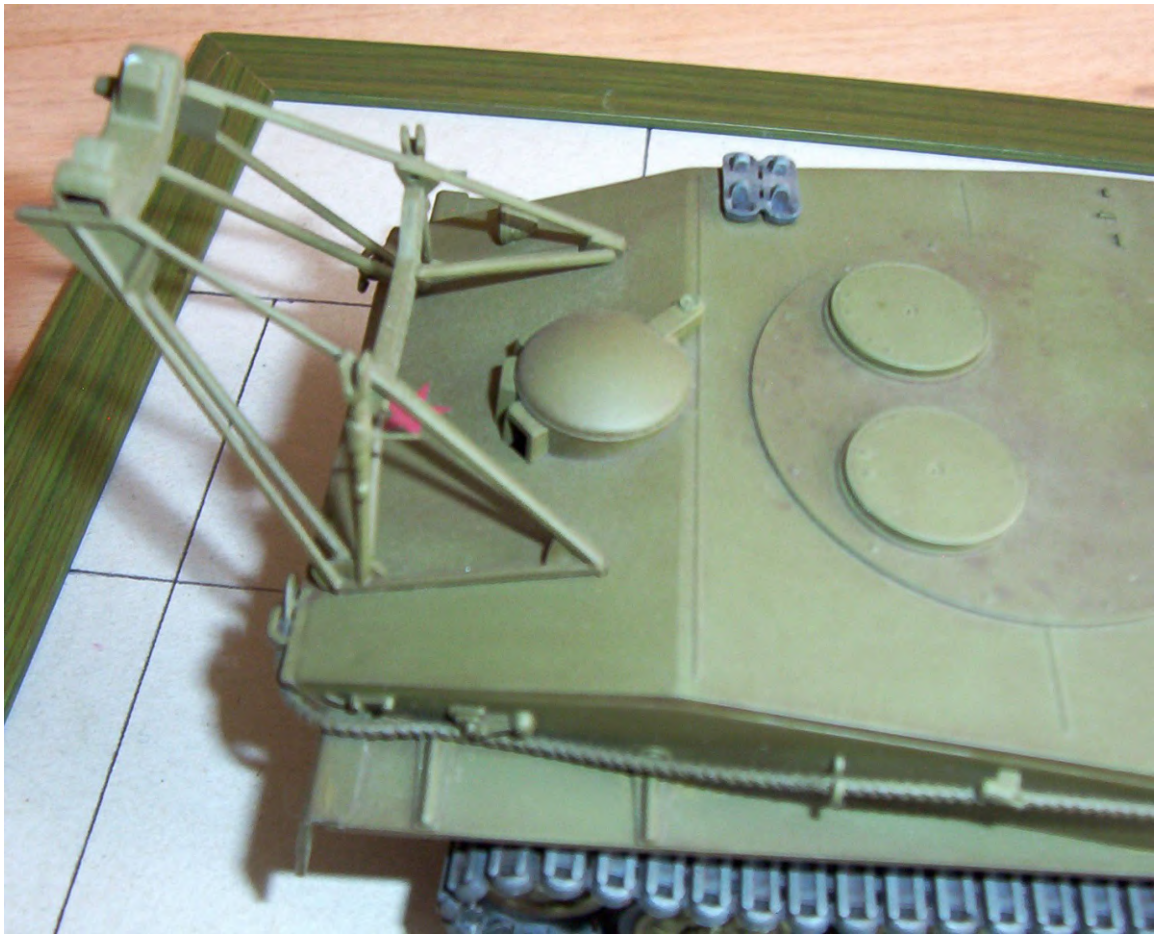
Пусковая установка 2П2 “Пион” (С-119А) с неуправляемой ракетой 3Р1 тактического ракетного комплекса 2К1 “Марс”

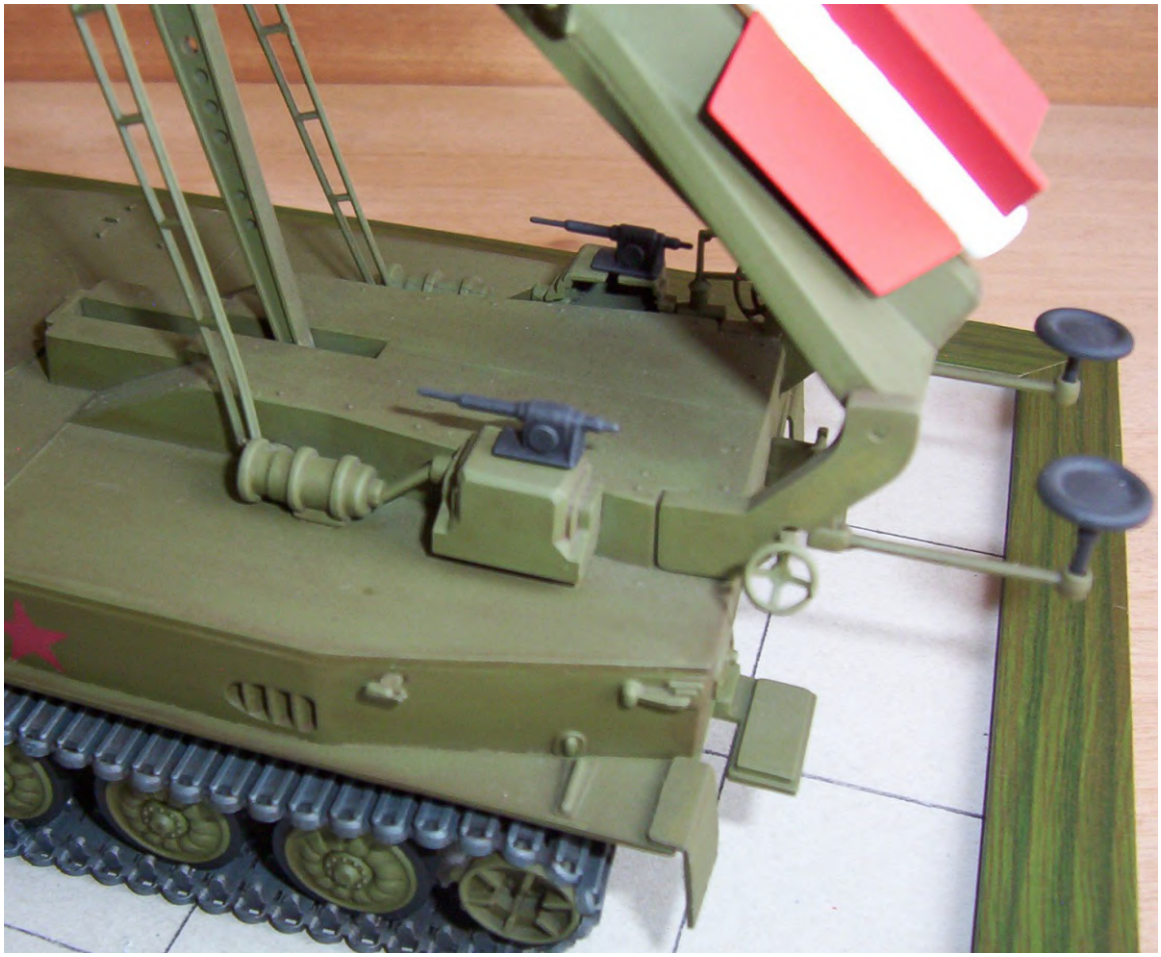
Алексей Лисоченко

Транспортно-заряжающая машина 2П3 (С-120А) тактического ракетного комплекса 2К1 “Марс”

Алексей Лисоченко

Упрощенная модель пусковой установки 2П2 «Пион»
с тактической ракетой 3Р1





Tires forts à faire en plastique étiré

Percer l'arrière du missile

Gros plan sur la chenille

22

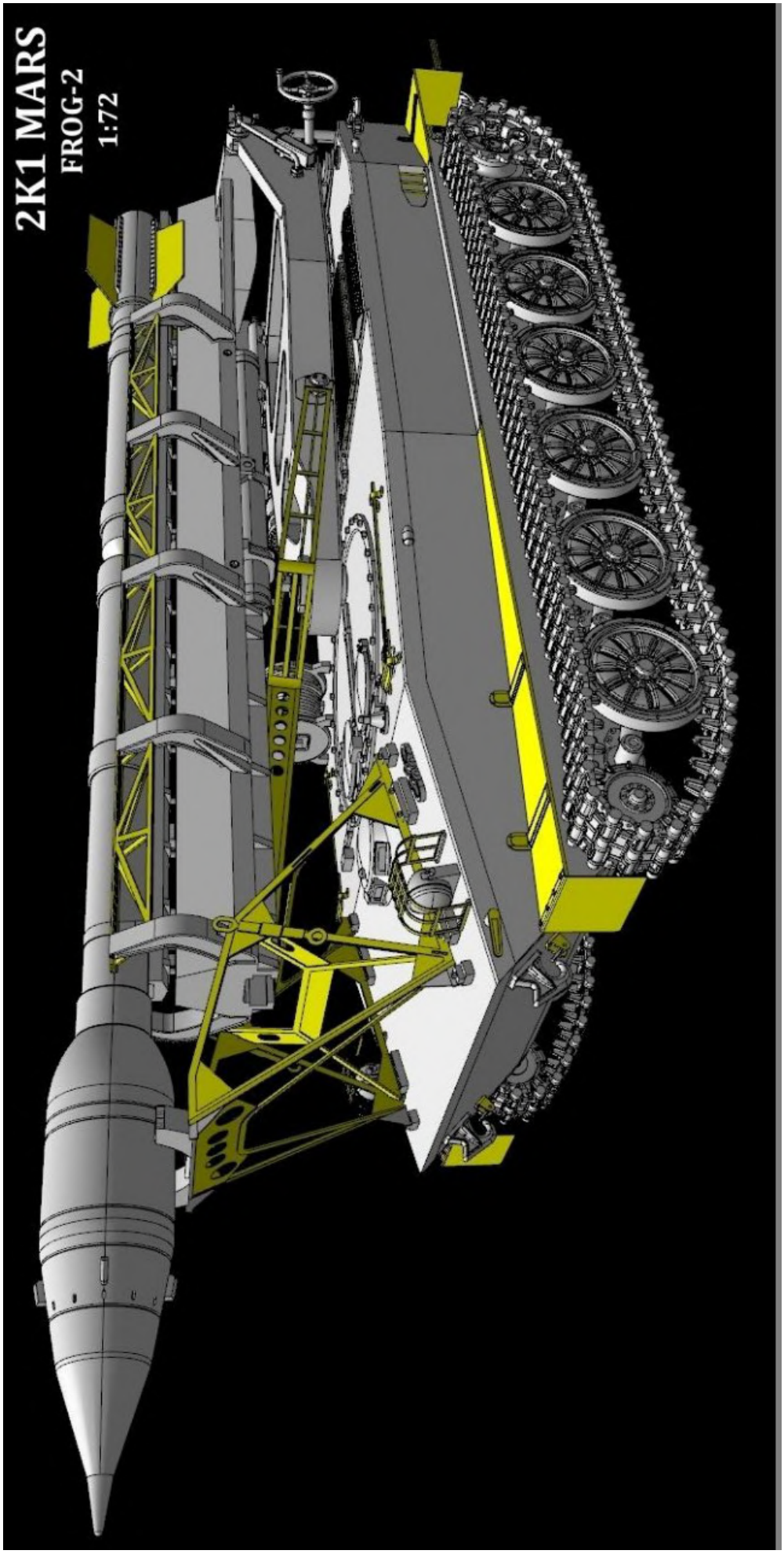
WB57

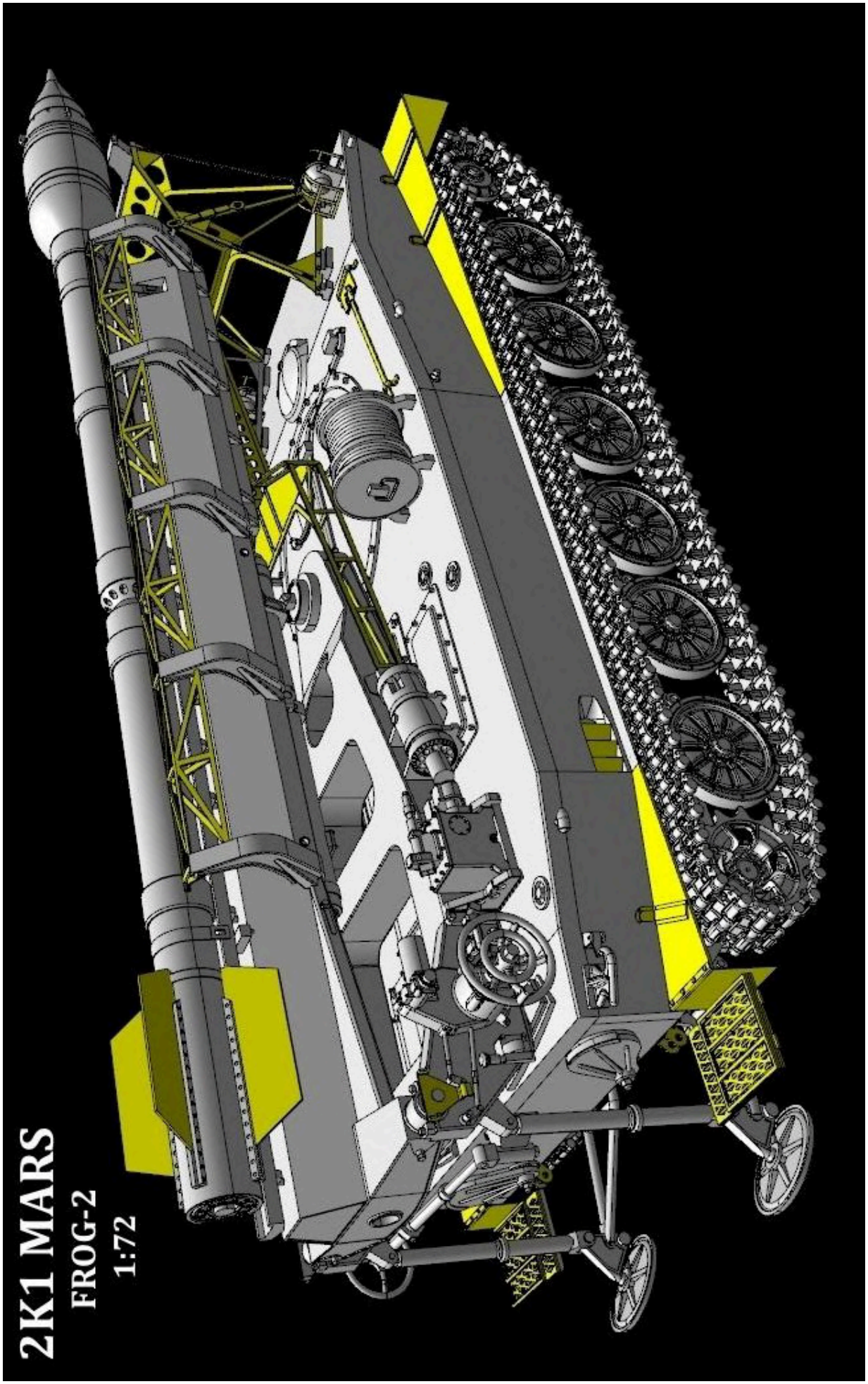
2K1 MARS
FROG-2

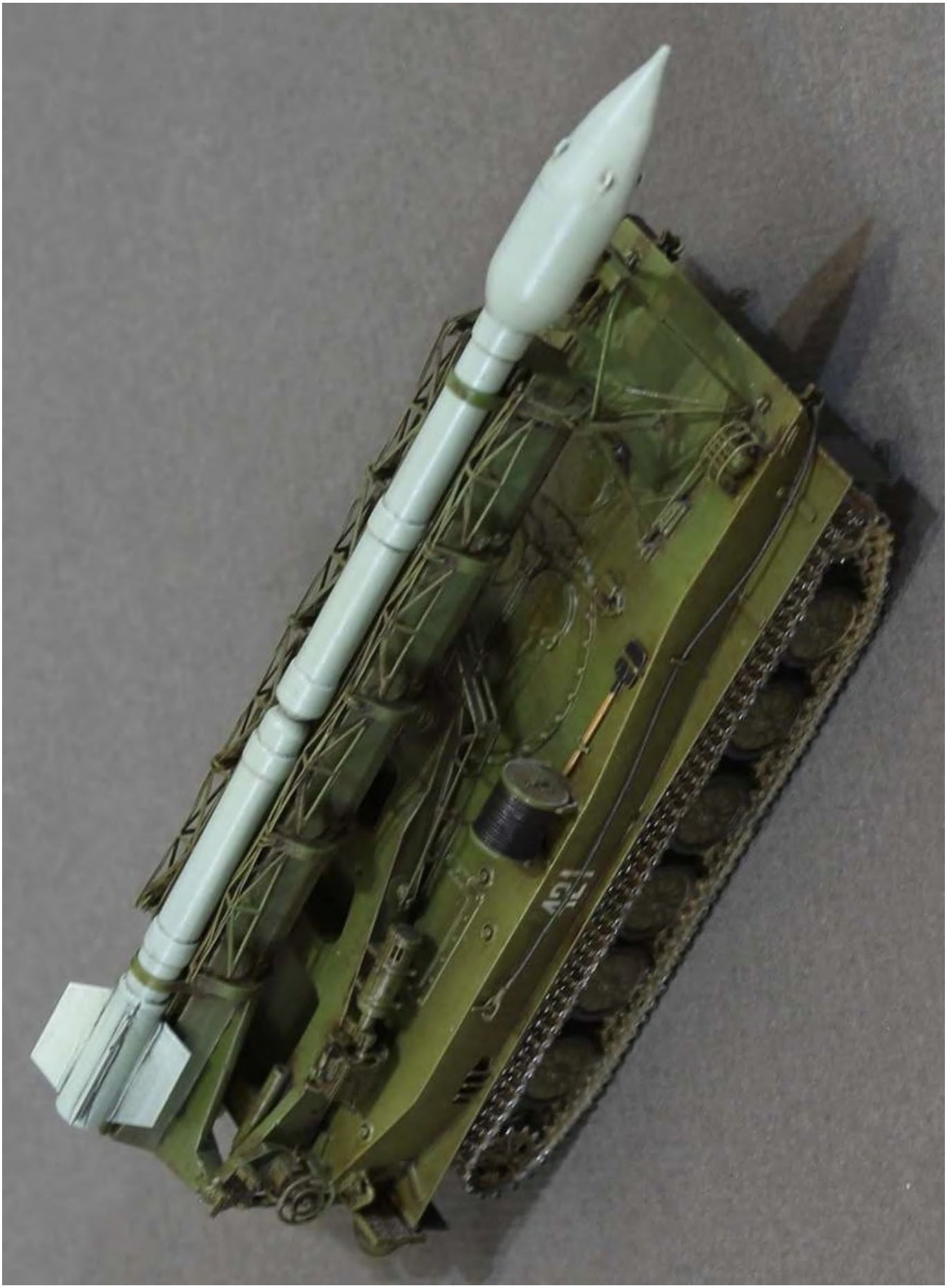
72th scale

For adult modellers age 18 and over

Limited Edition
RESIN KIT+PE


2K1 MARS
FROG-2
1:72


2K1 MARS
FROG-2
1:72


1GV

421

421

421

421

421

421

421

421

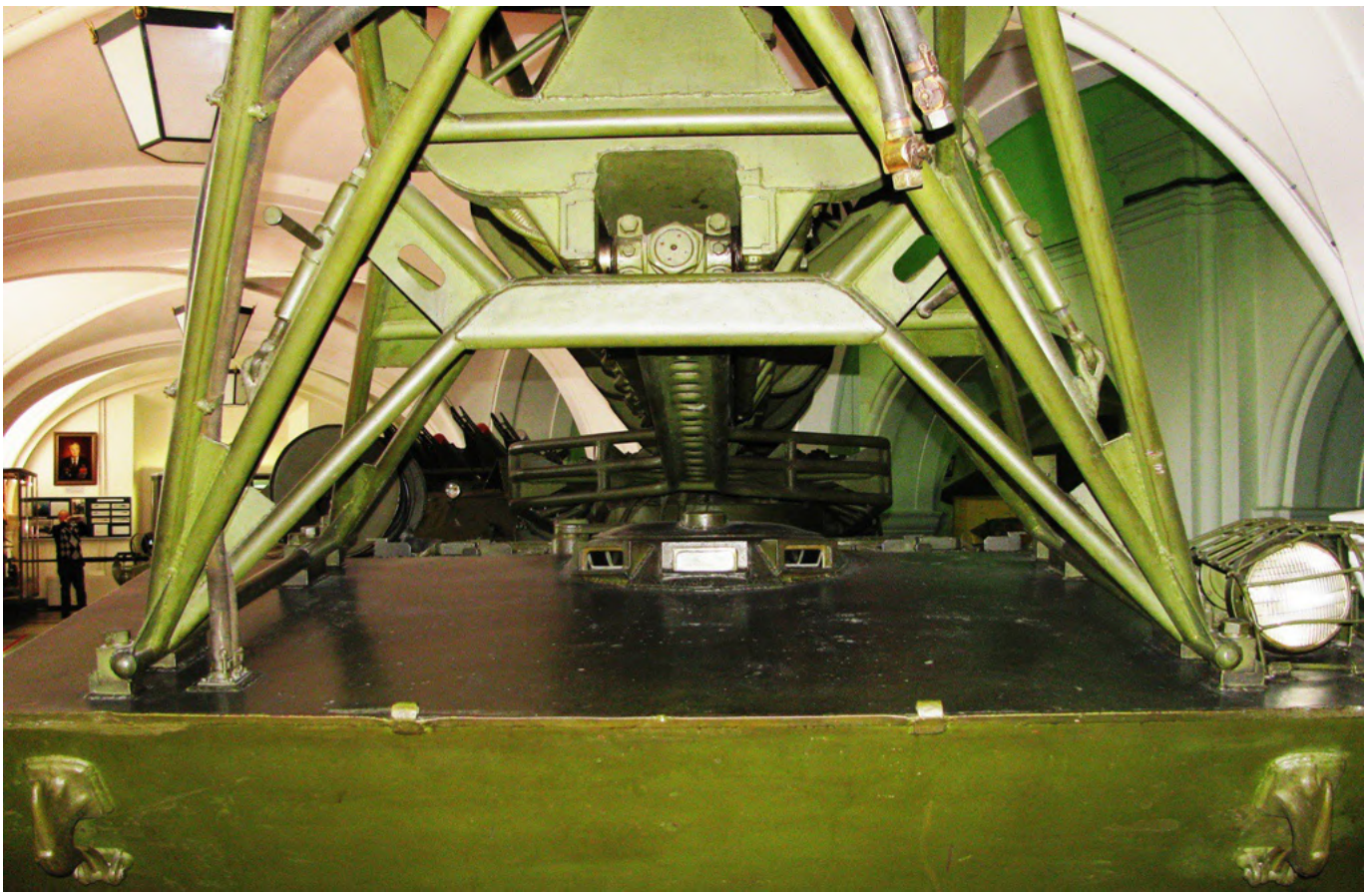
ИУ
71

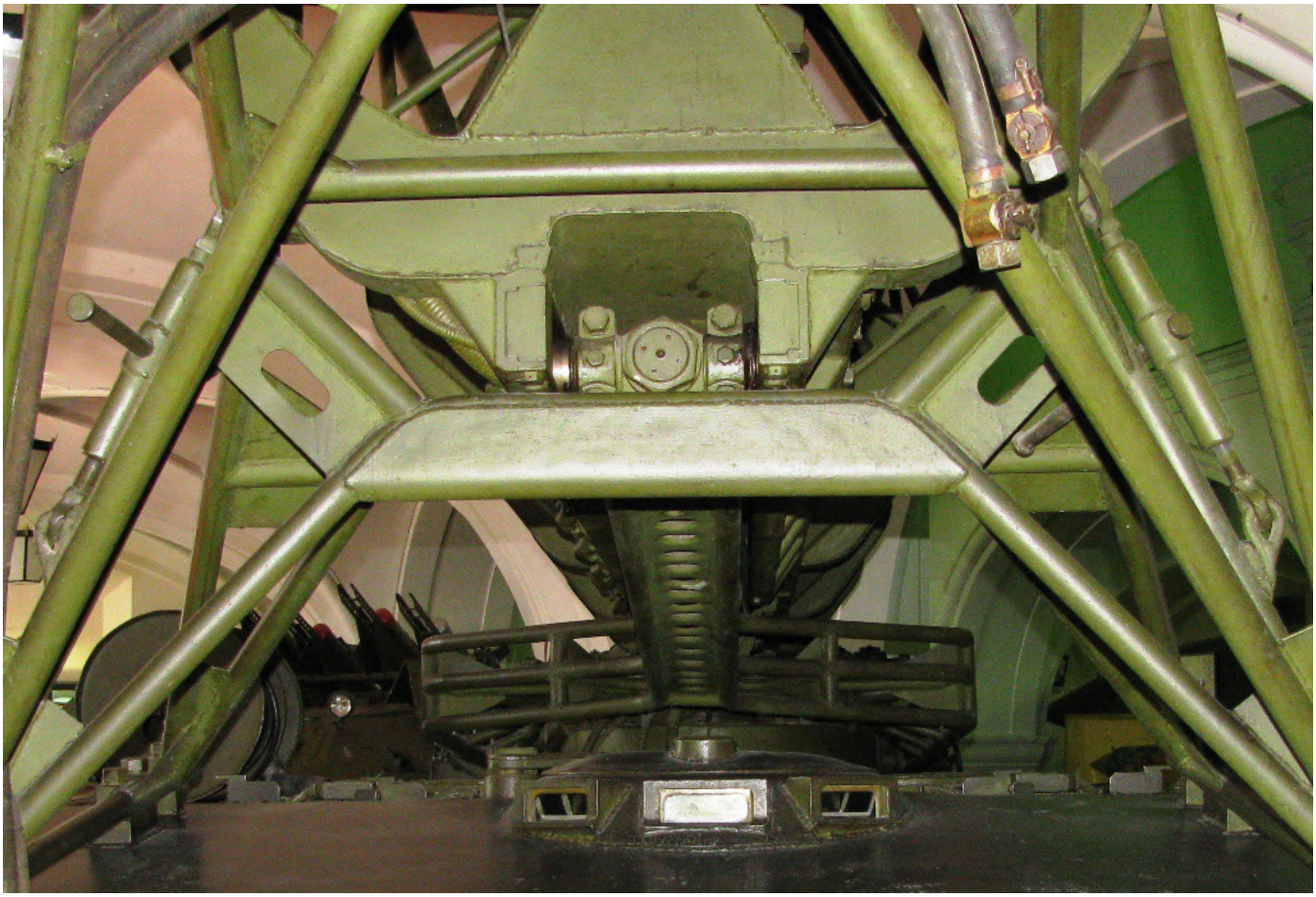
АЛЬБОМ ФОТОГРАФИЙ

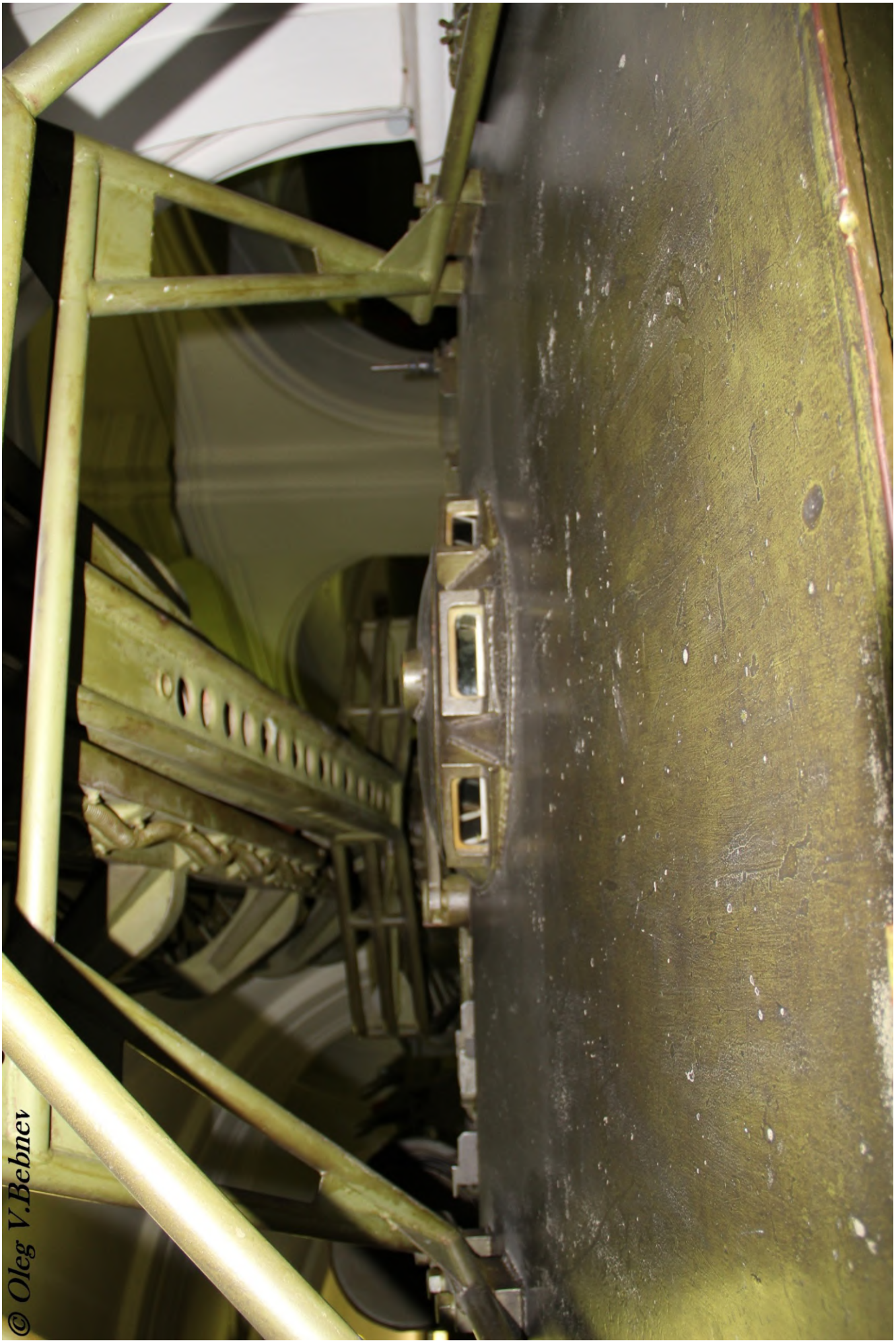
самоходной пусковой установки 2П2 «Пион»

FotosergS.ya.ru 2011

© Oleg V.Bebnev





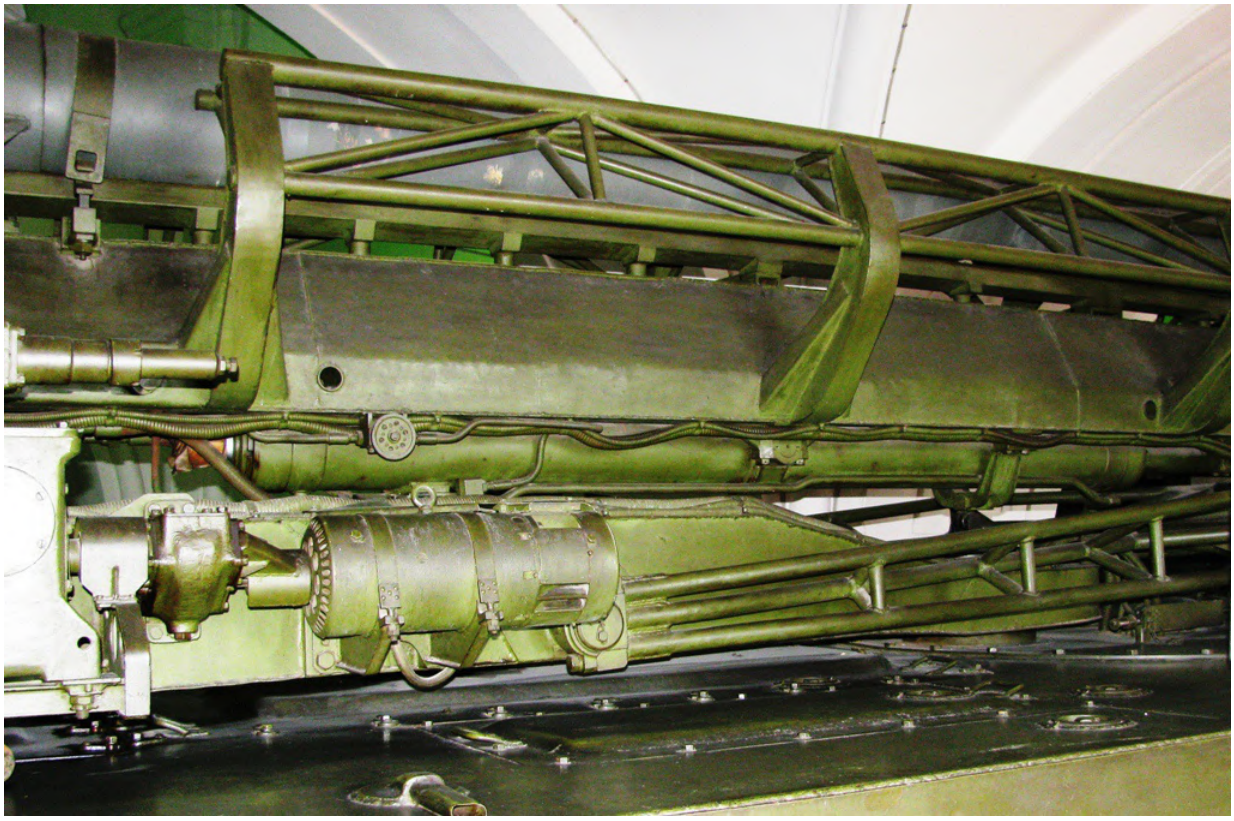

© Oleg V.Bebnev

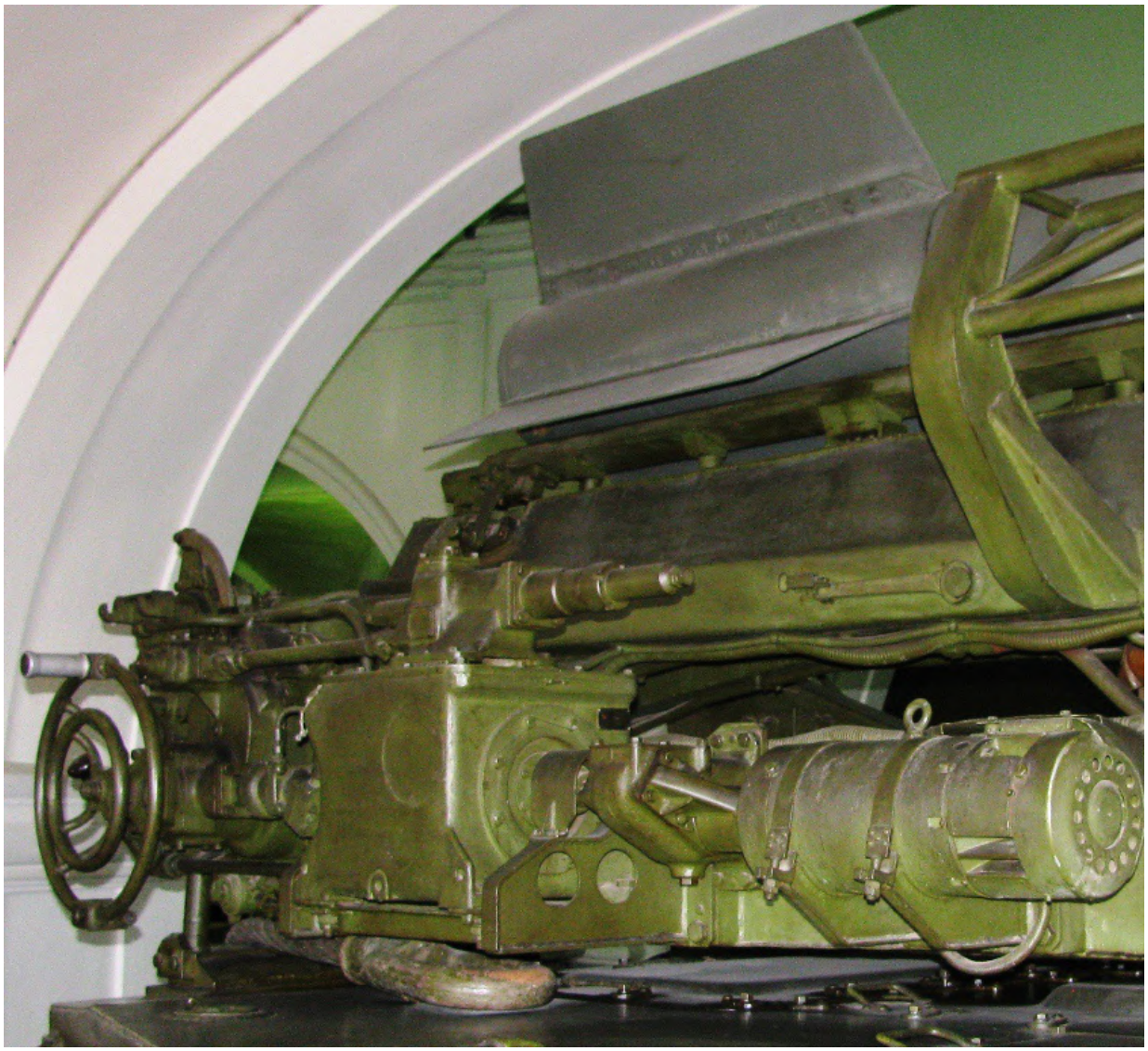
FotosergS.ya.ru 2013

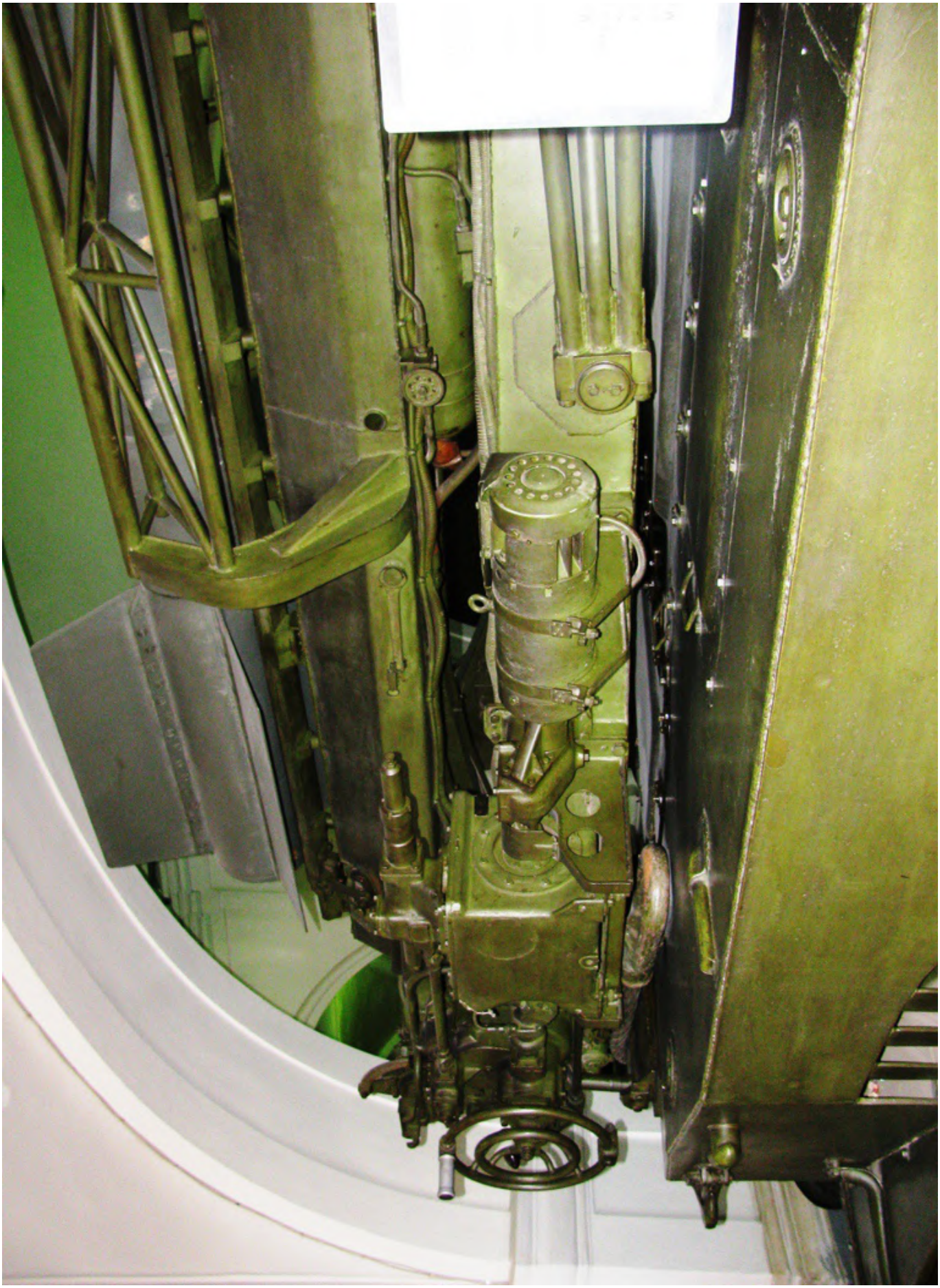
© Oleg V.Bebnev

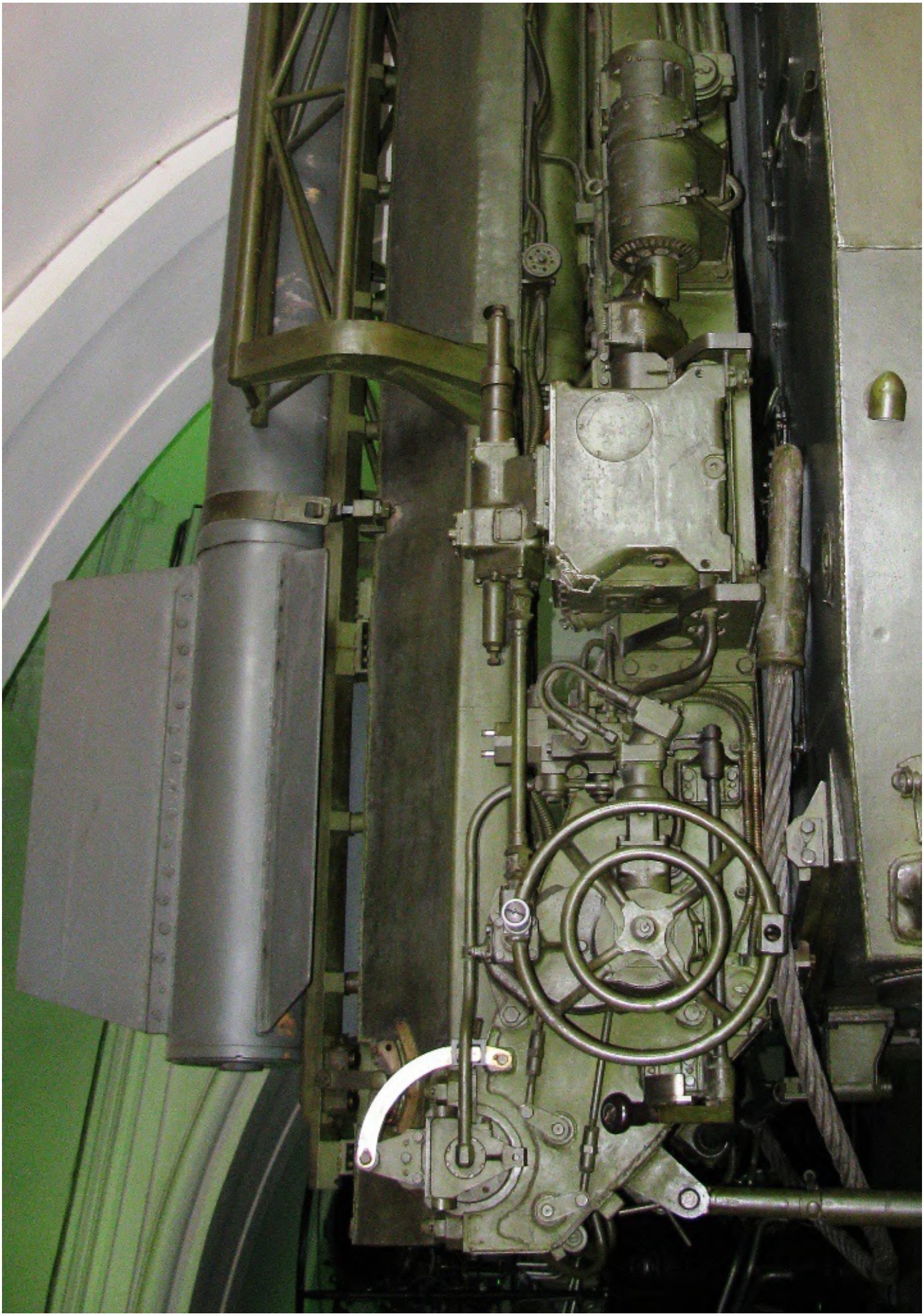
FotosergS.ya.ru 2011

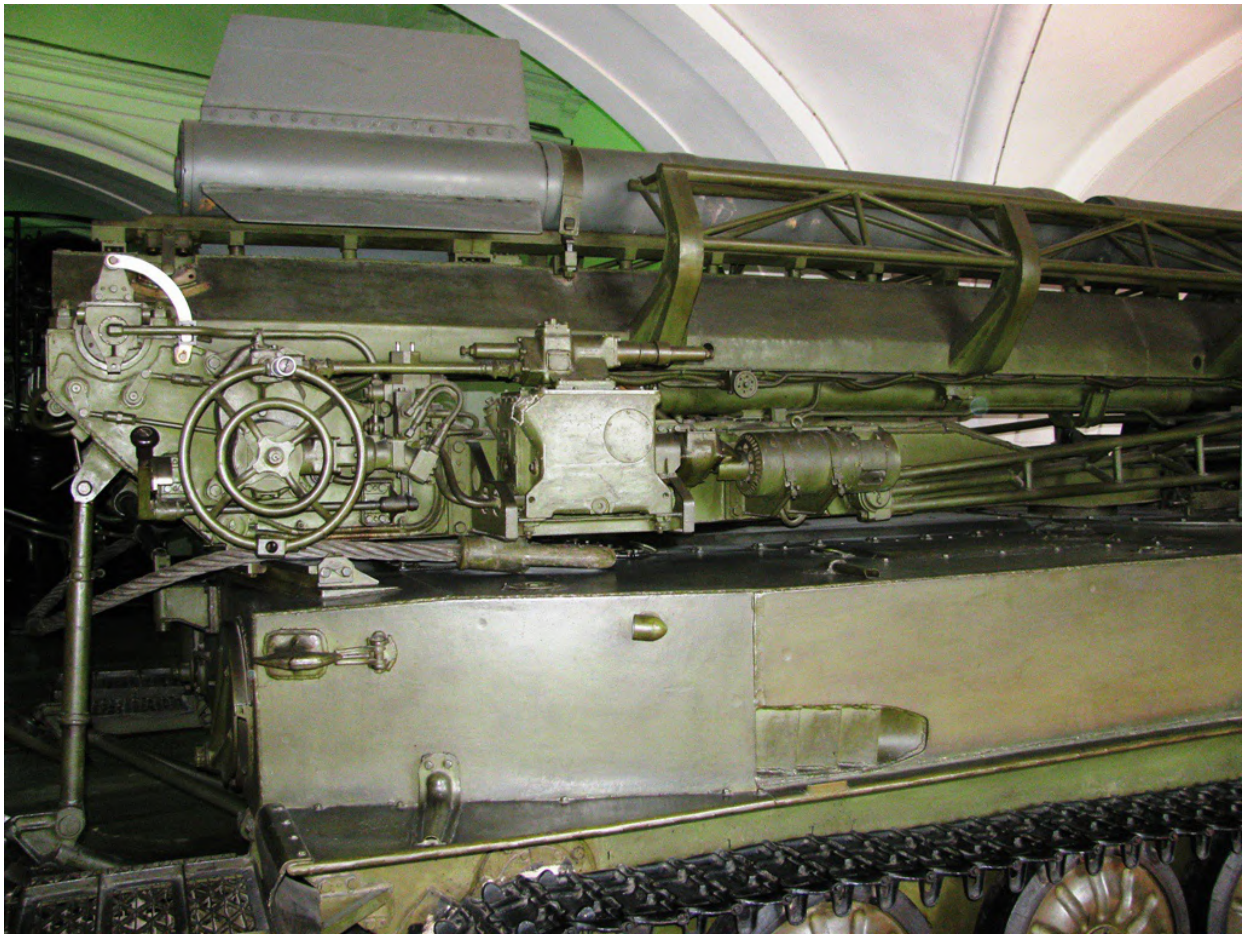
© Oleg V.Bebnev

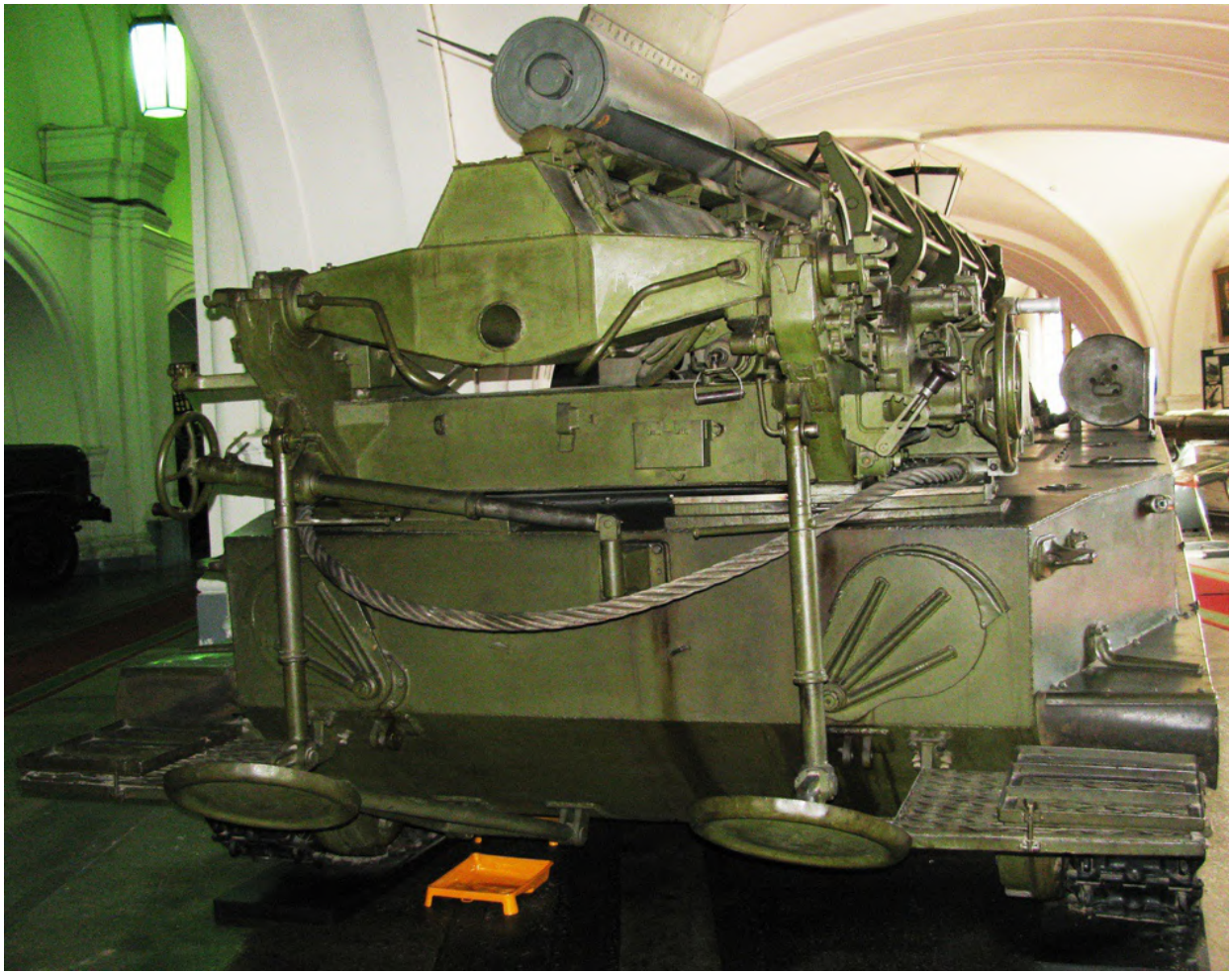


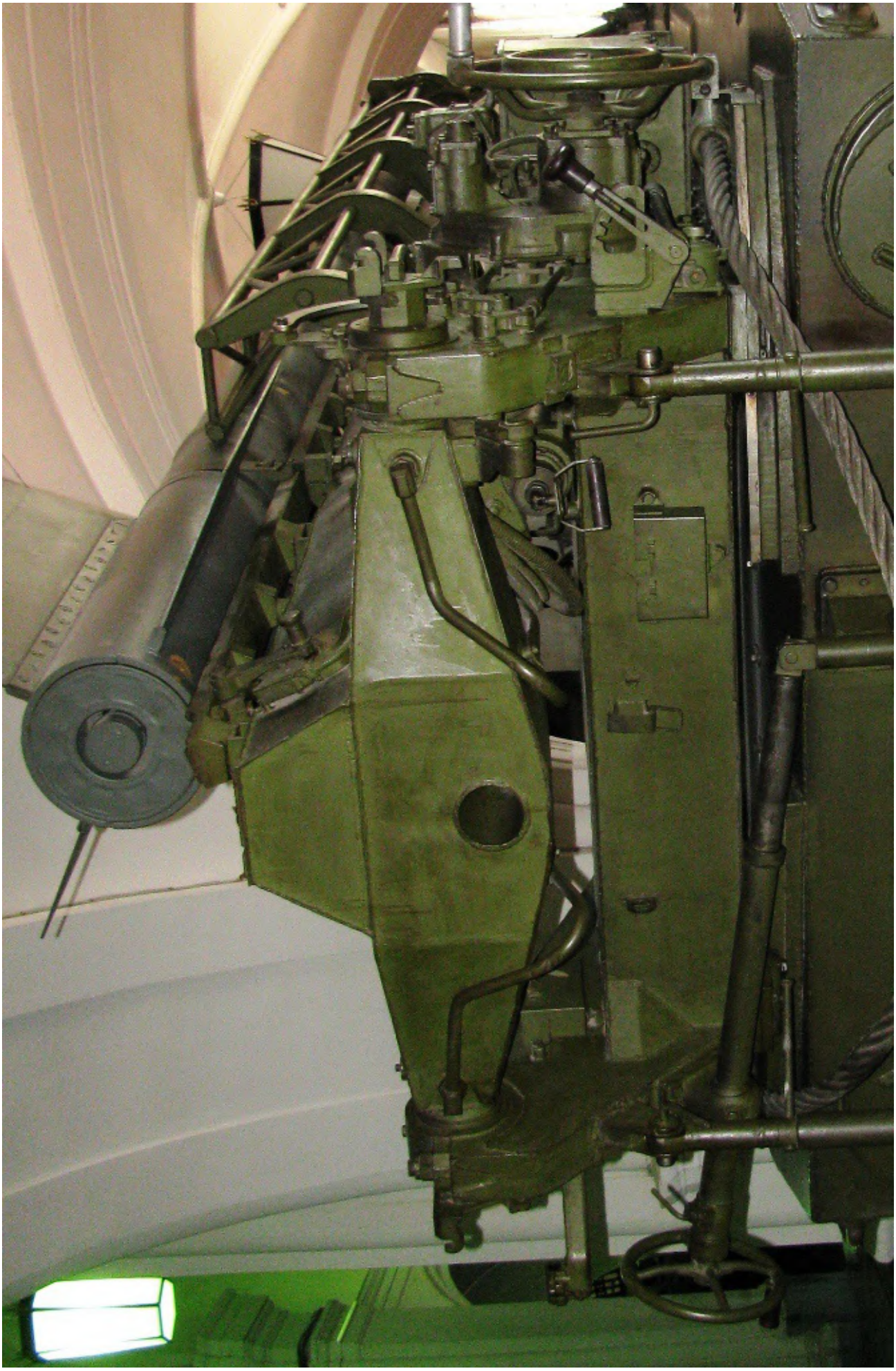


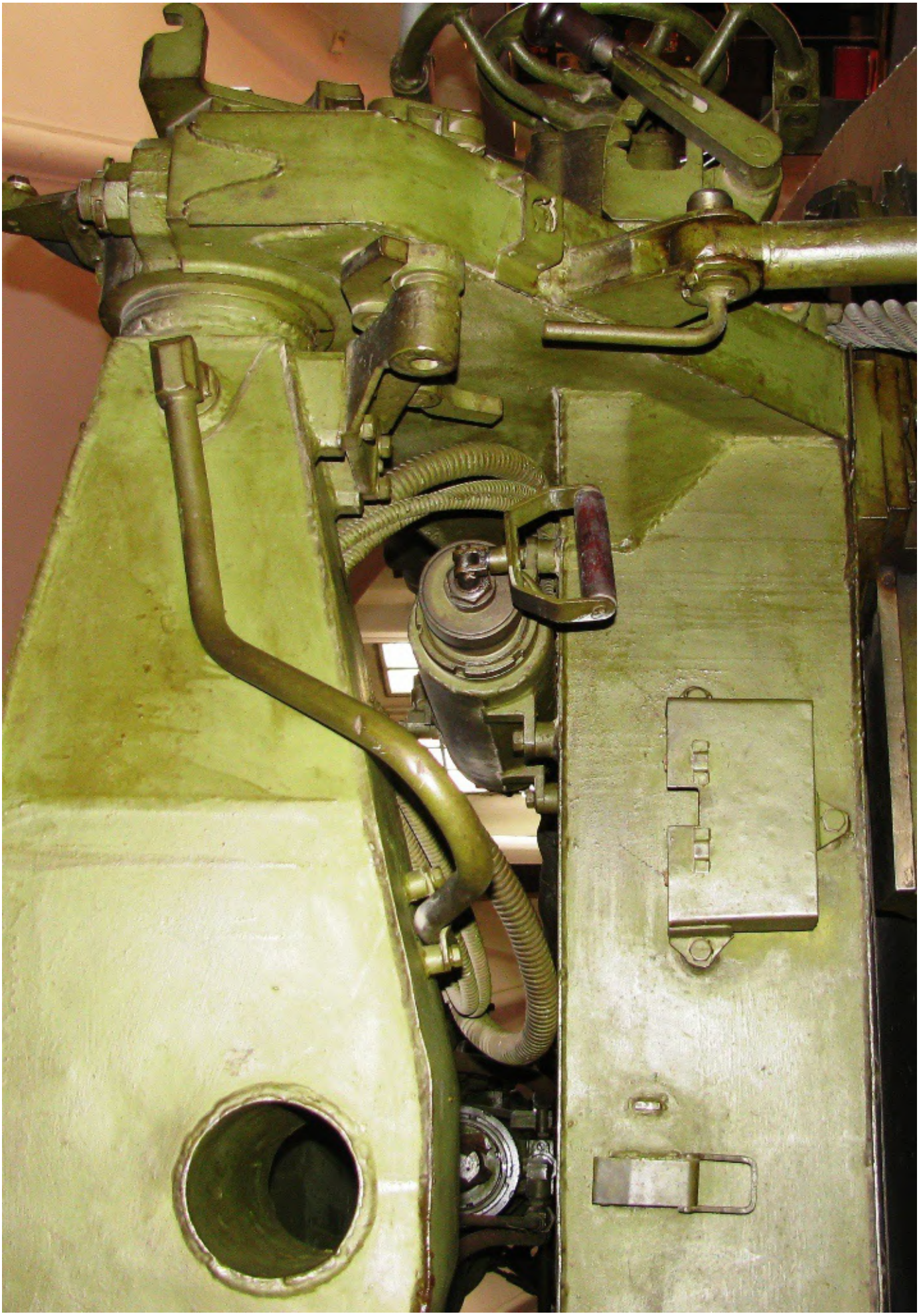


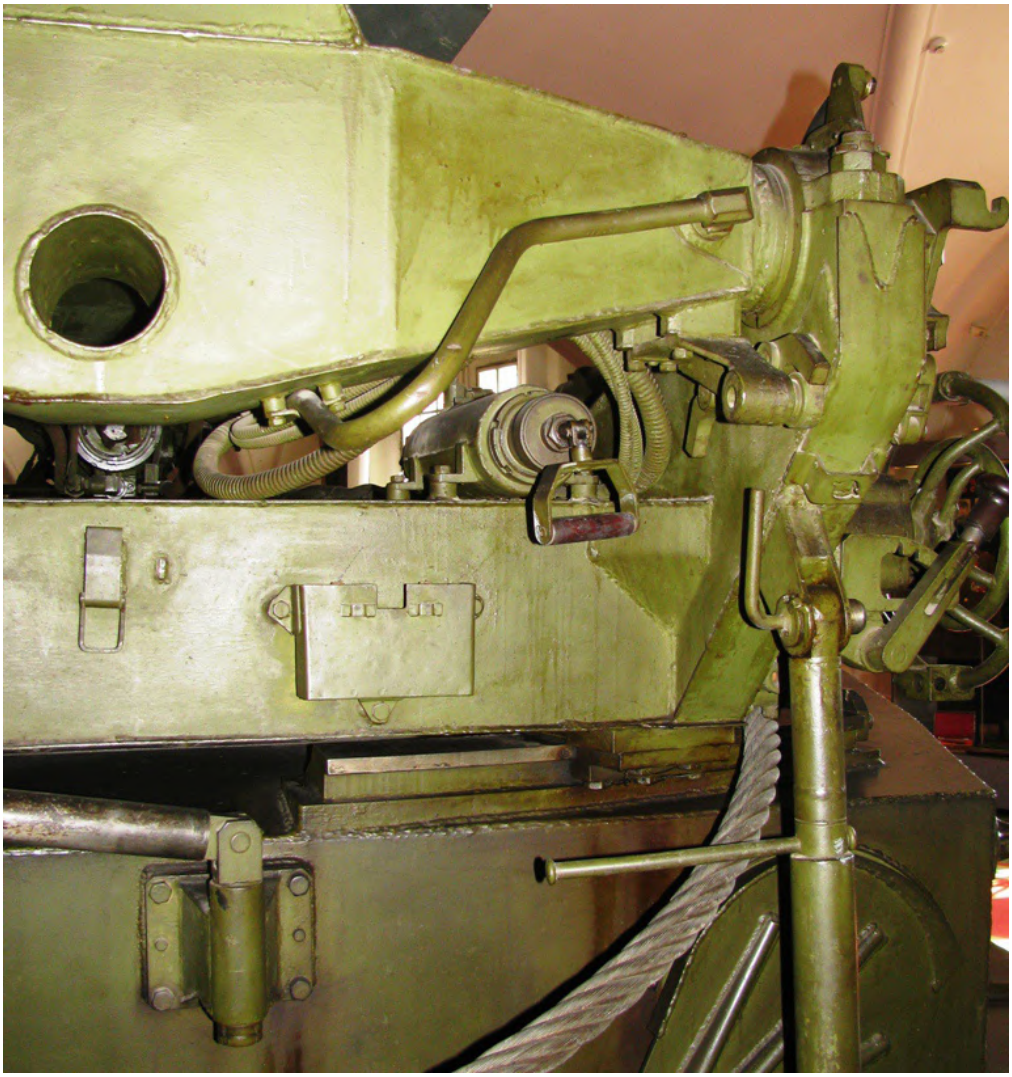


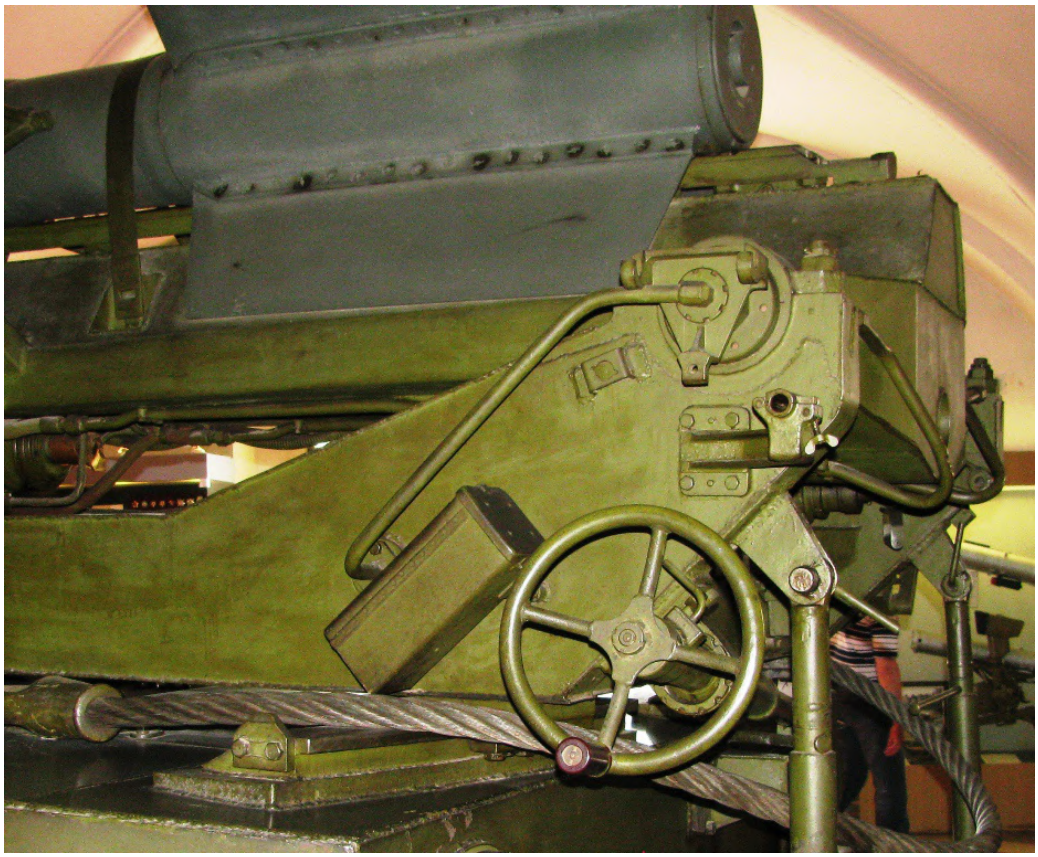


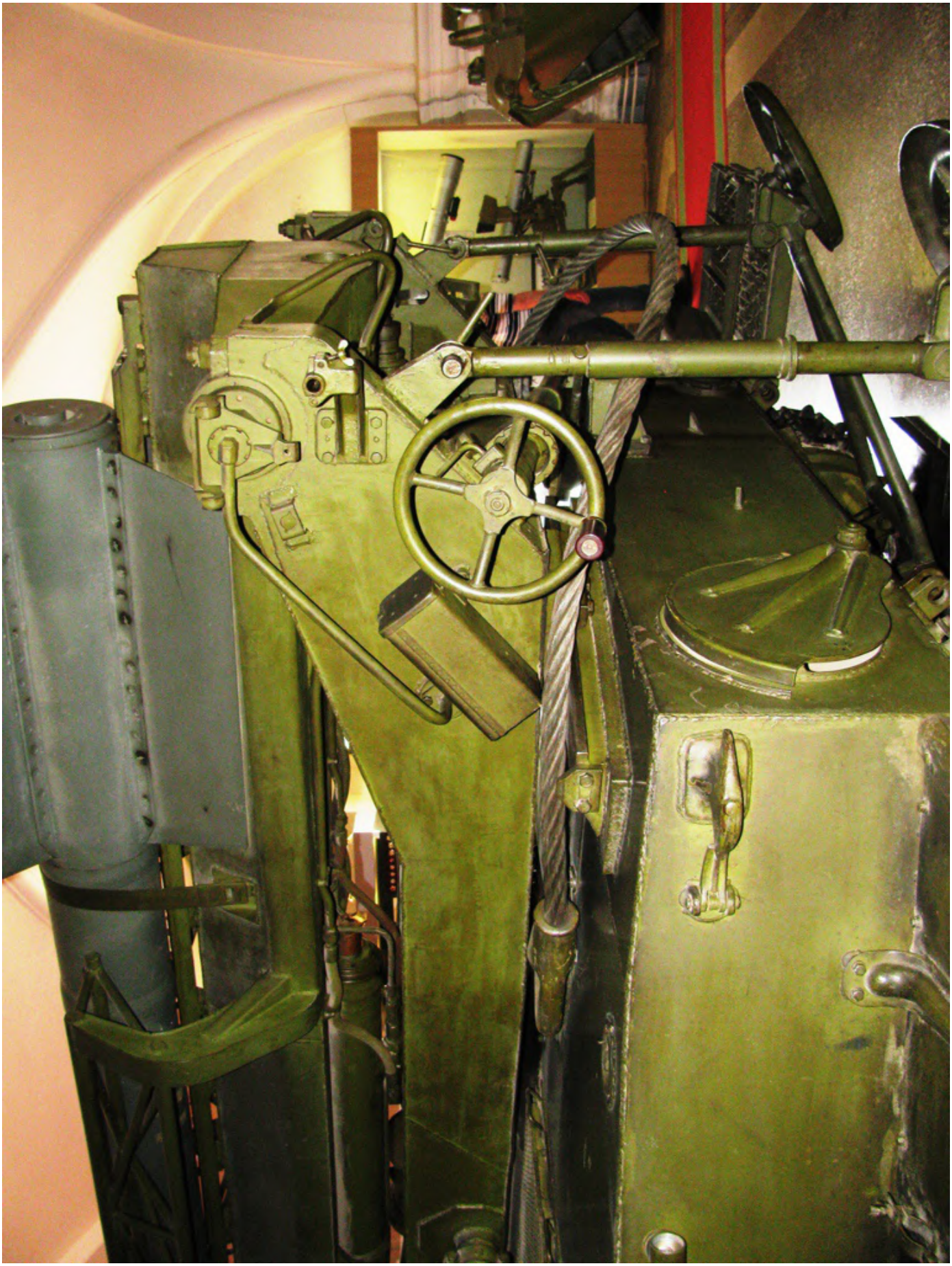




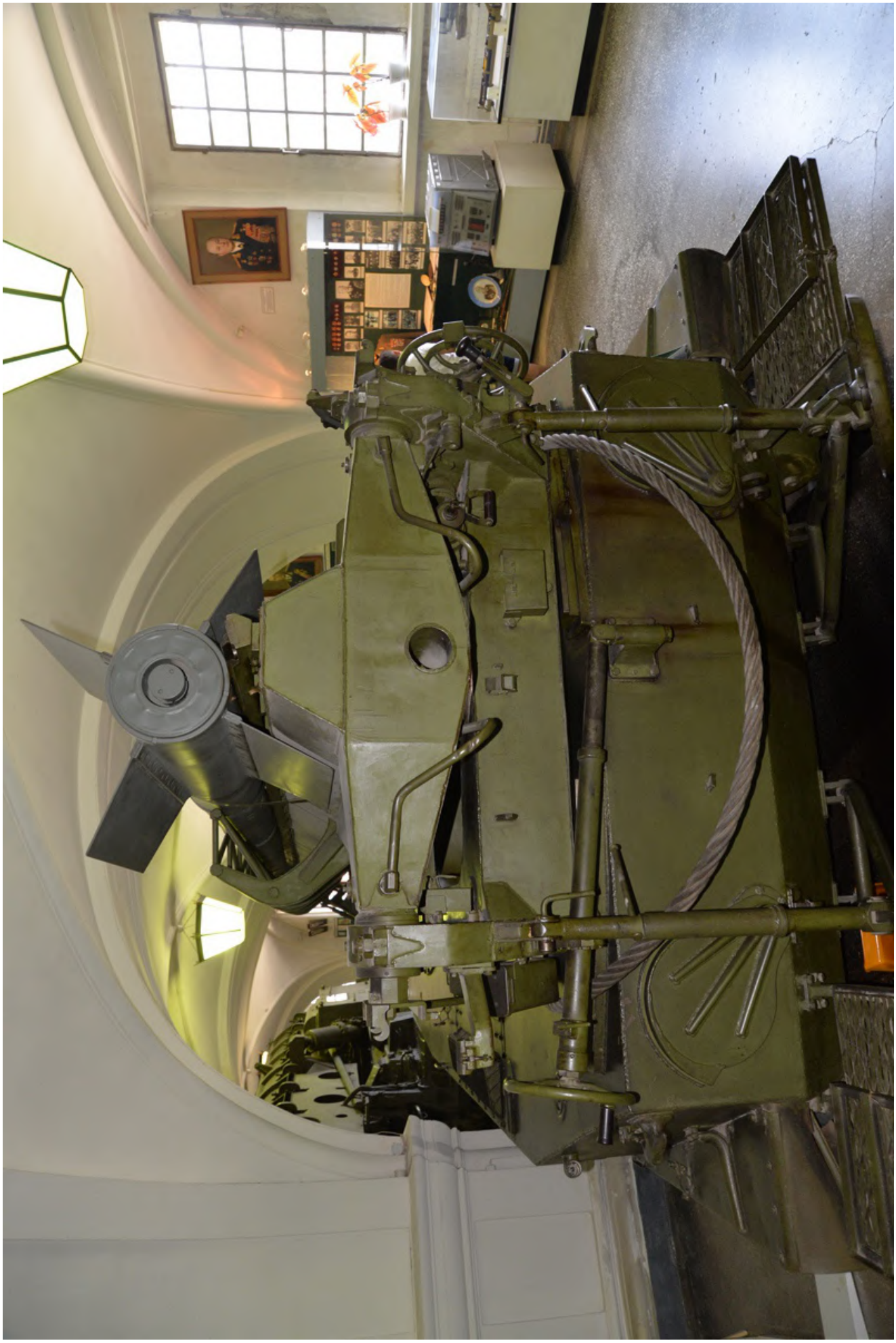


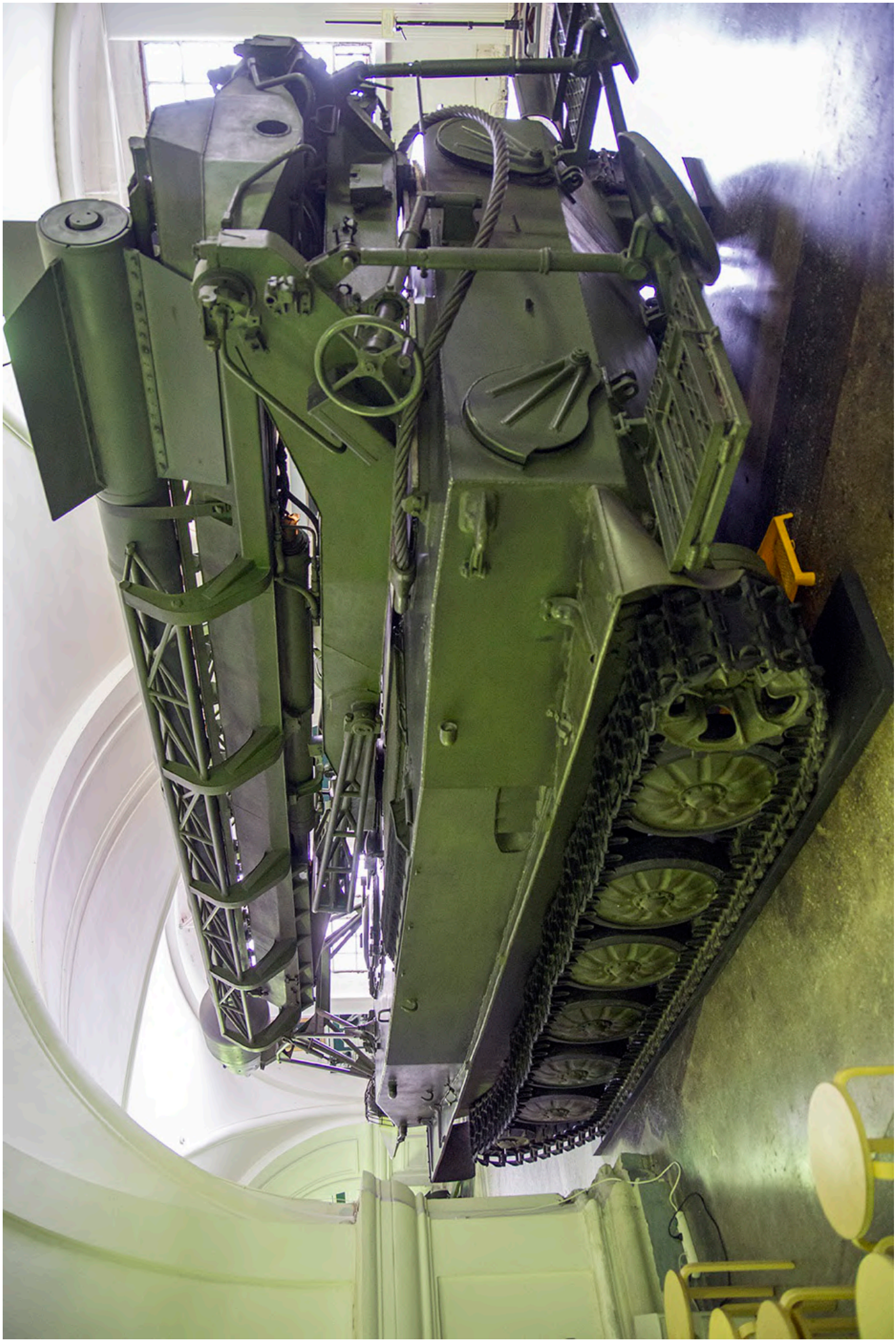


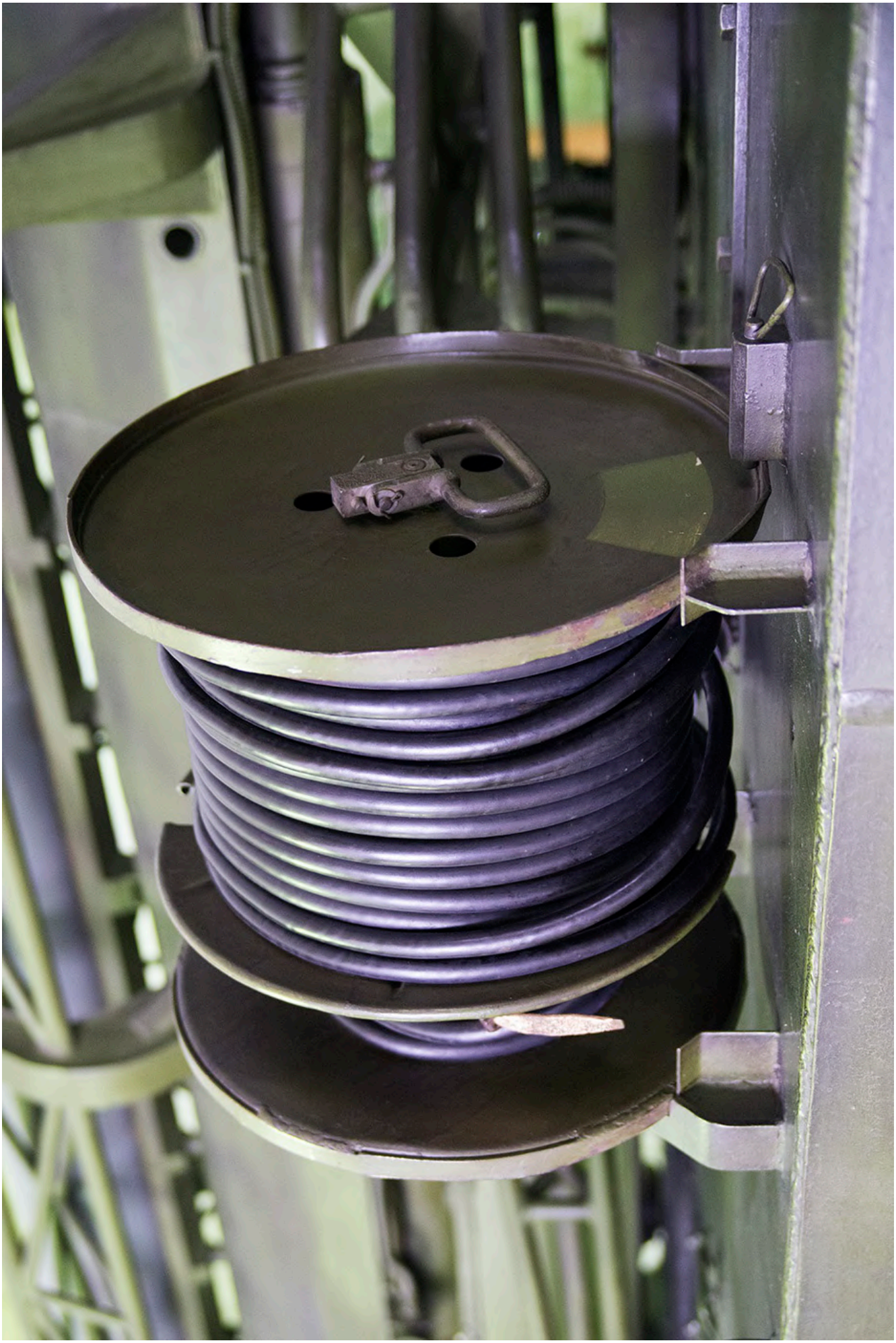




© Oleg V.Bebnev







FotosergS.ya.ru 2013

FotosergS.ya.ru 2013

История создания ПУ для комплекса «Марс» была весьма непростой. Постановлением Совета Министров СССР № 3-2 от 2 января 1956 года проектирование пусковой установки для комплекса «Марс» возлагалось на СКБ-3 ЦНИИ-58 МОП, расположенный в подмосковном Калининграде. Первоначально схема, предложенная ЦНИИ-58, предусматривала создание комплекса С-122 из трех установок – пусковой, заряжающей и транспортирующей, смонтированных на ходовой части плавающего танка ПТ-76. На ПУ С-119 размещался один ракетный двигатель ракеты «Марс», то есть ракета без головной части. На заряжающей установке С-120 находились еще три таких двигателя. На транспортирующей установке С-121 в специальном контейнере перевозились боевые части четырех ракет. Таким образом, комплекс обеспечивал доставку на боевую позицию четырех «Марсов» и их последующий запуск без перестановки машин на огневой позиции. Кроме того, пусковая установка С-119 могла при наличии необходимости передвигаться на заданное тактико-техническим требованием расстояние в полностью заряженном виде и производить запуск одной ракеты «Марс» независимо от двух остальных машин комплекса. Такая схема комплекса обеспечивала возможность большого удаления технической станции от огневой позиции, использования заряжающей и транспортирующей установок в качестве промежуточной полевой станции, а также заряжание (разряжения) пусковой установки и загрузки (разгрузки) транспортирующей и заряжающей установок грузоподъемными средствами транспортно-заряжающих машин. Для пусковой установки разрабатывались стволы (направляющие) двух вариантов: с винтовым пазом для вращения бугеля крутизной 4° и с прямолинейным направляющим пазом. Крутизна паза в 4° потребовала вести в конструкцию направляющей боковые ограничители (рога).

Но первоначальная схема пускового комплекса не была одобрена Артиллерийским комитетом Главного Артиллерийского Управления (АК ГАУ), поскольку было признано нерациональным иметь на каждую пусковую установку две вспомогательные установки на дефицитных гусеничных ходовых частях. Кроме того, в АК ГАУ сочли недопустимым состыкование боевой части с двигателем на пусковой установке. Поэтому ЦНИИ-58 разработал ряд новых схем пускового комплекса и, получив утвержденные тактико-технические требования, представил свои разработки на рассмотрение технического совещания с участием представителей АК ГАУ, НИИ-1 и ЦНИИ-58. 5 апреля 1956 года совещание в Главном артиллерийском управлении приняло для дальнейшего проектирования и изготовления схему пускового комплекса из двух установок: пусковой С-119А (2П2) и заряжающей С-120А (2П3). В этой схеме предусматривалась транспортировка одной полностью собранной ракеты «Марс» непосредственно на ПУ и двух таких же ракет – на заряжающей установке, на которой был смонтирован кран заряжания, предназначенный для загрузки (разгрузки) установок ракетами.

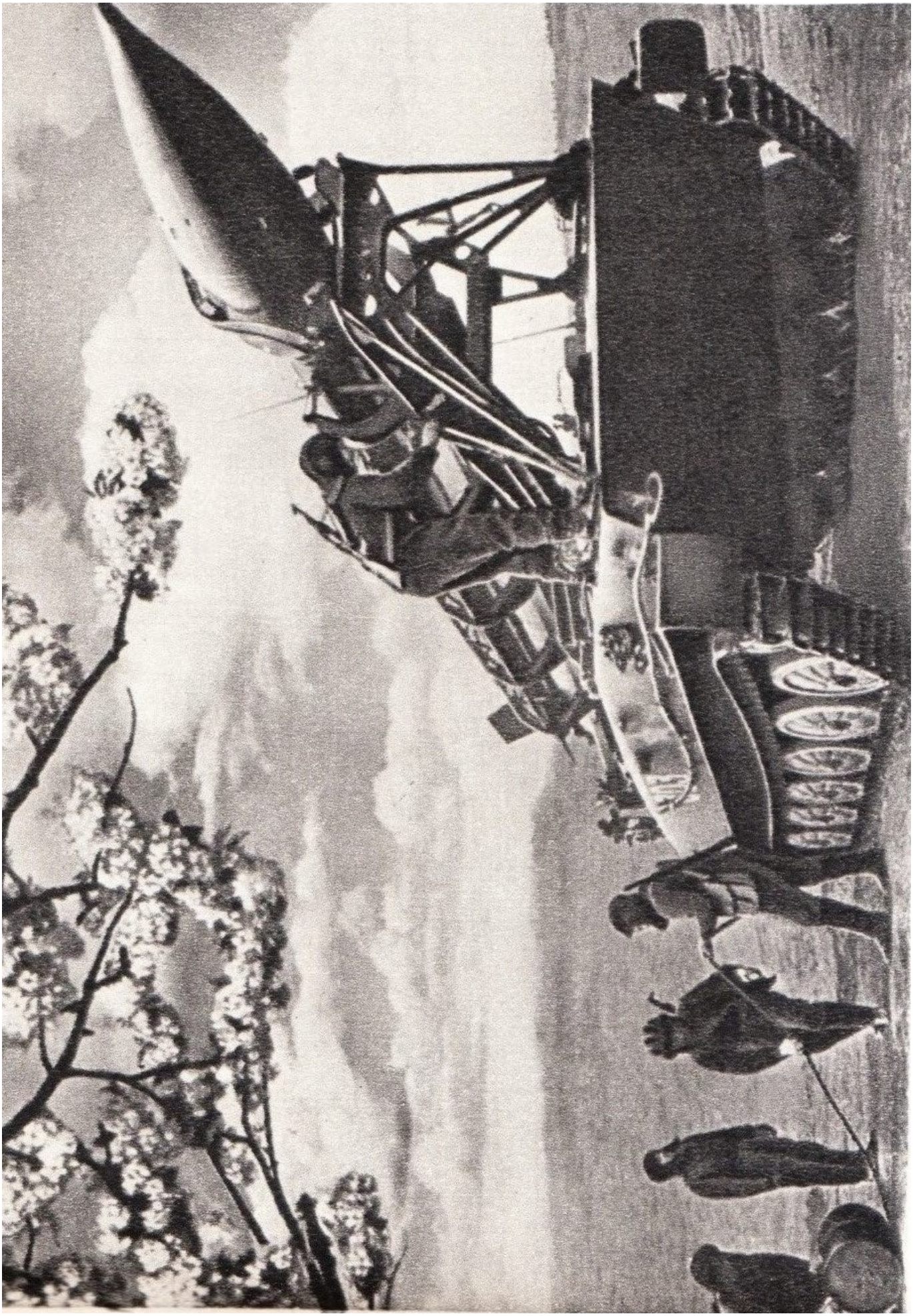
Комплекс в целом получил индекс С-122А (2К1). Таким образом, машина С-121 «выпала» из состава штатного комплекса. Принятая этим совещанием схема пускового комплекса, как и первоначальная схема, удовлетворяла всем тактико-техническим требованиям. По решению совещания работы по первоначальной схеме пускового комплекса были прекращены, а сделанные конструктивные разработки использованы при разработке технического проекта по утвержденной новой схеме пускового комплекса С-122А (2К1).

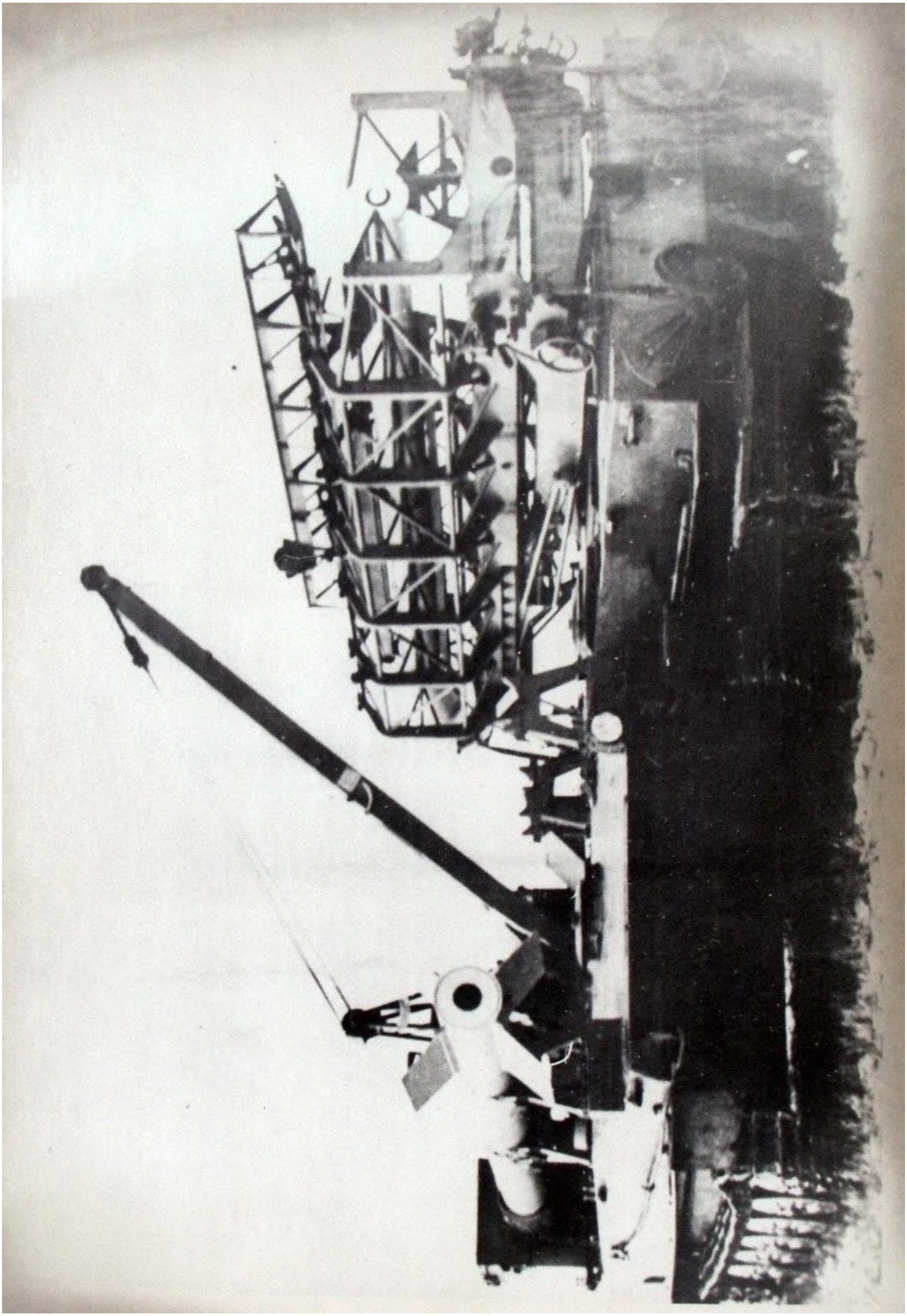
Опытные образцы установок пусковой 2П2 и заряжающей 2ПЗ были изготовлены в ЦНИИ-58 и испытаны на Фрязинском полигоне. Заводские испытания выявили до двухсот конструктивных недостатков. Самым критическим недостатком стал большой вес пусковой установки (17 т), что на 1,5 т превысило вес, указанный в тактико-техническом задании (15500 кг). Также необходимо было решить задачу обеспечения устойчивости пусковой установки при старте ракеты, что потребовало доработок и самой ракеты «Марс».

В конце сентября 1958 г. шасси на базе танка ПТ-76 начали поставляться на Сталинградский завод «Баррикады». В декабре 1958 г. на заводе были собраны по одной системе 2П2 и 2ПЗ, а затем начались их заводские испытания. Всего завод «Баррикады» в 1958 - 1960 гг. выпустил по 25 пусковых установок 2П2 и транспортно-заряжающих машин 2ПЗ, соответственно.

Ракетные комплексы «Марс» стали поступать на вооружение ракетно-артиллерийских дивизионов танковых дивизий. В каждом дивизионе находилось две установки 2П2 и две установки БМД-20.

Ракетчики на зимних учениях





Помимо самоходной пусковой установки С-119А с прямолинейной направляющей, в состав комплекса могла входить СПУ С-123А с винтовой направляющей.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ С-123А

2П2 «ПИОН»

Длина направляющей, м	6,7
Тип направляющей	винтовая, открытого типа
Внутренний диаметр направляющей, мм	326
Наибольший угол вертикального наведения, град.	60
Минимальный угол, град.	0
Минимальный угол для стрельбы, град.	20
Угол горизонтального наведения, град.	±5
Вес артиллерийской части установки, кг	3600
Вес установки с ракетой, машиной и расчетом, кг	16400
Время подъема направляющей от 0° до 56° с помощью механического привода, мин.	1,15
Время заряжания установки, мин	5-6
Габариты установки с машиной и ракетой, м:	
длина	9,4
ширина	3,15
высота (в походном положении)	3,07
Расчет, чел	3

Данные ходовой части

Средняя скорость движения (с установкой и ракетой), км/ч	30
Максимальная скорость движения, км/ч	4
Запас хода, км	250
Клиренс, мм	410
Глубина преодолеваемого брода, м	1,65
Угол крена, град.	21
Преодолеваемый подъем, град.	до 22

ОПИСАНИЕ САМОХОДНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ С123А 2П2 С ВИНТОВОЙ НАПРАВЛЯЮЩЕЙ

Устройство направляющей

Служит для обеспечения при стрельбе определенного направления полета ракеты. В данной системе ракета может транспортироваться на направляющей.

Направляющая открытого типа с винтовым направляющим элементом (стержнем). Ракета устанавливается при заряжании сверху на направляющую, причем штифт ракеты вставляется в направляющий стержень. С помощью винтового стержня направляющей ракета при движении по последней получает, кроме поступательного, еще и вращательное движение, чему способствуют наклонные сопла. Придание необходимых углов возвышения с помощью подъемного механизма осуществляется через стойку, которая, с одной стороны, закреплена шарнирно на вертлюге установки, а с другой – может перемещаться с помощью роликов по пазам нижних скоб направляющей.

Направляющая состоит из балки, имеющей коробчатое сечение, винтового направляющего стержня, стопорного устройства, пяти кронштейнов, которые служат для поддержки продольных труб и ряда вспомогательных деталей. Винтовой направляющий стержень имеет переменный угол подъема винтовой линии. На дульном участке направляющей угол направляющего стержня является постоянным и равным 1°7'.

Для обеспечения движения штифта ракеты, винтовой направляющий стержень имеет паз с Т - образным сечением. Две продольных направляющих трубы и система кронштейнов служат для исключения перемещения ракеты в боковом направлении. В казенной части направляющей смонтировано стопорное устройство, которое служит для закрепления штифта ракеты на направляющей в трех положениях: «огонь»; «поход»; «заряжание». Стопорное устройство – коромыслового типа. При повороте рукоятки стопора в боевое положение «огонь» происходит замыкание контакта блокировочного приспособления электроцепи воспламенения двигателя ракеты. Одновременно опускается передний стопор, давая возможность движению штифта ракеты при стрельбе.

В дульной части направляющей имеется коробка штепсельных разъемов, к которой подключается провода, идущие к раме.

Направляющая обеспечивает следующие требования:

1) Ее конструкция способствует получению определенной кучности стрельбы.

2) Длина направляющей обеспечивает рациональную скорость схода и ускорения ракеты, которые способствуют уменьшению начальных возмущений ракеты.

3) Конструкция направляющей обеспечивает условия для быстрого заряжания установки, удобна в эксплуатации и ремонте.

4) Детали направляющей имеют достаточную прочность.

5) Конструкция направляющей обеспечивает наименьшее воздействие газовой струи на детали направляющей при стрельбе.

Вертлюг (поворотная рама)

Представляет собой сварную конструкцию и монтируется на ходовой части на трех опорах.

В передней части вертлюга вварен боевой штырь, являющийся центральной опорой вертлюга, посредством которого вертлюг шарнирно соединяется с ходовой частью. Помимо этого, штырь служит гнездом для размещения уравновешивающего механизма. В задней части вертлюга вварены два стакана, снизу приварены две накладки с опорными плоскостями. В стаканах смонтированы подрессоренные катки. Каждый каток состоит из обоймы, в которой на оси смонтирован на иглах ролик.

Вверху вертлюг заканчивается щеками с вваренными в них лодыгами под цапфы. С правой стороны вертлюга приварены кронштейны для размещения подъемного механизма. На левой щеке вертлюга приварена накладка для крепления корпуса поворотного механизма. Около накладки крепится ящик панорамы. Для размещения аккумуляторов и проводки освещения прицела на вертлюге закреплены два кармана. На заднем листе вертлюга приварены держатель, упор и гнездо, служащие для закрепления съемной рукояти ручного привода подъемного механизма.

Вертлюг удерживается на ходовой части двумя задними захватами, прикрепленными болтами и кольцом, прикрепленным к боевому штырю.

Прицельные приспособления

Включают в себя: стол панорамы, квадрант, прицел, панорама. Прицел разнесенного типа (С-85). Имеется устройство для грубой установки углов возвышения.

Подъемный механизм

Служит для придания направляющей определенных углов возвышения.

Подъемный механизм – гидравлический, с моторным и ручным приводами. Основным приводом является моторный. Ручной привод служит для доводки.

Основными узлами подъемного механизма являются: силовой цилиндр, гидронасос, моторный привод, коробка распределения, редуктор, нулеустановитель, гидронасос ручного привода, компенсатор и система трубопроводов. Привод подъемного механизма монтируется на правой стороне вертлюга. Силовой цилиндр размещен под направляющей и соединяется с последней своими цапфами. Внутри силового цилиндра перемещается шток с поршнем. Концы штока выходят наружу, и передний конец его присоединяется к траверсе стойки.

Снизу к силовому цилиндру крепится гидрозамок, через который поступает масло в цилиндр. В корпусе гидрозамка имеются четыре отверстия: к двум отверстиям присоединяются трубопроводы, идущие к силовому цилиндру, к двум другим – трубопроводы, идущие к цапфам ствола. Внутри корпуса гидрозамка размещены в стаканах два обратных подпружиненных клапана, между которыми помещен плавающий поршень. При отсутствии циркуляции масла, клапаны запирают масло в силовом цилиндре и не допускают какого-либо перемещения штока в силовом цилиндре.

При вращении штурвала или маховика подъемного механизма против часовой стрелки, масло, поступающее под давлением в правую полость гидрозамка, открывает клапан и проходит в силовой цилиндр. Одновременно с этим поршень под давлением масла сдвинется и откроет другой клапан, чем обеспечивается проход масла, отводимого из нерабочей полости цилиндра. При вращении маховика или штурвала по часовой стрелке гидрозамок срабатывает аналогично, но в обратном направлении.

Выше гидрозамка сбоку силового цилиндра на приваренной к стволу подкладке смонтировано вертикальное устройство, используемое при опускании ствола с наложенной ракетой.

От гидрозамка трубопроводы идут по направляющей (стволу) к цапфам. Через цапфы происходит подача масла к трубопроводам, идущим по вертлюгу и присоединяющимся к коробке распределения. Помимо этого к коробке распределения присоединяются трубопроводы от гидронасоса, моторного привода, трубопроводы от гидронасоса ручного привода и трубопроводы от компенсатора, служащего для подпитки при ручном наведении, и соединенного, в свою очередь, дренажным трубопроводом с гидронасосом ручного привода.

В корпусе коробки распределения имеется три продольных канала, соединенных между собой поперечными отверстиями.

В верхнем канале смонтирован гидрозамок, имеющий устройство аналогичное выше описанному устройству гидрозамка силового цилиндра. В двух нижних каналах размещены плунжеры, имеющие перекрывающие участки. Концы плунжеров выведены наружу. Нижние концы плунжеров присоединяются к валику

рукоятки переключения, которая может быть установлена в трех положениях. При положении рукоятки на «огонь» - «поход» плунжеры коробки распределения перекрывают отверстия, к которым присоединяется трубопровод, и масло не сможет поступать в силовой цилиндр. При положении рукоятки переключения на «мотор» плунжеры занимают положение, разрешающее поступление масла от системы моторного привода к силовому цилиндру и перекрывают при этом отверстия, к которым присоединяются трубопроводы к гидронасосу ручного привода. При положении рукоятки переключения на «ручной» плунжеры разрешают поступление масла от системы ручного привода к силовому цилиндру и перекрывают отверстия, ведущие к трубопроводам системы моторного привода.

Гидронасос переменной производительности приводится во вращение электродвигателем постоянного тока, получающим питание от бортовой сети ходовой части. В корпусе гидронасоса помещается шестеренчатый подпиточный насос с фильтром, который через систему трубопроводов связан с основным насосом. В системе трубопроводов имеется клапанное устройство, включающее 5 пружинных клапанов: один сливной клапан, два подпиточных и два предохранительных.

Направление потока жидкости в системе трубопроводов и клапанов определяется переходом давлений в полостях насоса.

Подпиточный насос и клапанные устройства предназначены для обеспечения нормальной работы основного насоса: чтобы гидросистема была постоянно заполнена маслом, и в нее не попадал воздух. Для согласования направления вращения валов электродвигателя и насоса между ними размещен промежуточный редуктор, представляющий собой косозубую цилиндрическую передачу, заключенную в корпус. Редуктор для управления при наводке подъемным механизмом имеет маховик ручного привода и расположенный внутри его штурвал управления гидронасосом.

Нулеустановитель предназначен для автоматической остановки гидронасоса, как только наводчик выпускает из рук штурвал управления гидронасосом. В нулеуказателе движение передается через пару конических шестерен и вертикальный валик на шпиндель гидронасоса.

На выведенном наружу конце промежуточного валика редуктора закреплен двуплечий рычаг, посредством которого осуществляется связь механизма управления гидронасосом с блокировкой, обеспечивающей выключение моторного привода при максимальном и минимальном углах наведения пусковой установки с помощью нулеустановителя и шпинделя гидронасоса через редуктор.

Таким образом, при работе моторным или ручным приводом, масло подается в переднюю или заднюю полости силового цилиндра. При подаче масла в переднюю полость шток идет назад и перемещает по направляющим ствола траверсу стойки подъемного механизма, развертывая стойку вокруг цапф на вертлюге. При этом

происходит поднимание ствола пусковой установки. При подаче масла в заднюю полость силового цилиндра происходит опускание ствола.

Поворотный механизм

Механизм винтового типа служит для придания пусковой установке требуемых углов горизонтального наведения и обеспечивает поворот вращающейся части в пределах ±5°. Состоит из двух цилиндров, винта, маховика и валика. При вращении маховика винт с наружным цилиндром, совершая поступательное движение, воздействует через корпус на вертлюг и заставляет его поворачиваться около оси штыря.

Уравновешивающий механизм

Пружинный уравновешивающий механизм толкающего типа служит для облегчения работы подъемного механизма, уменьшая весовой момент, преодолеваемый при придании стволу углов возвышения от 0° до 13°30' (при этом значении угла уравновешивающий механизм выключается).

Механизм монтируется внутри штыря вертлюга и состоит из двух цилиндров, комплекта пружин и распорной втулки. Через ролик на ствол передается усилие пружин, облегчающих работу по преодолению весового момента на малых углах возвышения.

Для крепления уравновешивающего механизма к наружному цилиндру приварен фланец, которым механизм упирается в торец штыря вертлюга. В полость наружного цилиндра перемещается цилиндр внутренний, для уменьшения трения поставлены два бронзовых направления.

Электрооборудование

Предназначается для механизированного наведения ствола (направляющей) по вертикали, приведения во вращение насоса системы обогрева и зажигания топлива в обогревательном баке (котле). Имеется также электрооборудование для пуска ракет.

Электрооборудование питается постоянным током напряжением 24 вольта (±10% величины) от бортовой сети базы установки. Источником тока бортовой сети является генератор мощностью 1500 ватт при напряжении 28 вольт, и аккумуляторная батарея, работающая с генератором.

Аккумуляторная батарея состоит из двух аккумуляторов типа 6 СТЭН-14 ам, являющихся штатным электрооборудованием ходовой части, и двух дополнительных аккумуляторных батарей того же типа, подключаемых к штатным. Их суммарная емкость равна 252 ампер-часам при напряжении 24 вольта. Этой

емкости достаточно для нормального функционирования штатного электрооборудования в самых тяжелых условиях (зима, ночь) выполнения боевого задания и обогрева ракеты в течение трех часов при остановленном двигателе ходовой части.

Внутри кабины устанавливаются: предохранитель, щиток управления, электромотор для насоса систем обогрева, пускопереключающее устройство и аккумуляторные батареи. Снаружи ходовой части устанавливается электродвигатель наведения, генератор и переключатель для управления этим двигателем.

Работа схемы

Электромотор и зажигание системы обогрева включаются непосредственно выключателями, установленными на щитке управления. Электродвигатель наведения запускается при помощи пускопереключающего устройства.

При включении выключателя ток идет по проводу, срабатывает реле и подается напряжение на обмотку возбуждения двигателя и, через другой провод и пусковое сопротивление – на якорь двигателя. Пусковой ток, проходя через обмотку сериесного реле, размыкает его контакты, вследствие чего реле остается отключенным.

После разгона двигателя ток якоря уменьшается за счет нарастания на якоре противо-ЭДС, контакты реле замыкаются, а другое реле включается, шунтируя своими контактами пусковое сопротивление. Этим действием пуск двигателя заканчивается.

Электросистема пуска ракеты

В электросистему для пуска ракеты входит следующая аппаратура подготовки ракеты и цепи старта:

1) Два переключателя, которые предназначаются для блокировки цепи старта от запуска ракеты, застопоренной на стволе (направляющей) в походном положении (с помощью двух лент и стопора).

2) Пульт пуска – предназначен для дистанционной проверки готовности ракеты. Пульт переносной; при помощи одного 70-метрового кабеля соединяется с ходовой частью.

3) Коробка КШР-5 – служит для присоединения жгута отрывного штепсельного разъема ракеты и жгута от стартовых пирозапалов.

Пульт подготовки предназначается для проверки аппаратуры ракеты и запуска ракеты из кабины.

Система обогрева

Система обогрева совместно с чехлом обогрева предназначены для поддержания, в случае необходимости, температуры боевой части ракеты в заданном интервале значений, при ее транспортировке на направляющей пусковой установки (имеется в виду ядерная специальная боевая часть). В состав системы обогрева ракеты входит моторный привод с дистанционным управлением.

Система обогрева состоит из котла с форсункой, системы шлангов с арматурой крепления и соединения их, четырех кранов и насоса с приводом.

Система шлангов предназначена для подачи рабочей жидкости от котла к змеевику чехла обогрева и обратно. Два крана переключают подачу жидкости от системы обогрева двигателя на обогрев головки ракеты, и два крана соединяют подводящие шланги со змеевиком чехла обогрева.

Чехол обогрева надевается на боевую часть ракеты. Чехол выполнен двухрядным. По внутреннему ряду расположен змеевик из резиновой трубки, по которому циркулирует нагретая жидкость. Для жесткости резиновая трубка заключена в пружинную оболочку. Наружный ряд чехла представляет собой теплоизоляционный слой. В чехле имеется окно для размещения штепсельного разъема пускового жгута. Сбоку чехла смонтированы краны для подключения шлангов обогрева к змеевику чехла. Чехол, надетый на боевую часть ракеты, затягивается ремнями. По окружности чехла в 5 местах поставлены резиновые башмаки, которые создают опорный пояс для головной части ракеты. При креплении по-походному двумя нижними башмаками головная часть ракеты ложится на опоры стойки, а на верхние башмаки накладывается стальная лента, крепящая ракету на походе.

Транспортно-заряжающая машина

Транспортно-заряжающая машина (ТЗМ) придается к комплексу. Ее основными узлами являются: кран, состоящий из вертлюга, стрелы и механизмов подъема и поворота, и контейнеры с системой обогрева – металлические ящики с крышками. Контейнеры имеют двойные стенки с пенопластовым заполнением. Контейнеры с системой обогрева предназначены для поддержания температуры боевых частей ракет в заданном интервале при транспортировке ракет на ТЗМ.

Кран обеспечивает загрузку (разгрузку) ТЗМ и заряжание (разряжение) пусковой установки. Стрела крана - сварной листовой конструкции, имеет коробчатое сечение. Вертлюг монтируется на игольчатых подшипниках в основании. Основание устанавливается на кольцо шарового погона танка. На вертлюге монтируется стрела крана, механизм подъема и механизм поворота крана.

Механизм подъема имеет моторный и ручной приводы. Основными узлами механизма подъема является: раздаточный редуктор с колонной ручного привода, червячный редуктор барабана груза и червячный редуктор барабана стрелы. Механизм поворота обеспечивает поворот крана на +110°. Привод механизма ручной.

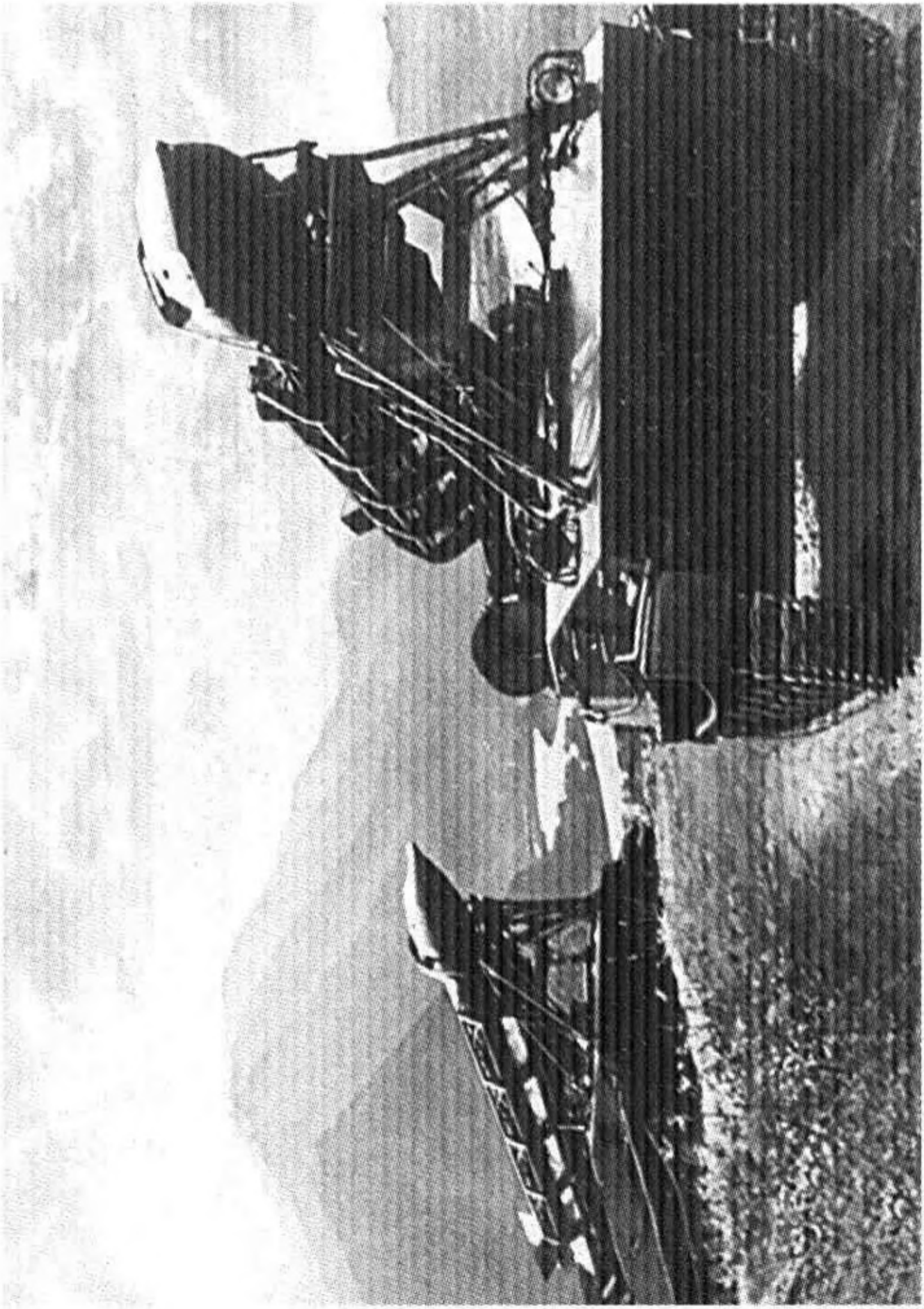
Электрооборудование ТЗМ включает в себя монтаж штатной танковой радиостанции и танкового переговорного устройства, и также электромоторы механизма подъема крана и системы обогрева. Питание производится от бортовой сети и двух дополнительных аккумуляторных батарей.

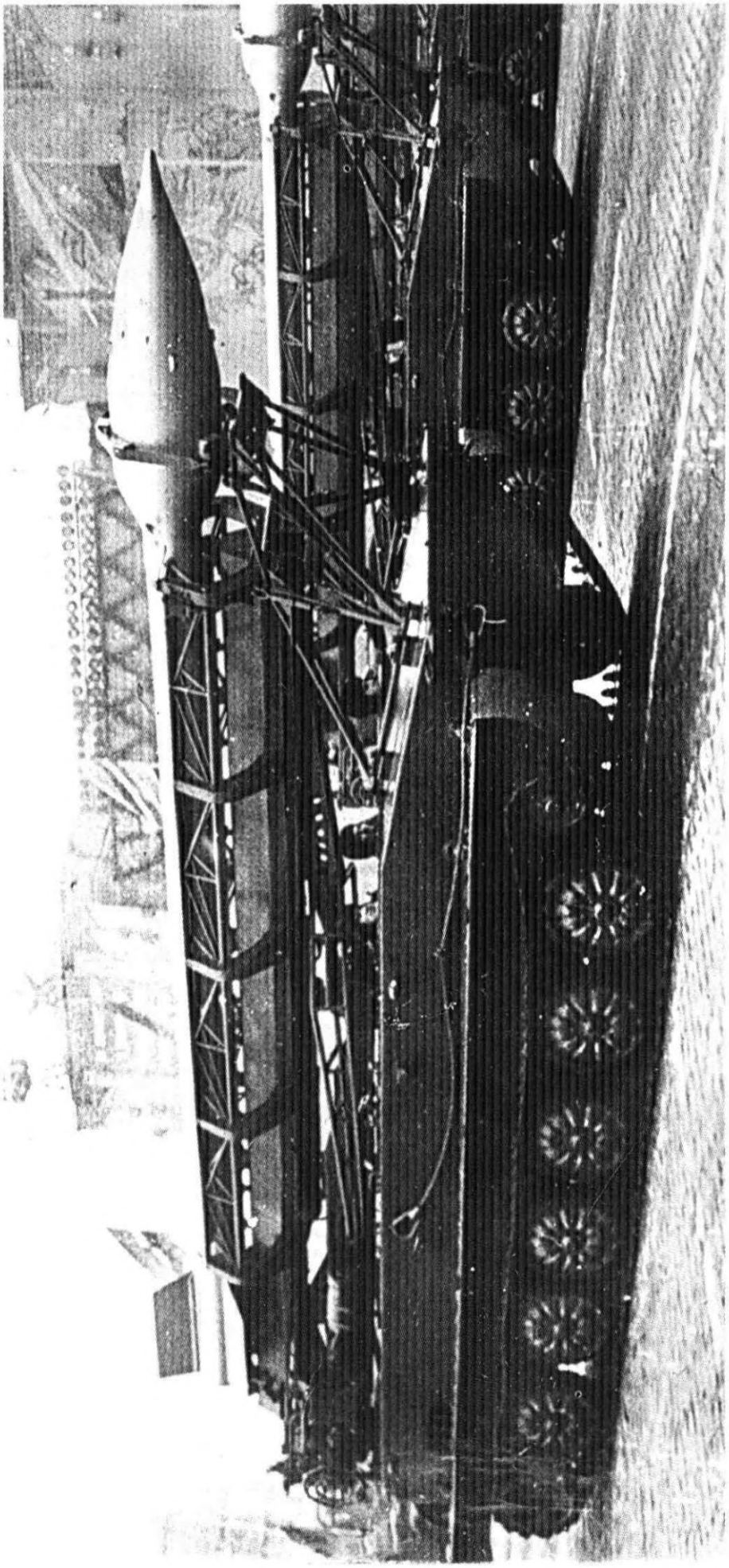
Весь 1957 г. прошел в интенсивных испытаниях ракет «Марс» и «Филин», боевых частей и пусковых установок. Пуски проводились из штатных пусковых установок «Пион» и «Тюльпан». На зачетном этапе последние пуски (по одному для каждой системы) планировалось провести с натурным подрывом специальных боевых частей, но затем натурные испытания ракет с ЯБП были отменены. В целом испытания шли успешно.

НОЧНЫЕ

УЧЕНИЯ

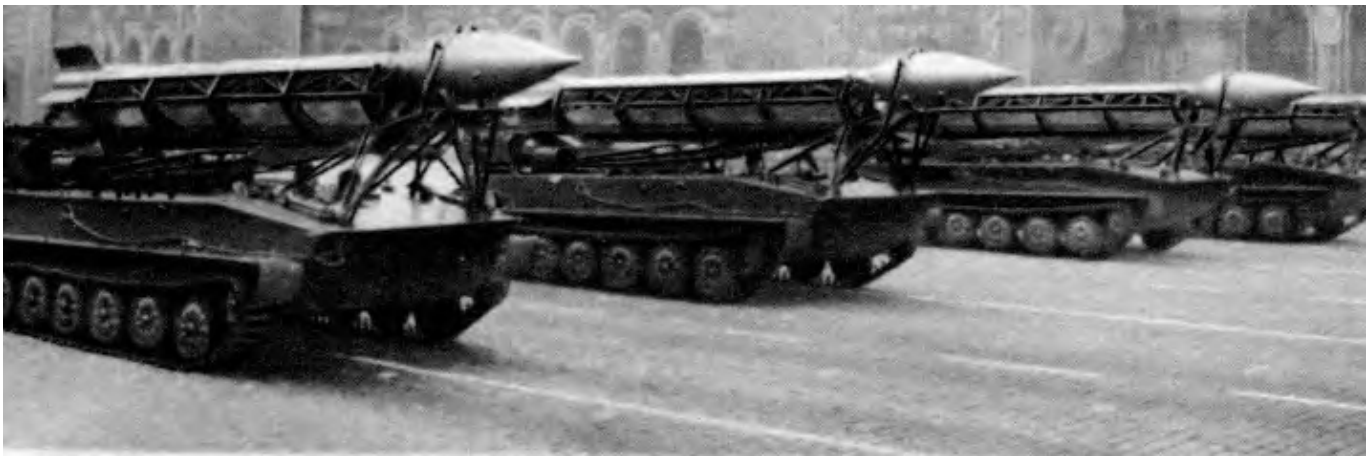
Конст. Иванов - 52 г.
СЛУЖУ
СОВЕТСКОМУ СОЮЗУ!





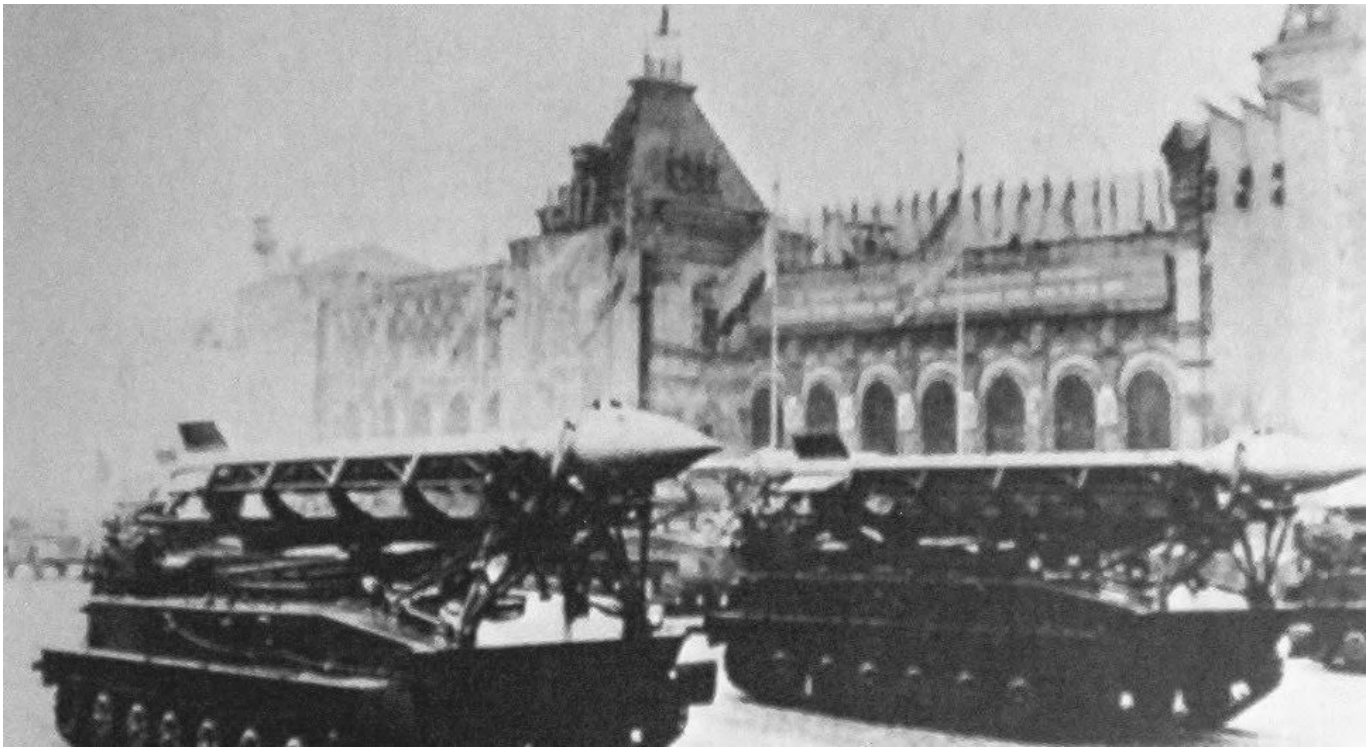
С праздником
ВЕЛИКОГО ОКТЯБРЯ

В 1957 году пусковые установки ТРА (тяжелой ракетной артиллерии) 2П4 «Тюльпан» и 2П2 «Пион» с ракетами, были продемонстрированы советской и зарубежной общественности на ноябрьском параде в Москве. Всего было представлено 16 машин, по 8 каждого типа. На тот момент это были почти все изготовленные образцы.



Пусковые установки «Тюльпан» и «Пион» на Красной площади в Москве. 1957 г.

Пусковые установки 2П2 «Пион» ракетного комплекса «Марс» на ноябрьском параде в Москве 1957- го года



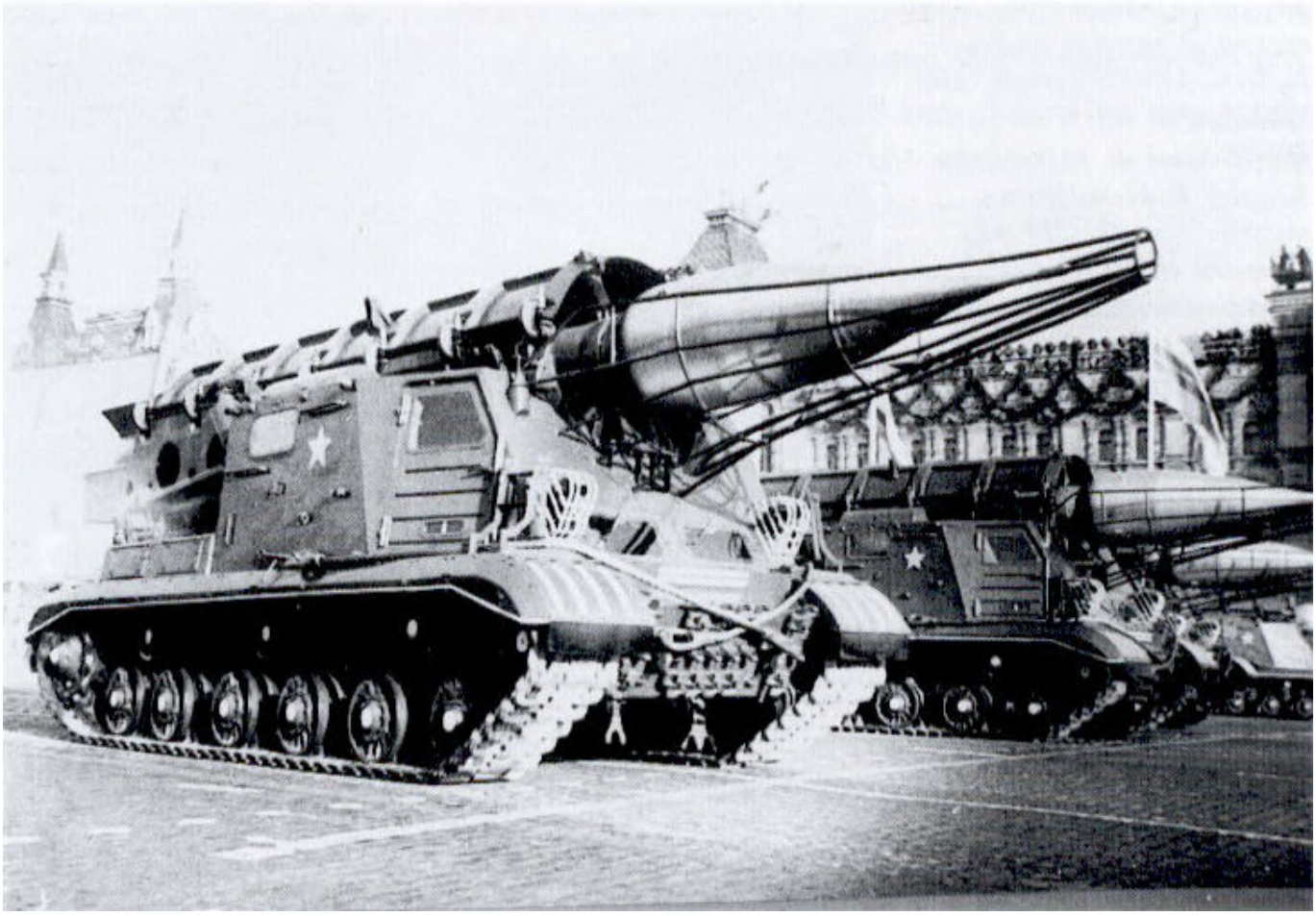
07 НОЯБРЬ 1957

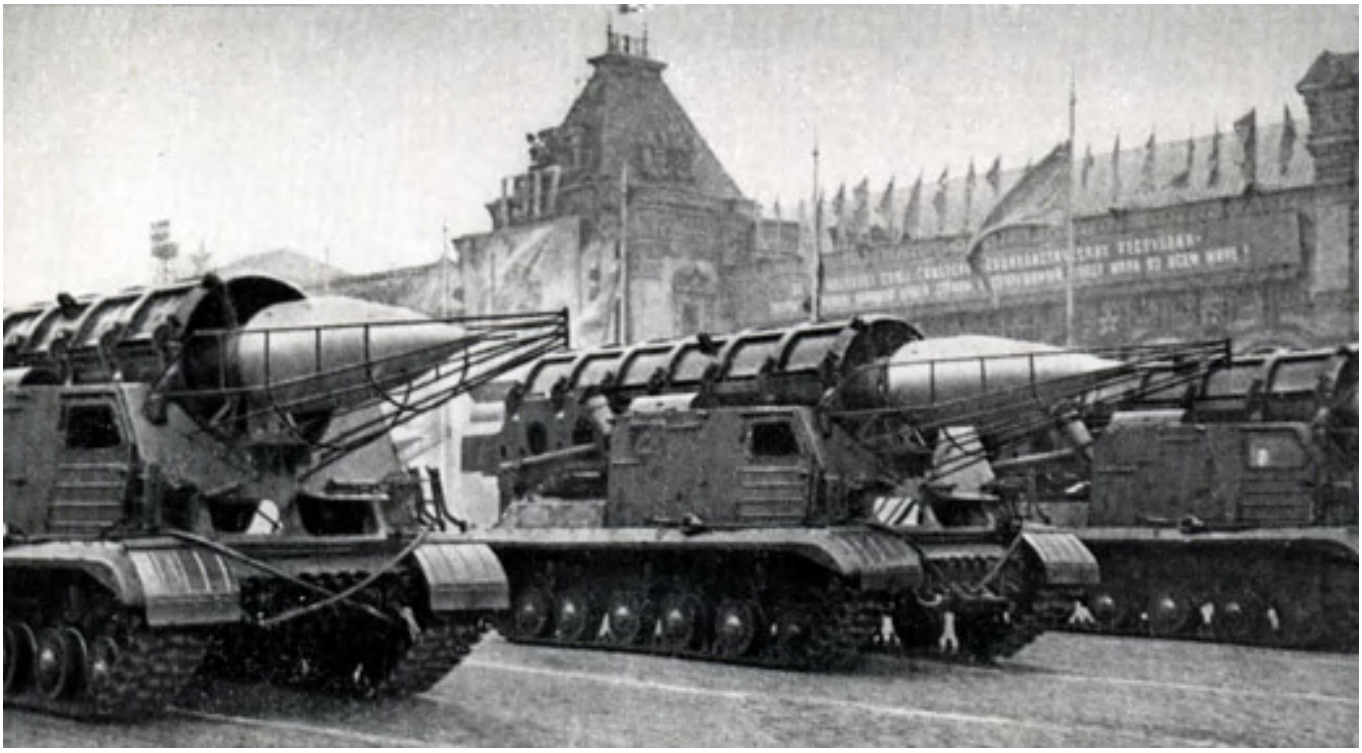
07 НОЯБРЬ 1957

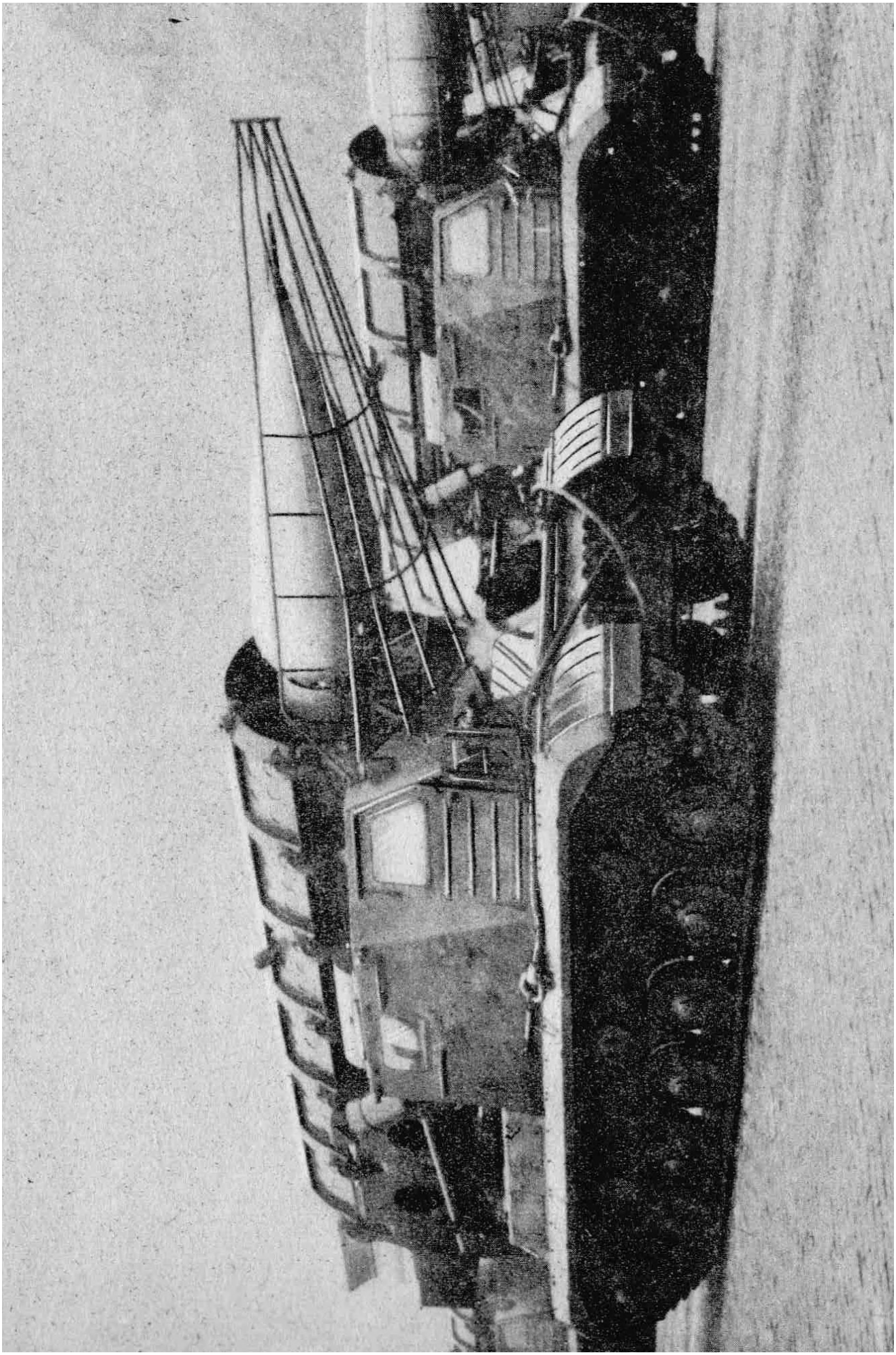
07 НОЯБРЬ 1957

07 НОЯБРЬ 1957

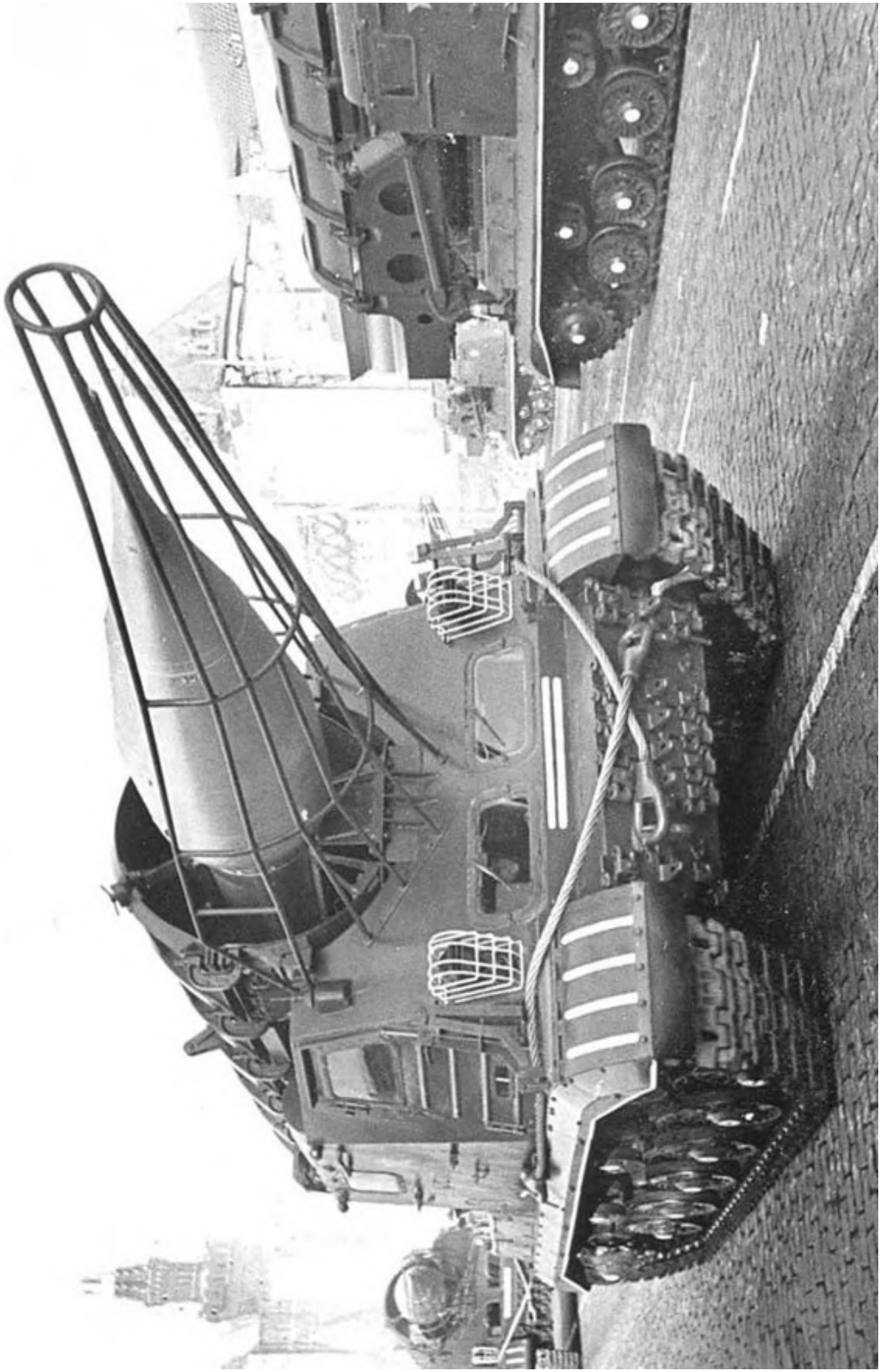
Пусковые установки 2П4 «Тюльпан» ракетного комплекса «Филин» на ноябрьском параде в Москве 1957- го года

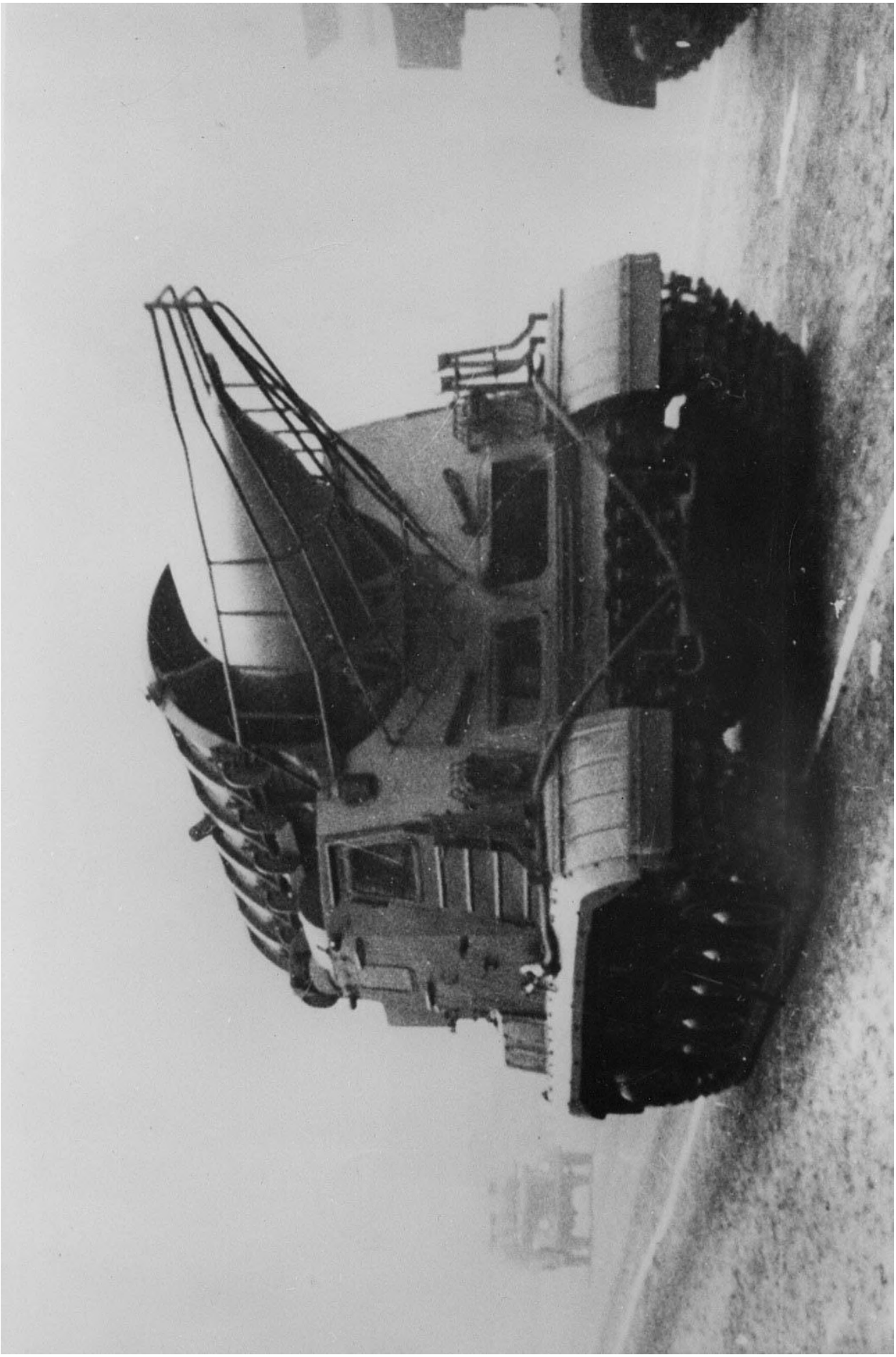


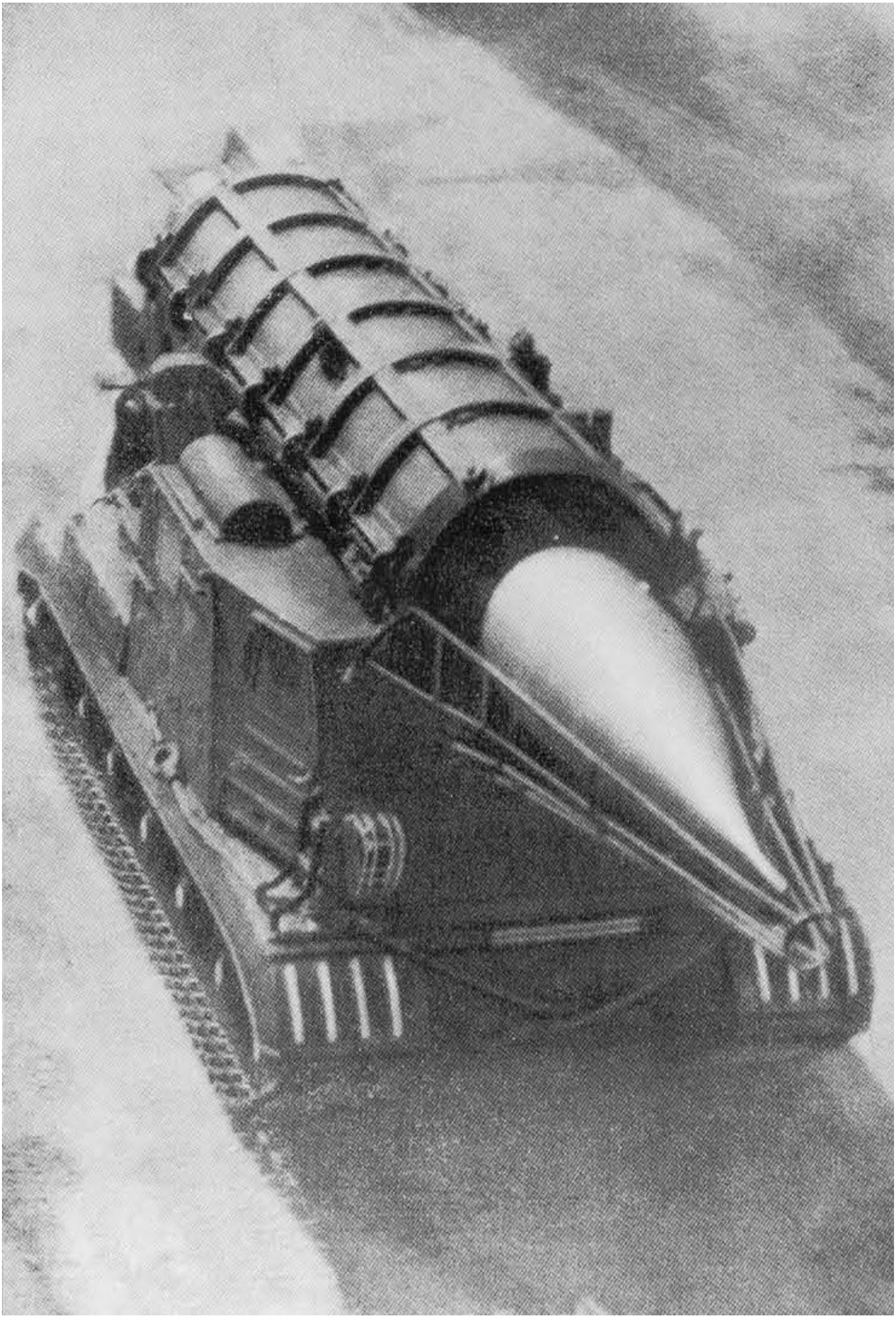


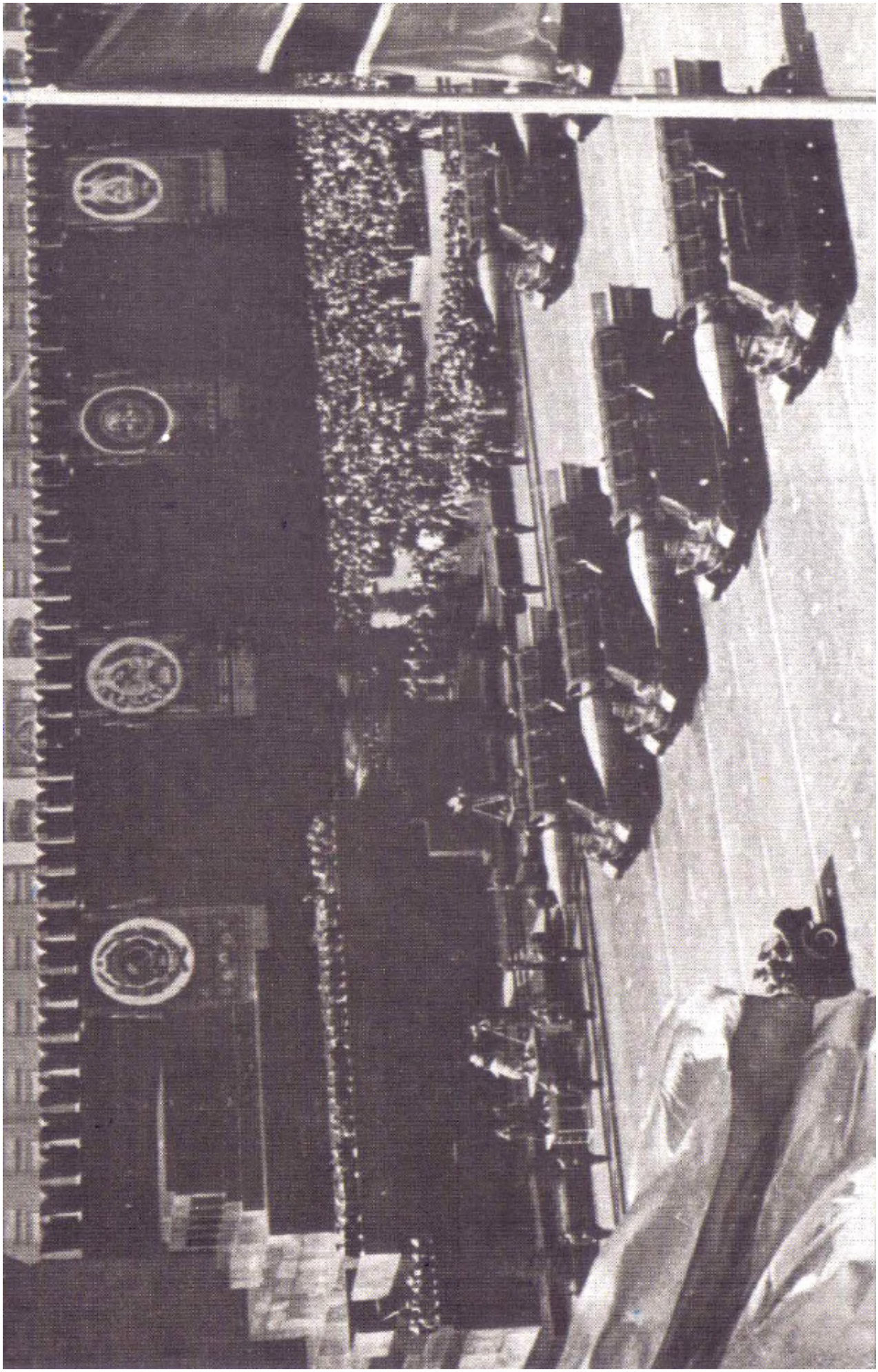


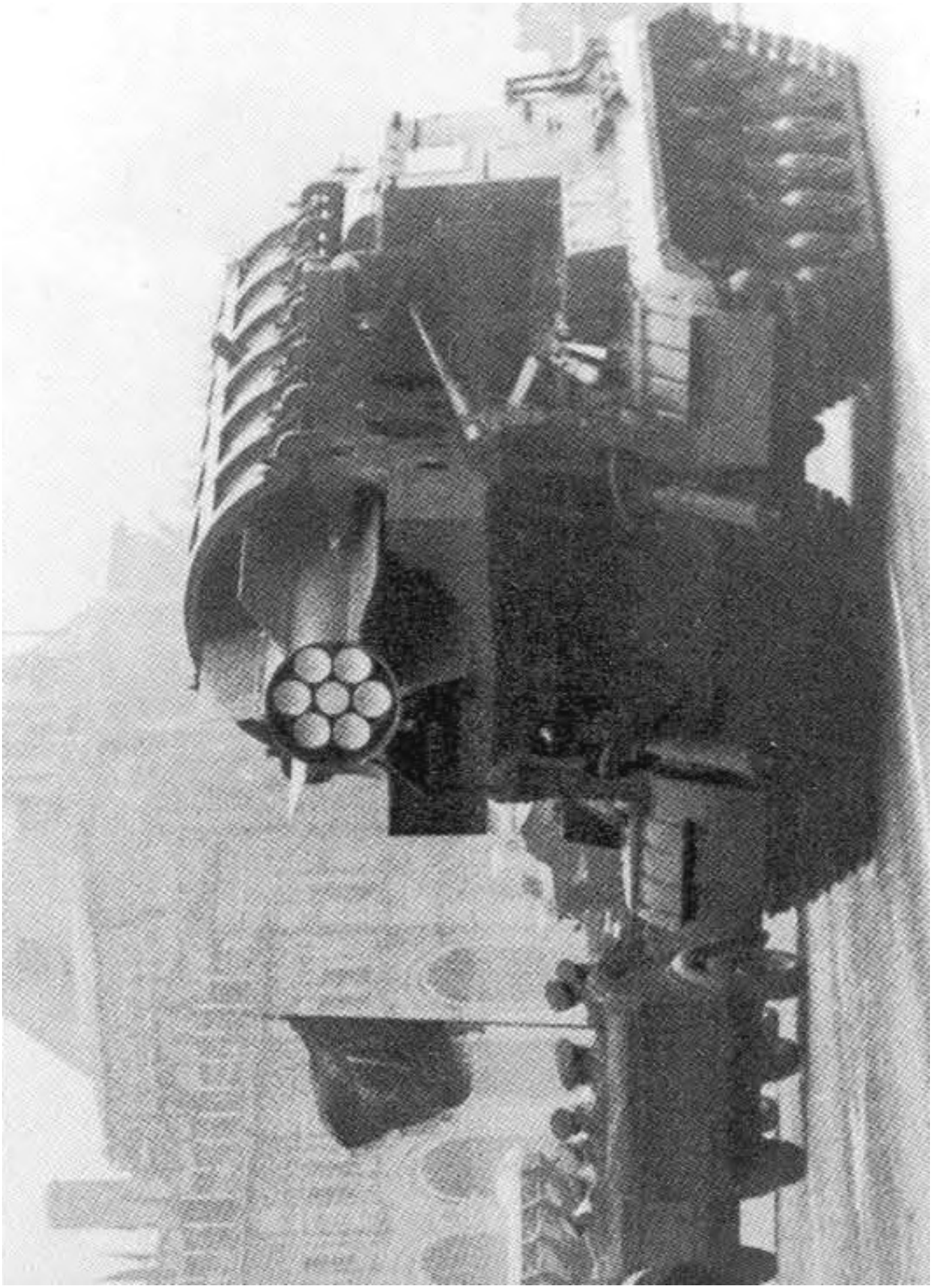
SOVIET
UNION

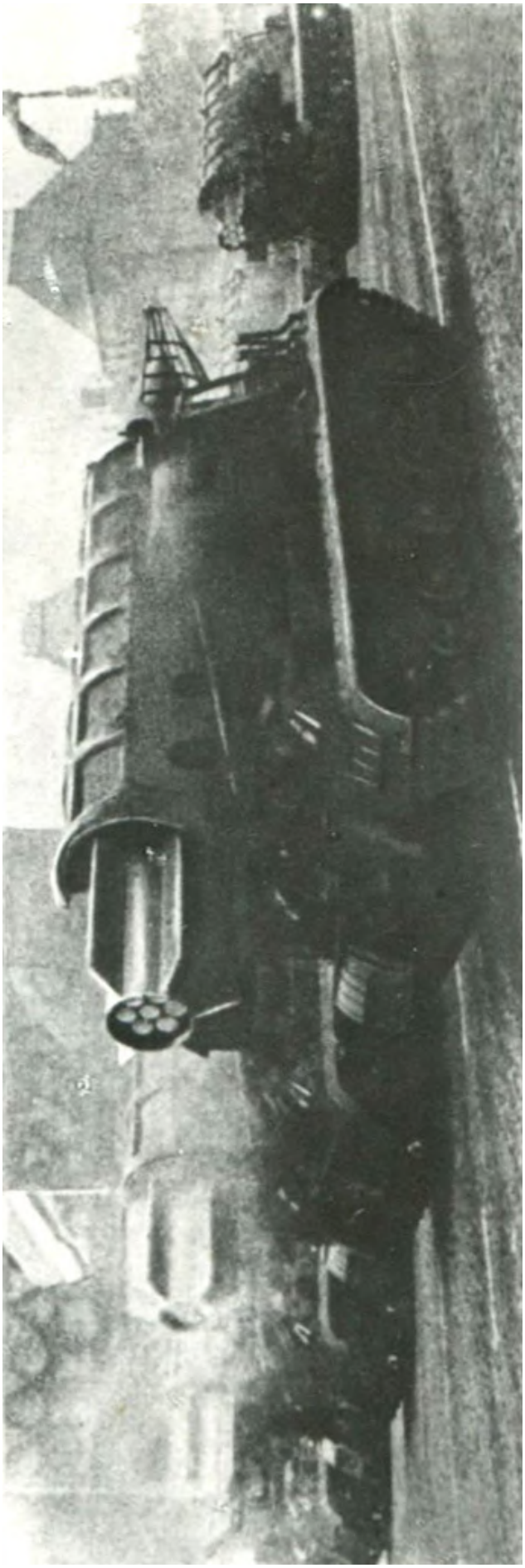


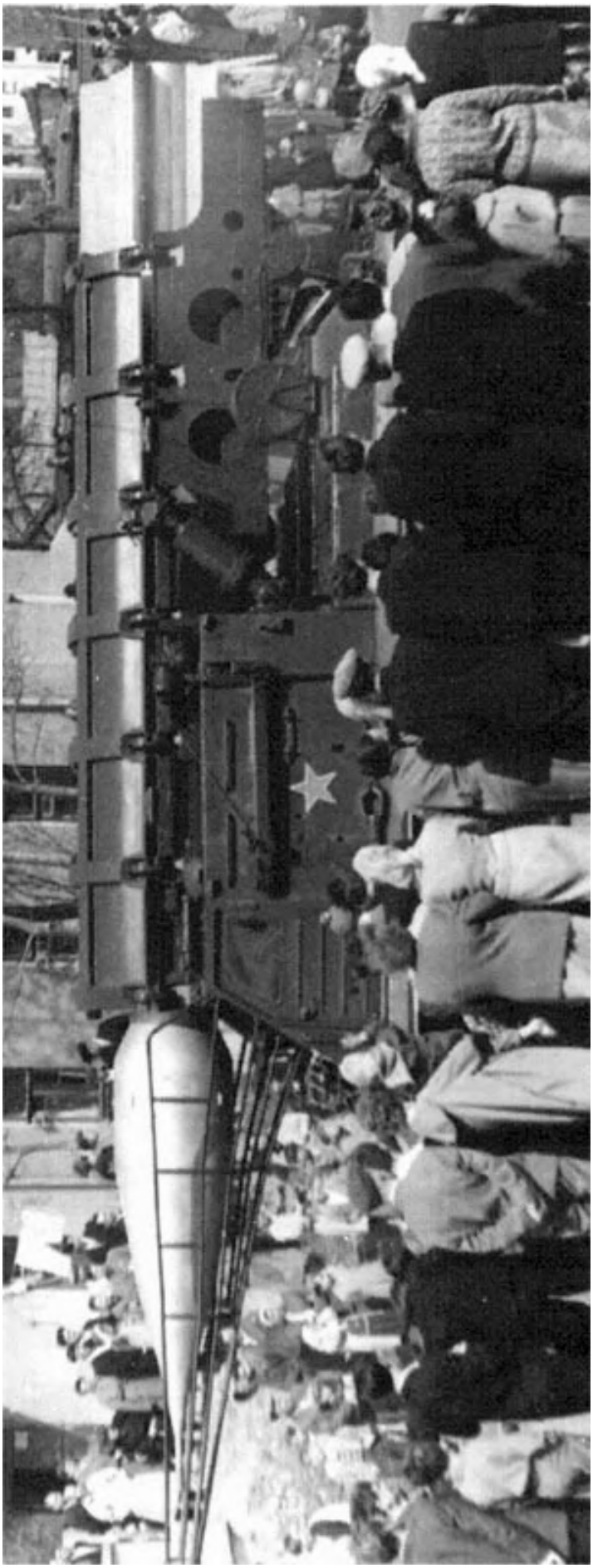




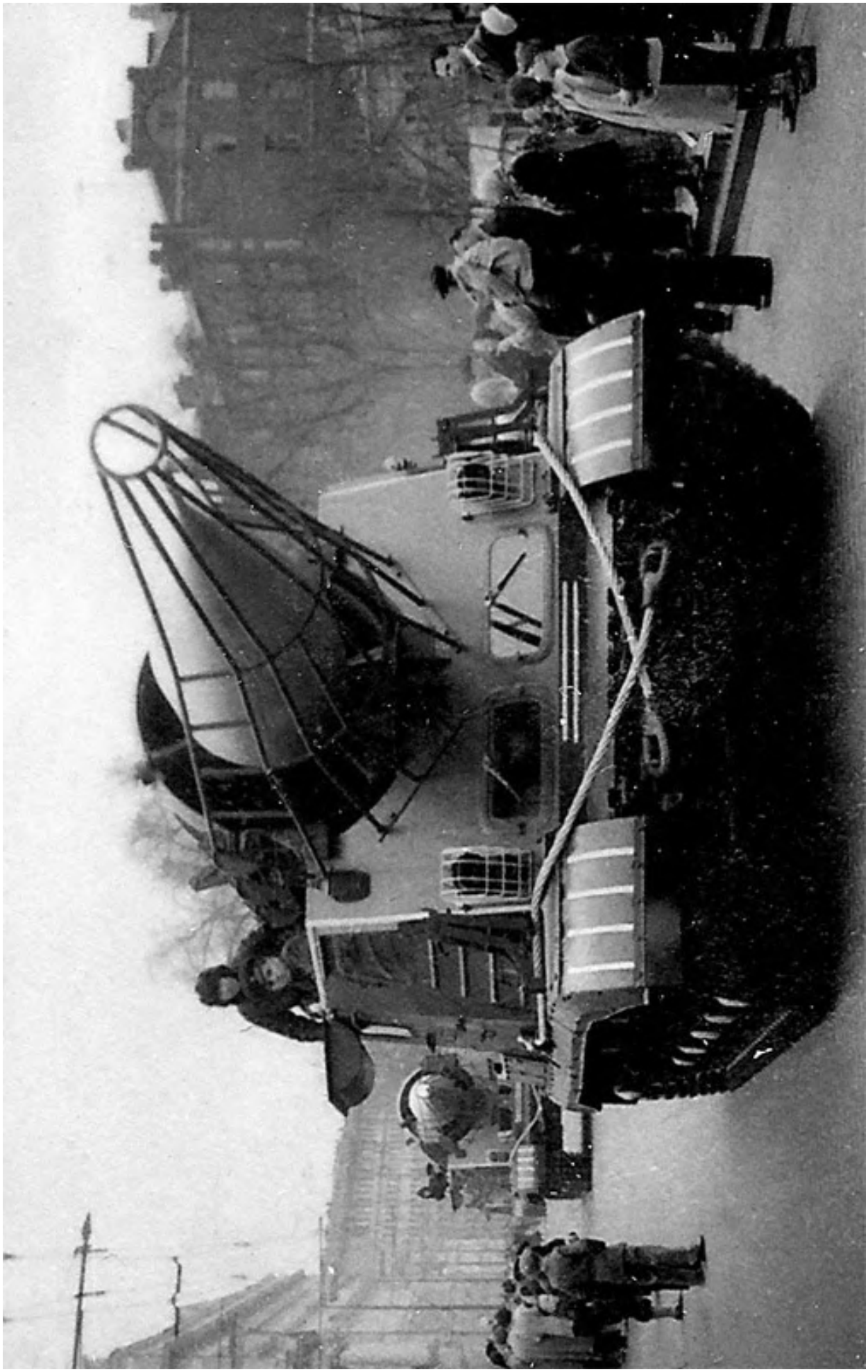








http://oldmos.ru



07 НОЯБРЬ 1957

07 НОЯБРЬ 1957

07 НОЯБРЬ 1957

07 НОЯБРЬ 1957

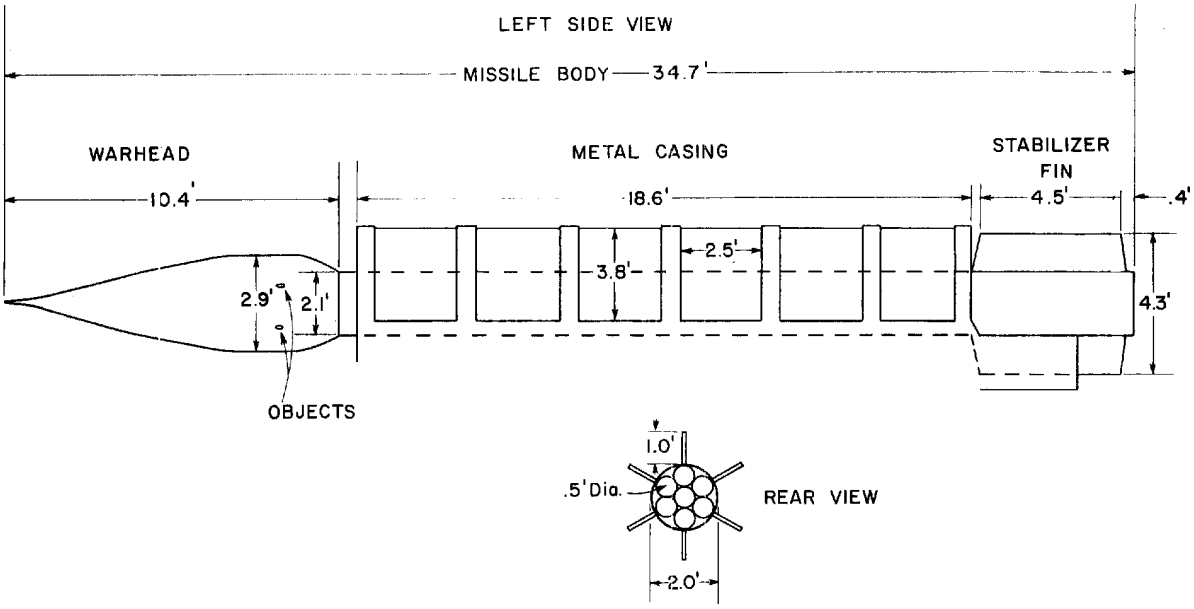
Подобной массовой демонстрацией новой боевой техники военно-политическое руководство СССР пыталось создать видимость насыщенности Сухопутных войск тактическим ракетно-ядерным оружием. В НАТО новые советские комплексы получили обозначение FROG-1 («Филин») и FROG-2 («Марс») от аббревиатуры словосочетания “Free Rocket Over Ground”, что значит «наземная неуправляемая ракета», а получившееся побуквенное сокращение “frog” переводится с английского языка на русский как «лягушка».

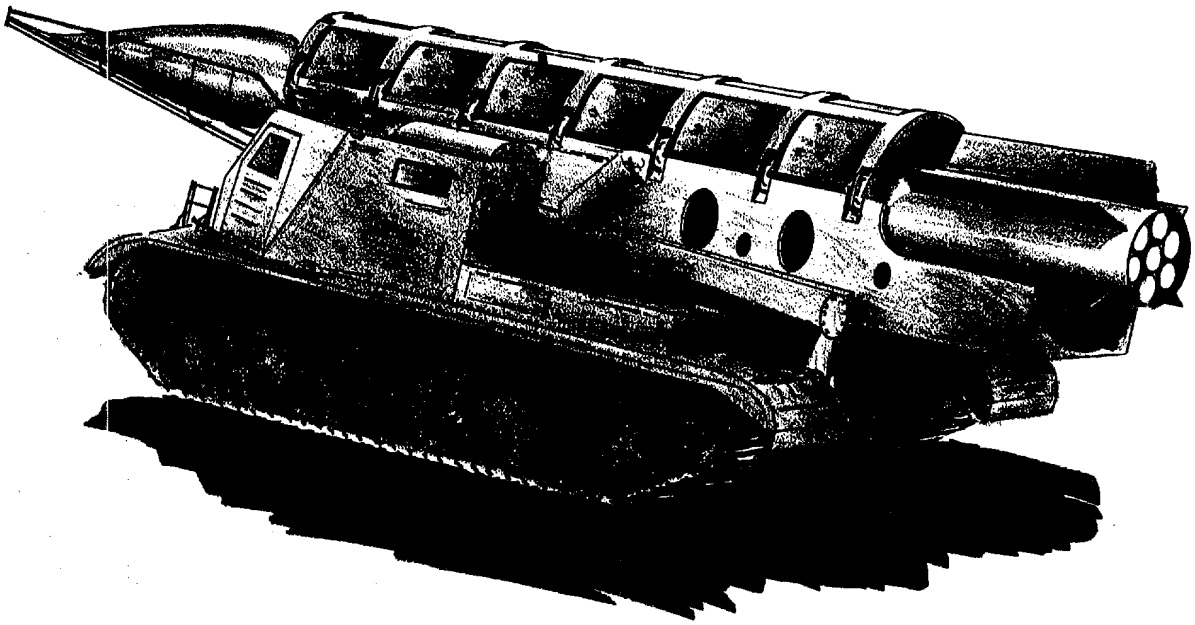
Использование гусеничных шасси, по мнению разработчиков того времени, обеспечивало высокую проходимость комплексов «Марс» и «Филин» в условиях бездорожья в сочетании с относительно высокой скоростью движения по шоссейным и грунтовым дорогам. Однако, как выяснилось позже, особые неприятности доставлял испытателям, а затем и личному составу ракетных бригад именно гусеничный ход «Марса» и «Филина». Имели место частые поломки, отмечалась недостаточная жесткость корпуса шасси. Притом надо учесть, что тряска была крайне противопоказана чрезвычайно «капризным» тогда специальным боевым частям. Поэтому их транспортировали везде, где можно, отдельно от ракет. А при перемещении комплексов на большие расстояния доставляли по шоссе на колесных трейлерах - для хранения и обслуживания спецбоеприпасов для комплекса «Марс» на заводе «Баррикады» создали специальный комплекс Бр-221 «Степь». В его состав входило 11 колесных автомобилей, включая подъемный кран.

Для замены гусеничной пусковой установки была предпринята попытка создания пусковой установки на колесном шасси. СКБ завода «Баррикады» под руководством Г.И. Сергеева предложило заменить гусеничный ход ПУ «Марса» на колесный, и представило эскизный проект пусковой установки Бр-217 и транспортно-заряжающей машины Бр-218 на четырехосном шасси автомобиля ЗИЛ-135 - проект был готов к 20 сентября 1958 г. С этой целью московский завод ЗИЛ изготовил два автомобиля ЗИЛ-135Е под ПУ и ТЗМ «Марс», соответственно. Однако заместитель Председателя Совета Министров СССР Д.Ф.Устинов, курировавший оборонно-промышленный комплекс, был против создания колесной пусковой установки. Главным аргументом «против» стало сдвигание срока сдачи комплекса войскам как минимум до 1960 г., что считалось абсолютно неприемлемым.

Подвижный ракетный комплекс 2К1 «Марс» с неуправляемой ракетой 3Р1 был принят на вооружение Совместным Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР № 328-199 от 20 марта 1958 г., несмотря на то, что комплекс еще не до конца прошел все необходимые испытания. Так, к примеру, на полигоне Капустин Яр с площадки №8 с баллистической пусковой установки С-121 пришлось провести в июне–июле еще 15 пусков «Марса».

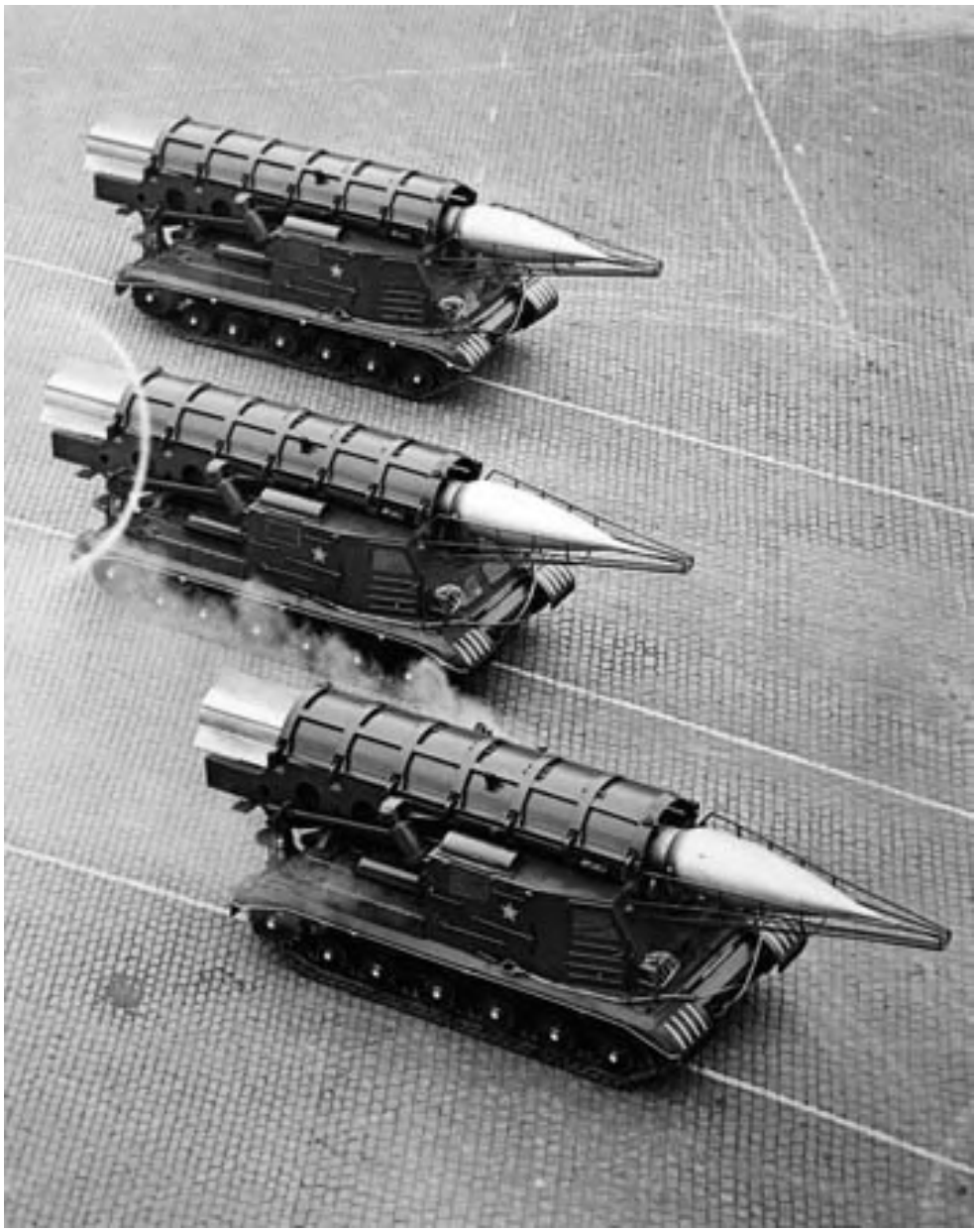
В апреле 1958 г. на совещании руководителей предприятий разработчиков и изготовителей комплекса заместитель Председателя Совета Министров СССР Д.Ф. Устинов потребовал изготовить к середине 1959 г. 25 комплексов 2К1 «Марс» в составе основных машин (пусковой установки 2П2 и ТЗМ 2П3) и столько же пусковых установок 2П4 «Тюльпан» ракетного комплекса 2К2 «Филин». На их базе предстояло сформировать несколько ракетных бригад. Собравшимся пришлось согласиться, несмотря на то, что испытания обоих комплексов еще не были завершены.

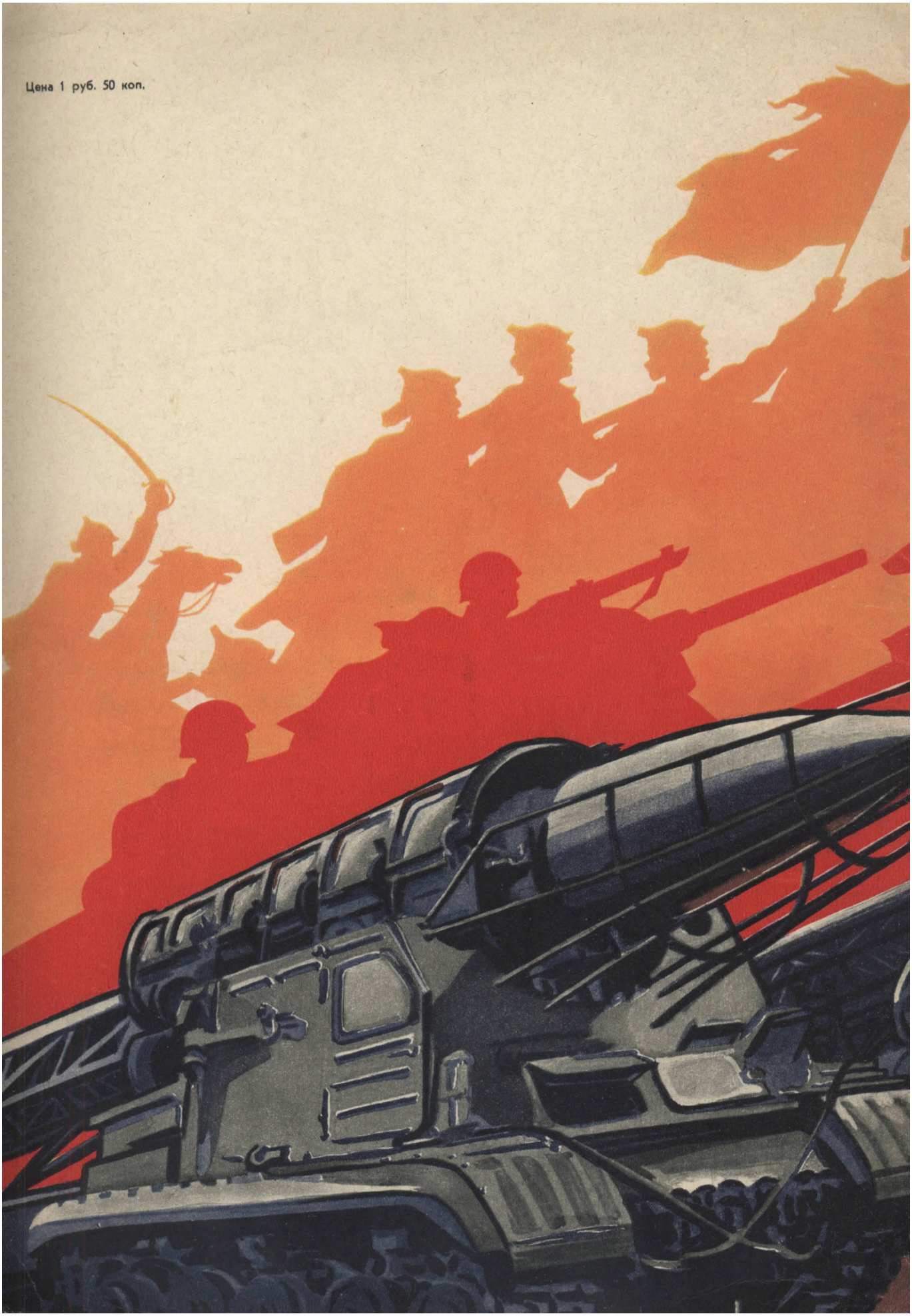

LEFT SIDE VIEW
MISSILE BODY—34.7'
WARHEAD
METAL CASING
STABILIZER FIN
10.4'
18.6'
4.5'
.4'
2.5'
3.8'
2.9'
2.1'
4.3'
OBJECTS
1.0'
.5' Dia.
REAR VIEW
2.0'



Пусковая установка 2П4 «Тюльпан» на испытаниях

Проводимые на полигоне Капустин Яр испытания ракеты 3Р2 с пусковой установки 2П4 «Тюльпан» окончились неудачей. Выявился конструктивный дефект – слабость кормового листа корпуса ПУ. Из-за деформации металла артиллерийская часть установки после каждого пуска произвольно изменяла свой угол подъема, что делало невозможным точное наведение ракеты. Тем не менее, комплекс 2К2 «Филин» с неуправляемой ракетой 3Р2 Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 17 августа 1958 г. был принят на снабжение Советской Армии. В строевые части он не поступил. Всего в период 1957— 1958 гг. Кировский завод выпустил 36 СПУ «Тюльпан» комплекса «Филин». Они стали неотъемлемым атрибутом московских военных парадов конца 50-х - начала 60-х годов.

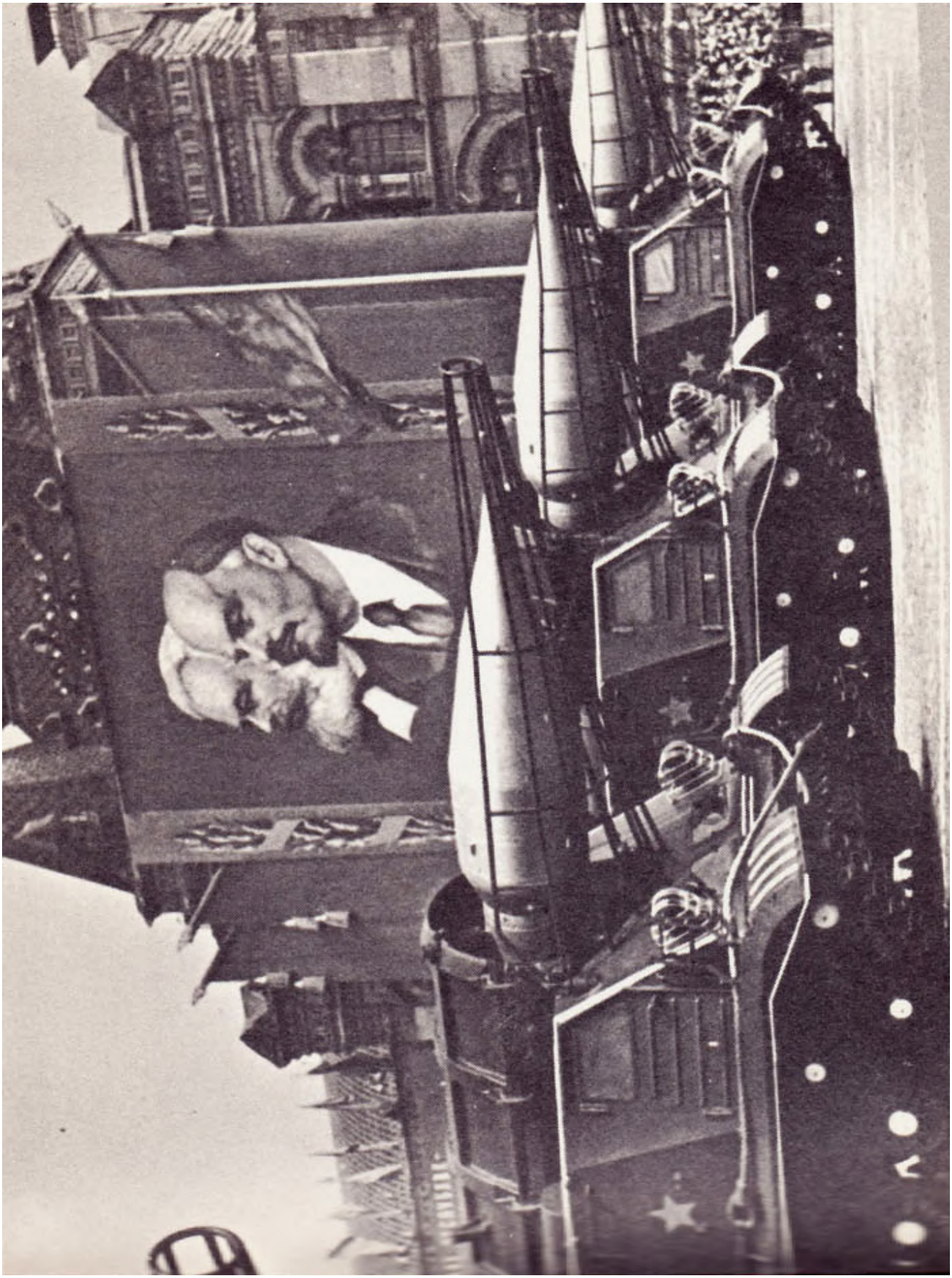


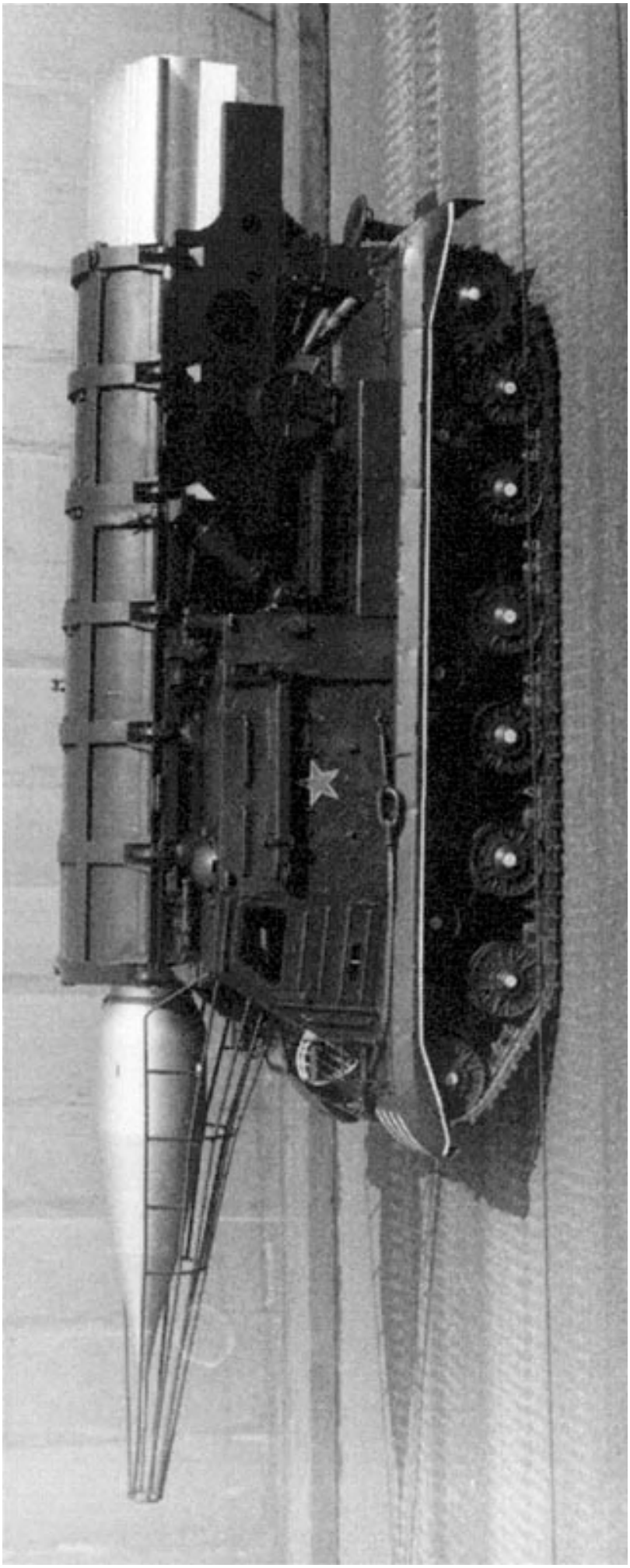

Цена 1 руб. 50 коп.

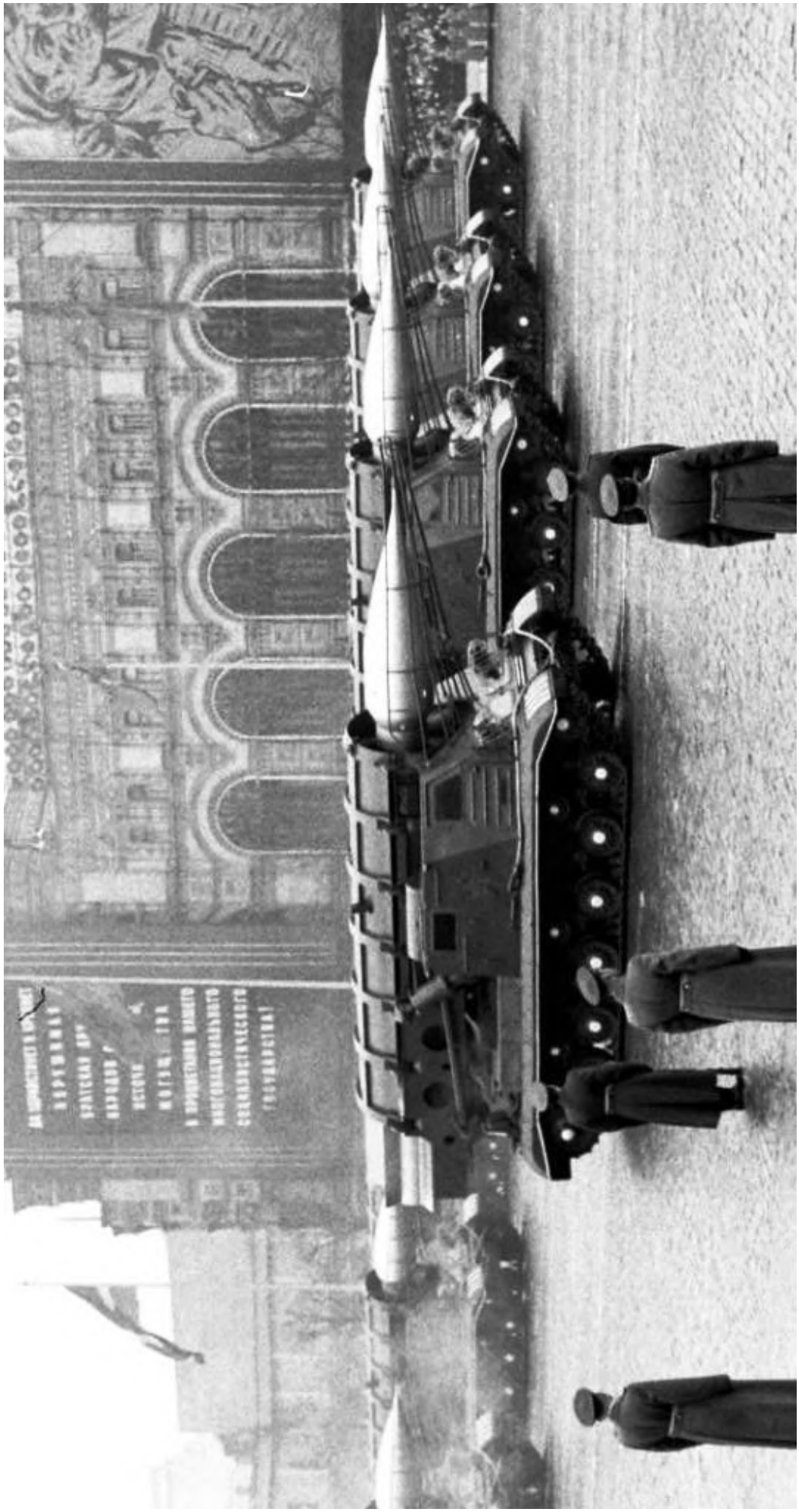
Советский воин
№ 2
1958
1918-1958

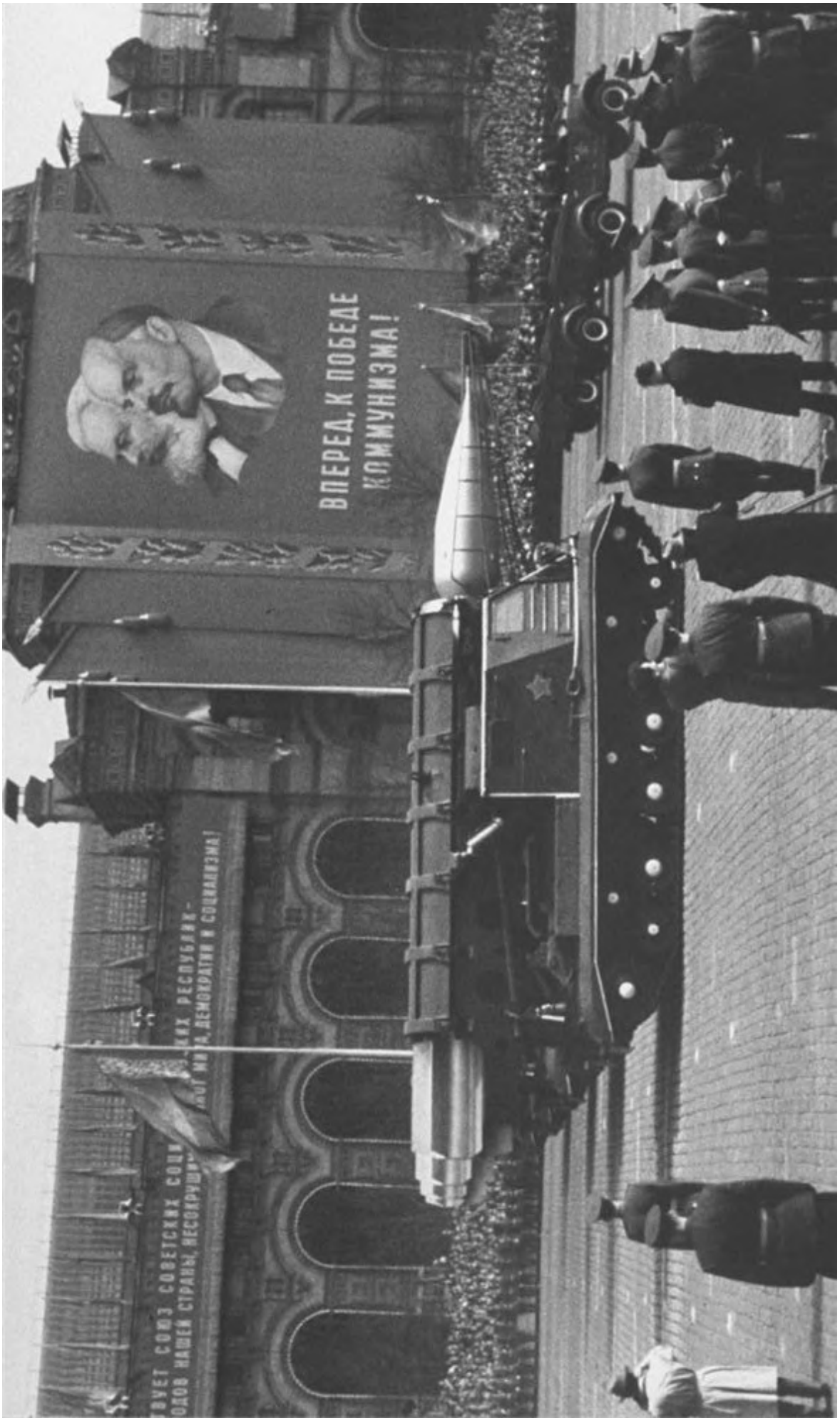
ВПЕРЕД, К ПОБЕДЕ
КОММУНИЗМА!

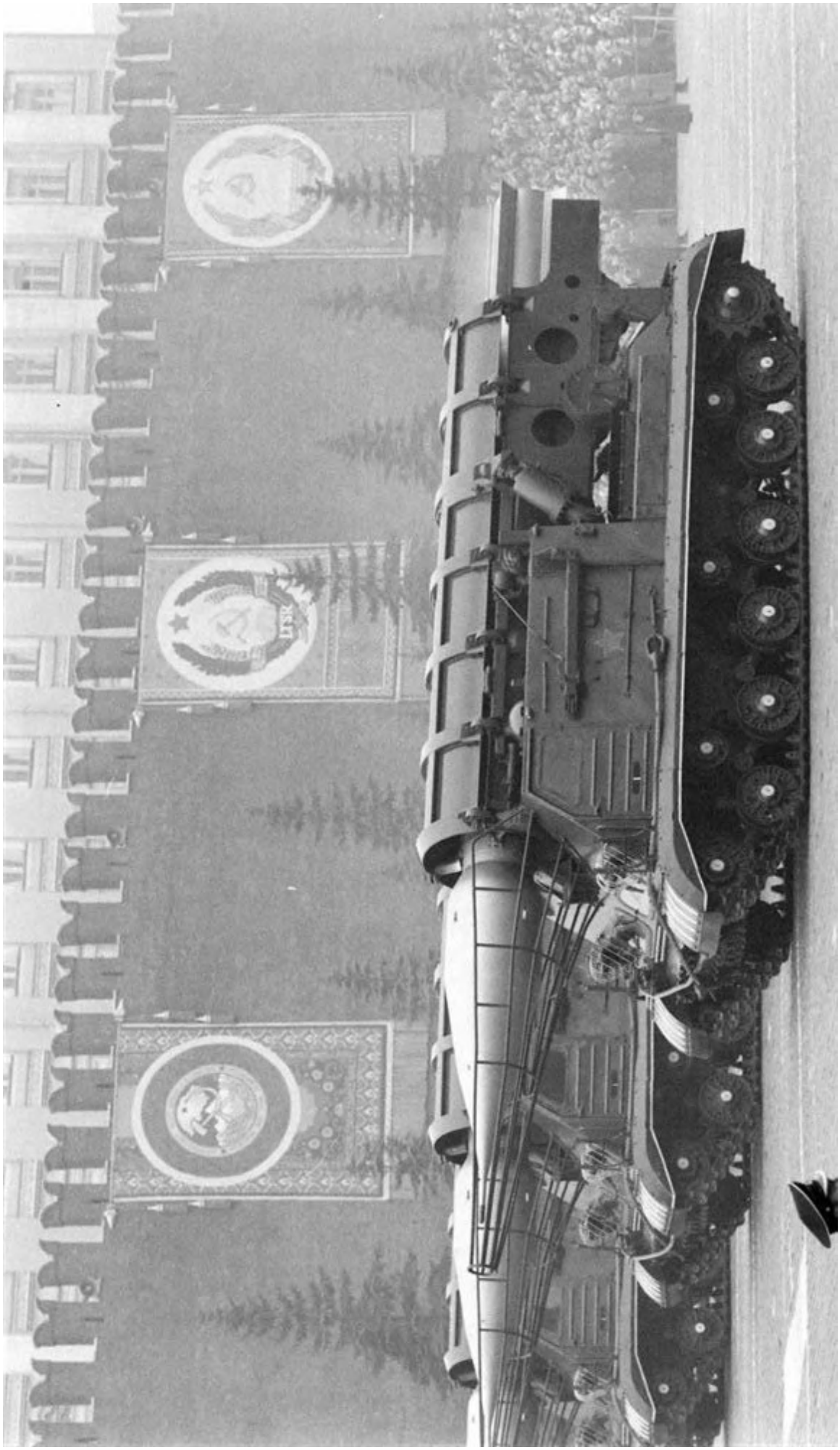
МОСКВА. КРАСНАЯ ПЛОЩАДЬ

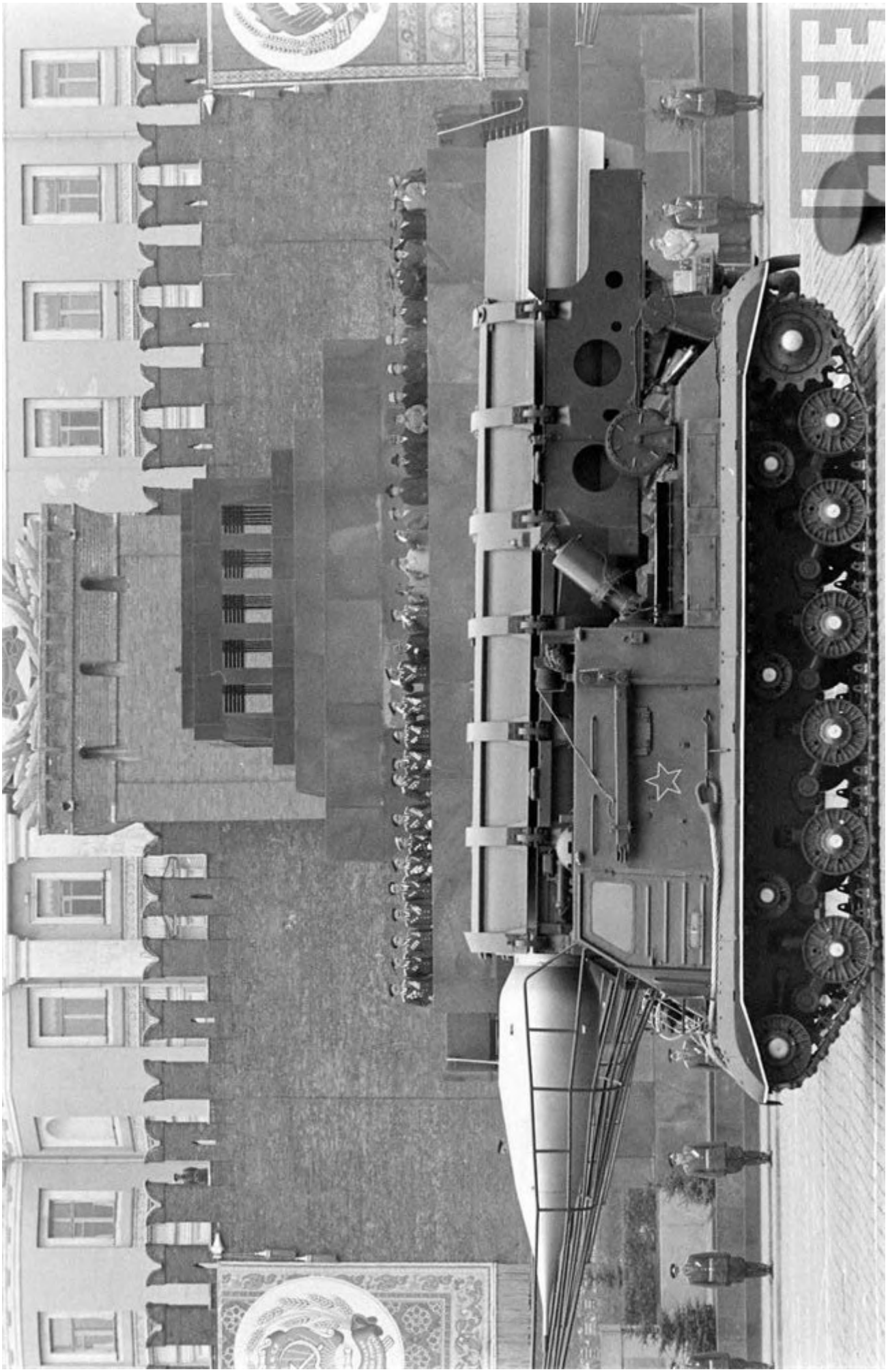




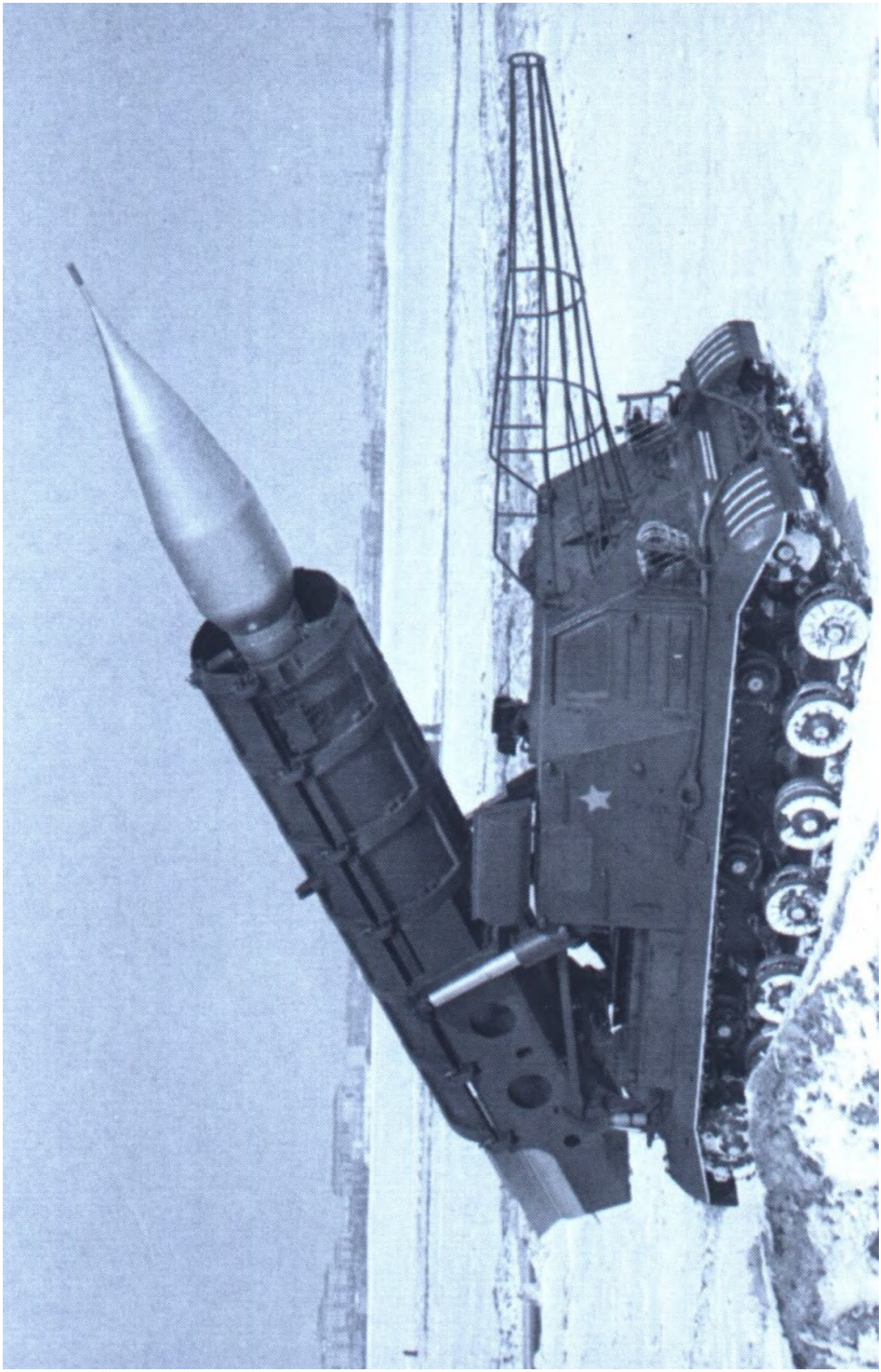



ВПЕРЕД, К ПОБЕДЕ
КОММУНИЗМА!


СССР


LIFE

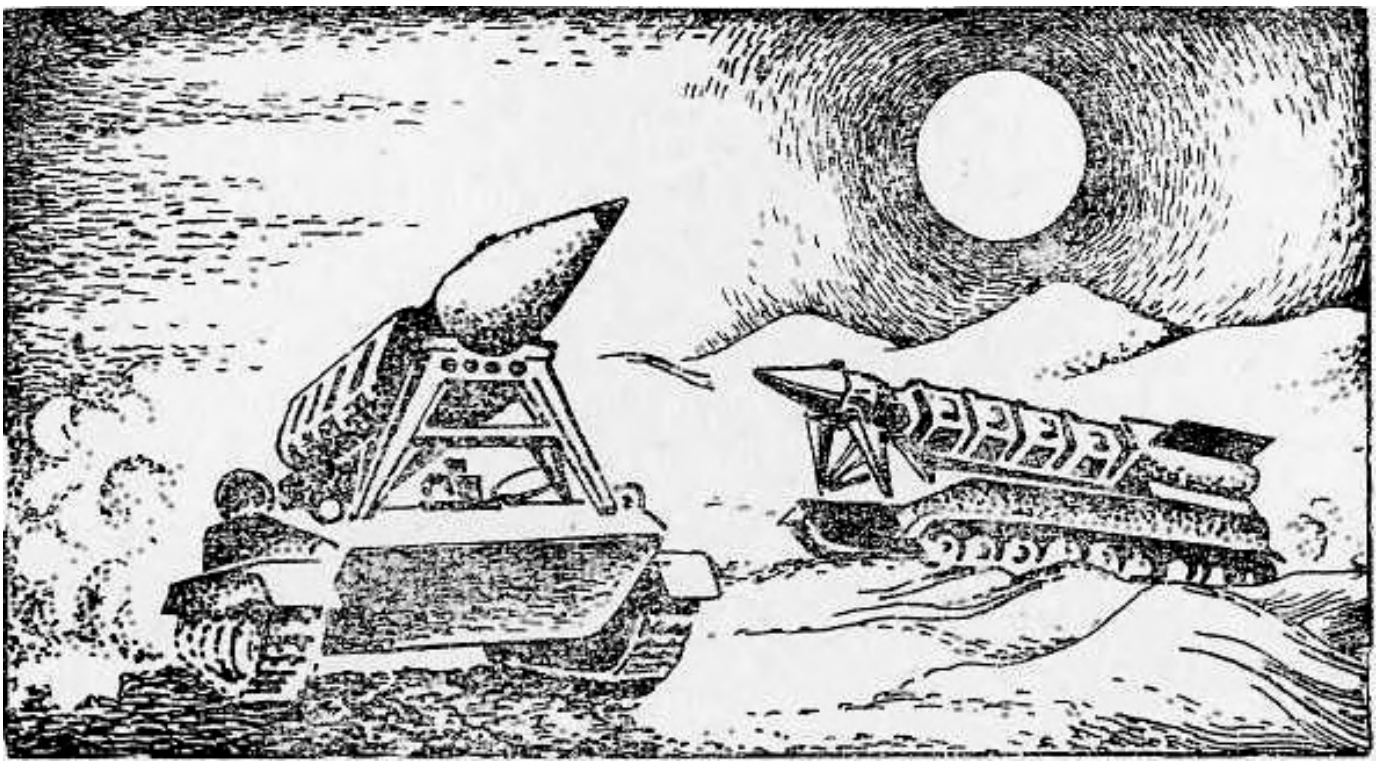
Парад 1964 года



На основании директивы Главнокомандующего Сухопутных войск № КС/589261 от 27 декабря 1958 г. комиссией, назначенной приказом начальника ГАУ №001 от 13 января 1959 г., в период с 30 января по 28 февраля 1959 г. были проведены испытания комплекса «Марс» в условиях естественных низких температур на Агинском артиллерийском полигоне Забайкальского военного округа. Испытания проходили головные образцы опытной серии пусковой установки 2П2 и транспортно-заряжающей машины 2П3 поставленные из ЦНИИ-58. На испытаниях проверялись системы обогрева – водяная и электрическая, а также был запланирован пробег и 2 пуска ракеты 3Р1.

Результаты испытаний оказались удовлетворительными. Комплекс «Марс» получил всего два замечания:

1. Воздействие газовой струи на контрольную площадку направляющей и на прицел С-85.
2. Электрочехол был эффективнее водяного, но тоже не обеспечивал желаемого результата в части температурного режима.



151
FROG-2 LUNA
URSS 1957
AML
Modelo: Frog-2

За время производства пусковая установка 2П2 дорабатывалась. Устранялись выявленные конструктивные недочеты. Об одном таком случае рассказал в газете «Красная звезда» ракетчик старший инженер-лейтенант А.Ф.Иванов:

«Шли испытания ракеты. Она была уже готова подняться в воздух. Люди удалены или находятся в укрытии. В бинокли и перископы они наблюдают за

ракетой, и вот, наконец, в рубке управления появился технический руководитель работ офицер Серебрянников и приказал:

- Запустить двигатель!

Росло напряжение, но звука запущенного двигателя не было слышно. Стало ясно, что команда не проходит, так как отрывной штекер не отпадает и цепь запуска двигателя не замыкается. Видно, выталкивающая пружина оказалась слабоватой и не отрывает штекер.

Решение пришло сразу: надо помочь штекеру отпасть! Серебрянников предупредил:

- Я сам проверю штекер. Оставаться на местах, дверь не открывать, не выглядывать.

Всех волновал вопрос: успеет или не успеет?

Офицер, не сводя глаз с отрывного штекера, приблизился к ракете. Секунду-другую он помедлил и вдруг неожиданно для всех дернул толстый кабель отрывного штекера на себя. Штекер отпал. Двигатель получил команду, ракетчики знали: через несколько секунд он заработает, изрыгая пламя.

Все одновременно воскликнули:

- Что он делает?

А Серебрянников уже бежал стремглав от ракеты в поле. Ведь в его распоряжении были секунды.

Еще не все успели осознать, что произошло, как из камеры сгорания двигателя показался дымок, затем язык пламени. Мощный рев двигателя потряс бетонные стены укрытий. Забушевали клубы дыма, перемешанные с пылью. Ракета пошла.

В укрытии прозвучал приказ:

-Санитарную машину на позицию!

К мощному рокоту ракеты присоединился протяжный вой сирены. Со всех концов к точке пуска устремились машины!..

Когда заработал двигатель ракеты, подполковник Серебрянников уже лежал на дне небольшого окопчика, вырытого в трех десятках метров от ракеты. Он услышал над головой страшный грохот, словно разрывалось небо. Его прижал к земле горячий ураган газов и песка.

«Пошла!..» - пронеслось в голове.

Почувствовав, что ракета ушла, он встал и начал выбираться из окопчика. Звенело в ушах. Со всех сторон к нему бежали люди. Не слыша голосов, видя только их отчаянные жесты, в пыли с ног до головы, он шел к ним навстречу.

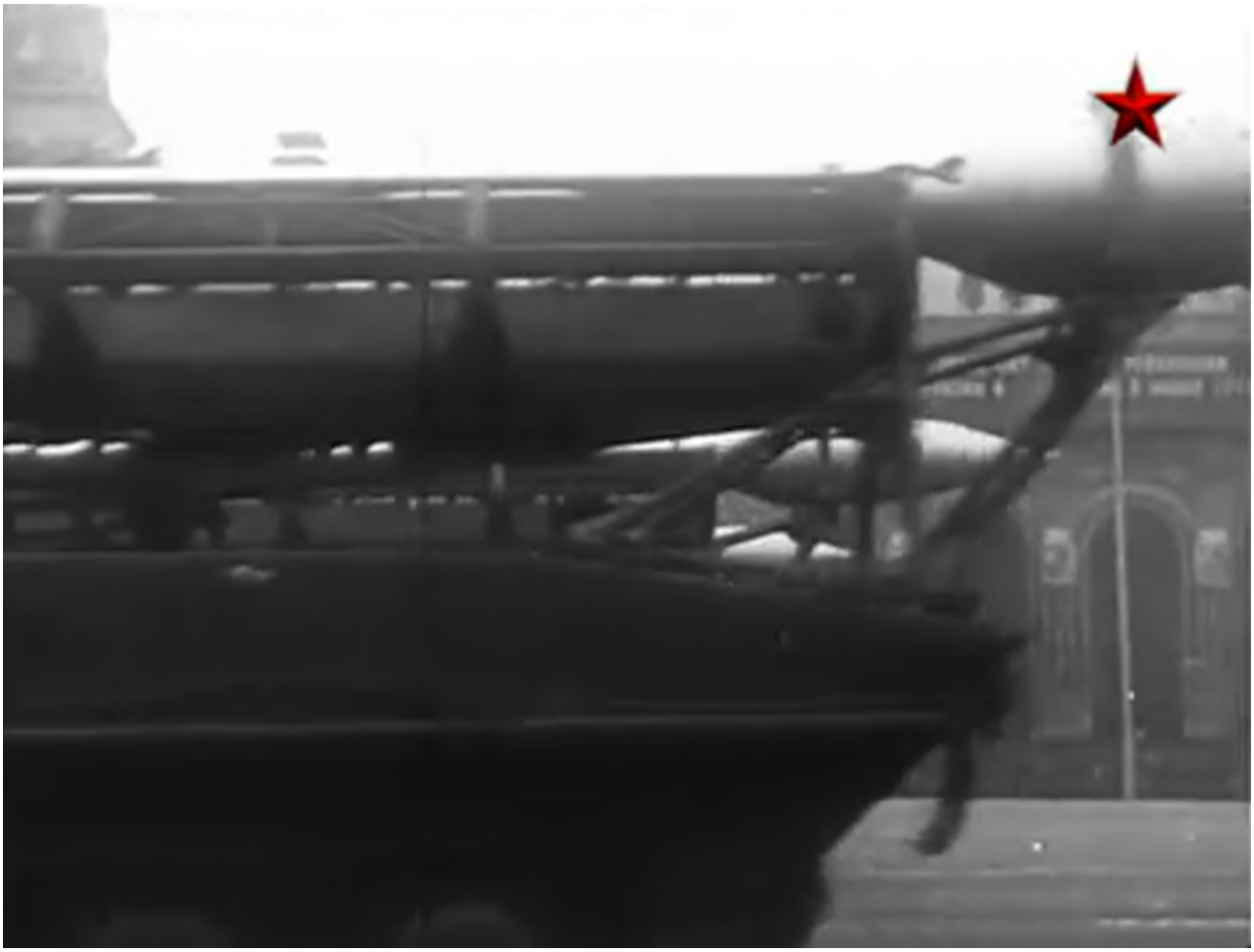
- Игорь Александрович, вы целы? Как вы себя чувствуете? – тормошили его.

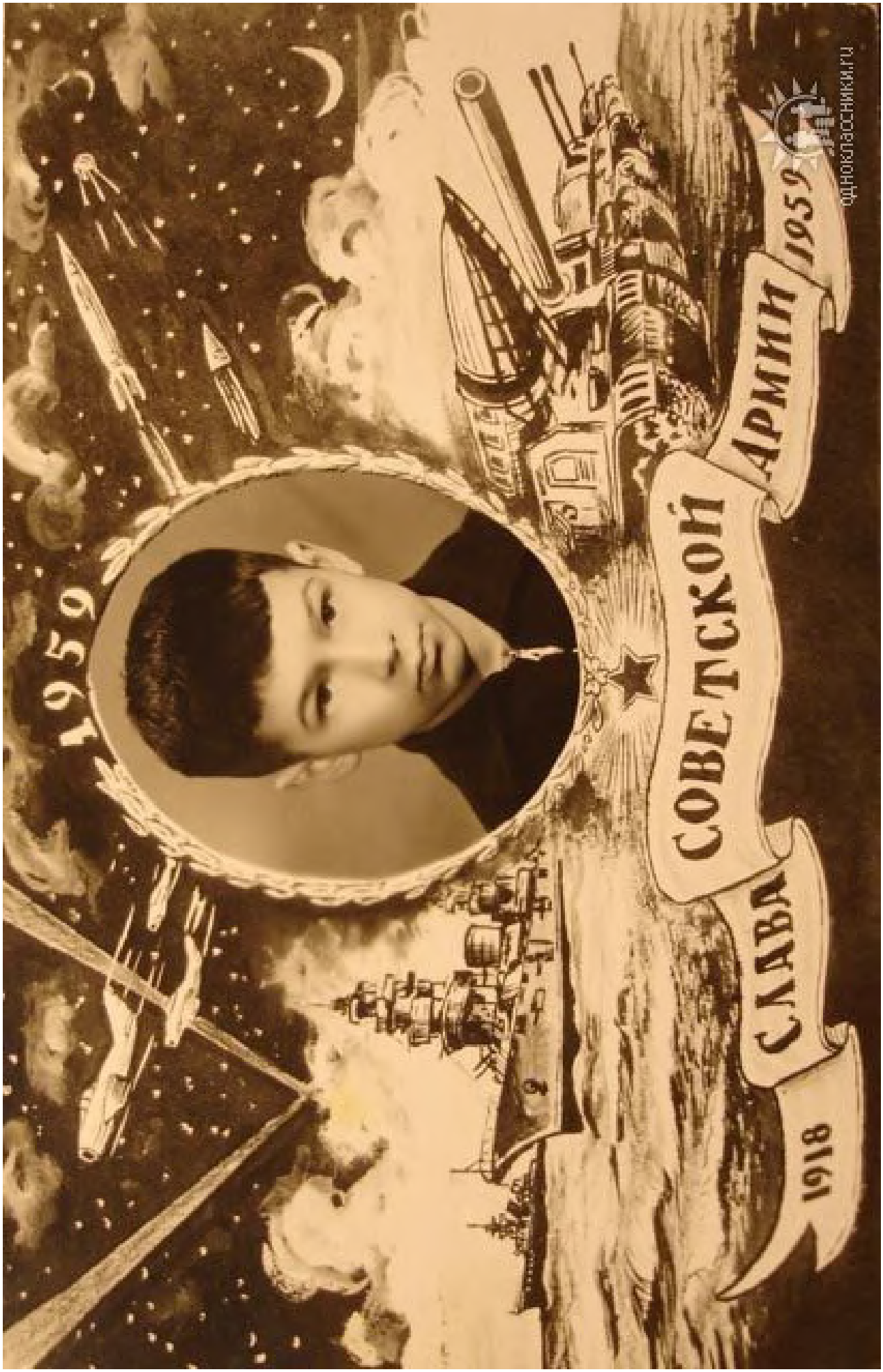
Оглушенный, не понимающий, о чем его спрашивают, он коротко объяснил:

- Все же выталкивающая пружина отрывного штекера слабовата. Вот и заело немного… А ракету жалко было губить…»

au delà du
CIEL
MISSILES & FUSÉE
MENSUEL DE MISSILES ★ ASTRONAUTIQUE ★ ACTUA
DOCUMENTATION ★ FANTAISIES SCIENTIFIQ
No. 27 - 3ème ANNÉE - ROME - JANVIER
N. F. O.

241




1959
СОВЕТСКОЙ
АРМИИ
1959
СЛАВА
1918
фотоклассники.ru

Поздравляю
Советской
Армии
с
Днем
1964

ВОЕННАЯ ПРИСЯГА

Я, гражданин Союза Советских Социалистических Республик, вступая в ряды Вооруженных Сил, принимаю присягу и торжественно клянусь быть честным, храбрым, дисциплинированным, бдительным воином, строго хранить военную и государственную тайну, беспрекословно выполнять все воинские уставы и приказы командиров и начальников.

Я клянусь добросовестно изучать военное дело, всемерно беречь военное и народное имущество и до последнего дыхания быть преданным своему Народу, своей Советской Родине и Советскому Правительству.

Я всегда готов по приказу Советского Правительства выступить на защиту моей Родины — Союза Советских Социалистических Республик и, как воин Вооруженных Сил, я клянусь защищать ее мужественно, умело, с достоинством и честью, не щадя своей крови и самой жизни для достижения полной победы над врагами.

Если же я нарушу эту мою торжественную присягу, то пусть меня постигнет суровая кара советского закона, всеобщая ненависть и презрение трудящихся.

Художник Бондарев Н. М.

1

Мы
требуем мира.
Но если
тронете...

(В. Маяковский «На Западе все спокойно»)

В 1960-м году, комплексы 2К2 «Филин» был исключены из состава Советской Армии. Вся небольшая партия изделий 3Р2 и 3Р3 была расстреляна в ходе учебно-эксплуатационных запусков.

СПУ 2П4 «Тюльпан» в качестве мишени при испытании ядерного оружия

Несколько пусковых установок «Тюльпан» использовались для определения поражающих факторов ядерного взрыва во время испытаний тактического ядерного оружия, а оставшиеся были утилизированы или переданы в музеи и училища.

Комплексы 2К1 «Марс» в 1960-м году были изъяты из войск и переданы на длительное хранение, где находились до 1970 года. Позже оставшиеся установки повторили судьбу ПУ ракет «Филин» - те, что не были использованы во время разнообразных испытаний, были утилизированы или переданы в музеи и учебные заведения соответствующего профиля.

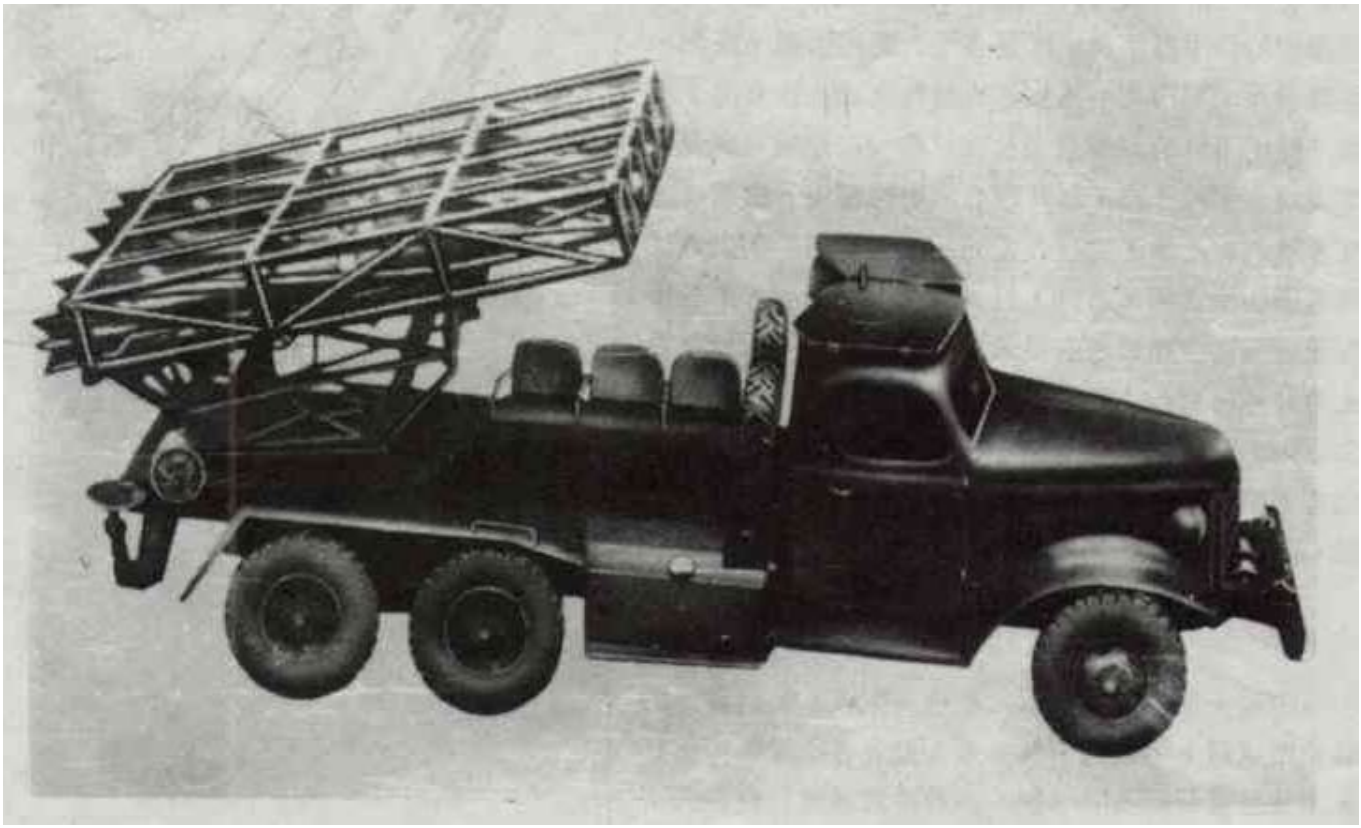
Экспозиция разработок Московского института теплотехники (бывший НИИ-1)

Разработанные НИИ-1 неуправляемые пороховые ракеты 3Р1 «Марс» и 3Р2 «Филин» с ядерными зарядами положили начало созданию ряда тактических ракет, характеристики которых совершенствовались от одного образца к другому. Теперь это были уже не реактивные снаряды, а полноценные твердотопливные ракеты. Они были далеки от совершенства, но оказали нужное психологическое воздействие на вероятного противника. На парадах толпы журналистов и военных атташе щелкали фотоаппаратами, когда десятки первых советских тактических ракетных комплексов гремели гусеницами по брусчатке Красной площади, не зная, что практически все изготовленные тогда комплексы находятся перед ними. Вместе с тем, безусловно, ценный опыт, приобретенный в процессе создания «Марса» и «Филина», был использован при создании ракеты нового поколения «Луна».

Приложения

СЛАВА СОВЕТСКОЙ АРМИИ!

СЛАВА СОВЕТСКОЙ АРМИИ!



Первая дальнобойная РСЗО

К 55-ЛЕТИЮ ПРИНЯТИЯ НА ВООРУЖЕНИЕ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ЗАЛПОВОГО ОГНЯ МД-20

В боевых действиях Великой Отечественной войны 1941-1945 гг. успешно применялись реактивные системы залпового огня (РСЗО) М-8, М-13 и М-31.Однако они имели максимальные дальности стрельбы от 4 до 8 км и поэтому не могли обеспечить поражение противника на всю глубину главной полосы обороны и тем более всей тактической зоны обороны. Решить эти задачи путем модернизации существующих систем было невозможно. Поэтому в первые послевоенные годы наряду с созданием РСЗО второго поколения М-14 и М-24, предназначенных для замены соответственно систем М-13 и М-31, было решено создать дальнобойную залповую систему с мощным пороховым реактивным снарядом и дальностью стрельбы 20-25 км. Система в процессе отработки имела наименование ДРСП-1 (дальнобойный реактивный снаряд пороховой - первый), а после принятия на вооружение - МД-20, как мы и будем именовать ее в дальнейшем изложении. Сегодня название "дальнобойный" для снаряда с дальностью 20-25 км может вызвать только улыбку, но в то время создание такого снаряда с крупноразмерным пороховым зарядом было значительным прогрессом и в то же время достаточно сложной задачей, на решение которой ушло более 5 лет.

Основные требования к системе МД-20

Максимальная дальность стрельбы, км	20 – 25
Кучность стрельбы на максимальную дальность во всем диапазоне температур применения от -40С до +50С:	
- по дальности Вд/Х	1/100
- по направлению Вб/Х	1/100
Тип снаряда	фугасный
Длина снаряда, м	не более 3,5
Размах оперения, калибров	не более 2,5
Конструкция оперения	съемное
Масса снаряда, кг	не более 300
Масса взрывчатого вещества (ВВ), кг	не менее 30
Срок хранения в обычных складских условиях	20 лет
Количество направляющих БМ	4-6
Угол горизонтального обстрела, град.	+10
Угол вертикального обстрела, град.	+5 - +60
Тип ходовой части БМ	автошасси или автоприцеп

Корпус боевой части (БЧ) снаряда не должен разрушаться при встрече с преградой-грунтом средней твердости.

Система МД-20 создавалась в составе снаряда со специально разрабатываемым для него механическим ударным взрывателем и боевой машины (БМ). Постановлением Совета министров СССР №1401-370 от 07.05.1947 г. разработка снаряда была возложена на НИИ-1 Министерства сельскохозяйственного машиностроения (нынешний МИТ), а разработка боевой машины - на ГСКБ Министерства машиностроения и приборостроения. Разработка взрывателя была поручена Минсельхозмашем ленинградскому НИИ-22 МСХМ, а отработка двигателя с пороховым зарядом - Опытно-исследовательскому заводу №512, вскоре преобразованному в НИИ-125 МСХМ.

Разработка снаряда выполнялась под руководством главного конструктора Н.А. Жукова конструкторами Г.П. Герасимовым, Н.И. Александровым, А.А. Голицыным, Я.Н. Итиным и М.Н. Никитиным, отработка двигателя - инженерами С.А. Ильюшенко и С.А. Мекалиной, разработка взрывателя - конструкторами Н.С. Беловым и В.Г. Белых-Герасимовым, боевая машина разрабатывалась под руководством главного конструктора В.П. Бармина конструкторами А.Я. Белоусовым, Л.И. Загоруйко и А.С. Захаровым. Заказчиком системы являлось 4 Управление Главного артиллерийского управления, которое выдало НИИ-1 МСХМ тактико-технические требования (ТТТ), утвержденные 25.04.1947 г. командующим

артиллерией Советской Армии главным маршалом артиллерии Н.Н. Вороновым, и осуществляло контроль за ходом разработки. В период службы в 4-м Управлении ГАУ мне довелось быть участником отработки и испытаний системы.

НИИ-1 приступил к проектированию снаряда еще в 1946 г. до принятия постановления правительства и утверждения ТТТ, руководствуясь требованиями, изложенными в проекте постановления. В первоначально разработанных проектах двух вариантов снаряда конструкторы стремились к достижению максимальной скорости схода снаряда с направляющей БМ, основываясь на данных экспериментов, указывавших на то, что чем больше скорость, тем выше устойчивость полета и тем меньше рассеивание траекторий полета снарядов и точек их падения, а следовательно, выше кучность стрельбы. Достижение заданной кучности являлось одной из главных задач при создании системы, определяющих ее эффективность и расход сил и средств на решение боевых задач. Это предопределило выбор конструктивных схем обоих вариантов снаряда и длины направляющих БМ. Для получения высокой начальной скорости в снаряде первого варианта проектом предусматривалось применение двухкамерного двигателя, включающего стартовую (разгонную) и тяговую ступени, а в снаряде второго варианта - однокамерного двигателя с телескопическим пороховым зарядом (ПЗ), состоящим из двух концентрически расположенных пороховых шашек, обеспечивающего получение высокой дульной скорости в результате быстрого их сгорания. Позднее, в начале 1948 г., был спроектирован третий вариант снаряда, являвшийся аналогом второго варианта, в котором вместо телескопического ПЗ был применен ПЗ из одной толстосводной шашки. Конструкции корпуса БЧ и реактивной камеры у всех вариантов были сварными. Стартовая и тяговая камеры снаряда 1-го варианта соединялись переходным конусом, снабженным 12 расположенными по окружности соплами для выпуска газов из передней стартовой камеры, а задняя тяговая камера имела 7 сопел, приваренных к ее дну; крылья стабилизатора приваривались к камере. У снарядов 2 и 3 (июль) вариантов было одно центральное сопло, стабилизатор состоял из цилиндрического обтекателя и приваренных к нему крыльев и насаживался на сопловую часть двигателя. Длина направляющей БМ была принята равной 6 м.

После проведения предварительной стендовой отработки двигателей в диапазоне температур +40 град. С снаряды первого и второго вариантов были изготовлены и в июле 1947 г. испытаны стрельбой на Софринском полигоне (СНИПе). Испытания выявили недостаточную прочность корпуса БЧ, разрушавшегося при входе в землю, и некоторых деталей двигателя, разрушившихся на траектории. Произведя небольшие доработки, не устранившие полностью выявленные дефекты, в октябре 1947 г. провели стрельбы на определение максимальной дальности и кучности на Павлоградском полигоне, имевшем трассу более 25 км. Стрельбы велись с экспериментальной пусковой установки,

изготовленной в НИИ-1, имевшей прямолинейную направляющую по типу БМ-13 длиной 6 м. Было отстреляно 28 снарядов первого варианта и 5 - второго. Половина снарядов первого варианта разрушилась на траектории, не достигнув максимальной дальности, остальные достигли дальности 16-21 км. Дальности снарядов второго варианта составили 19-21 км, при их отстрелах наблюдался выброс несгоревших остатков пороха. Корпуса БЧ у всех снарядов были разрушены при встрече с землей. Скорость схода с направляющих у снаряда первого варианта составила 60 м/сек, а у второго - 90 м/сек. Кучность стрельбы не была определена ввиду большого разброса точек падения снарядов.

Для устранения выявленных недостатков увеличили толщину стенки корпуса БЧ до 3,25 мм у 1 варианта и до 3,75 мм у второго, приняв такую же и для проектируемого третьего варианта, ввели легкую бронировку части поверхности заряда медленно горящим нитролаком и доработали конструкцию диафрагмы для устранения выброса пороха у второго варианта снаряда. Испытания доработанных снарядов были проведены на Павлоградском полигоне лишь в июне-июле 1948 г. из-за задержки изготовления снарядов серийным заводом №78, которому оно было поручено ввиду крайне слабых возможностей опытного производства НИИ-1. ГСКБ ММиП изготовило для испытаний по 2 направляющих пусковой установки (прямолинейную и спиральную) длиной 6 м каждого калибра (194 и 210 мм). Спиральные направляющие придавали проворот снарядам, уменьшающий рассеивание путем усреднения геометрического и газодинамического эксцентриситета снарядов. Всего было отстреляно 50 снарядов 1-го варианта (по 25 со спиральной и прямолинейной направляющих) и 25 снарядов 2-го варианта со спиральной направляющей. Все стрельбы велись при температуре окружающего воздуха (+20 - 25 С), так как у полигона к этому времени еще не были сооружены установки для нагрева и охлаждения снарядов. Одновременно были впервые испытаны разработанные НИИ-22 МСХМ взрыватели В-377 с предохранительным устройством дальнего взведения ветряночного типа и В-389 с мембранным предохранителем.

Испытания дали такие результаты: дальности стрельбы снарядами обоих вариантов были близки и составили около 22 км; кучность при стрельбе снарядами 1-го варианта с прямолинейной направляющей Вд/Х=1/107, Вб/Х=1/64,а со спиральной - Вд/Х=1/157, Вб/Х=1/109, второго варианта - Вд/Х=1/69,Вб/Х=1/85. Корпуса БЧ при встрече с землей полностью разрушились как и до их упрочнения. У нескольких снарядов выявлены прогары реактивных камер по сварке. Выброс пороха у снарядов 2-го варианта не уменьшился, что могло быть одной из причин неудовлетворительной кучности. Заданная кучность была достигнута только при стрельбе снарядами 1-го варианта со спиральной направляющей. Из двух испытанных взрывателей более безотказен в действии был В-377, который и был принят к дальнейшей отработке.

Несмотря на то что отработка двигателя третьего варианта снаряда была в начальной стадии, 25 снарядов были в августе-сентябре 1948 г. испытаны стрельбой. Первые же выстрелы выявили недостаточную прочность двигателя, результатом чего были разрывы камер. После их упрочнения в условиях полигона навивкой рояльной проволоки по внешней поверхности были продолжены стрельбы со спиральной направляющей, которые дали такие результаты: дальность 25,6 км, кучность Вд/Х=1/81 и Вб/Х=1/75. Дальность более чем на 3 км превышала дальности стрельбы снарядов 1 и 2-го вариантов и обеспечивала запас для получения заданной дальности стрельбы даже при необходимом упрочнении и неизбежном утяжелении снаряда, чего не было ни у 1, ни у 2-го вариантов снаряда. Неудовлетворительная кучность, вероятнее всего, была следствием недостаточной отработки двигателя и большого выброса несгоревших остатков пороха в конце активного участка.

По результатам испытаний у снаряда 1-го варианта была увеличена толщина стенки корпуса БЧ - с 3,25 до 6 мм и стенки реактивной камеры - с 4,6 до 5,3 мм; стабилизатор сделан съемным, для чего крылья стали приваривать не к камере, а к обтекателю, насаживаемому на хвостовую часть камеры. Это привело к увеличению калибра со 194 до 200 мм и размаха крыльев - с 480 до 490 мм. У снарядов 2 и 3-го вариантов толщина корпуса БЧ увеличена с 3,75 до 6 мм, толщина камеры - с 4 до 5,8 мм, сварное сопло заменено цельнотянутым и упрочнено, калибр увеличен с 210 до 214 мм. Сварная конструкция БЧ и камер у всех вариантов сохранена.

Основные характеристики МД-20

Максимальная дальность стрельбы, км	20-25
Калибр снаряда, мм	200
Длина снаряда с взрывателем, м	3,0
Размах крыльев, мм	440
Масса окончательно снаряженного снаряда	194 кг
Масса взрывчатого вещества, кг	30
Масса порохового заряда из пороха НМ-2, кг	52
Температурный диапазон применения, град	от -40С до +50С
Количество направляющих боевой машины, шт	4
Длина направляющих, м	3,16
Углы обстрела, град:	
- вертикального	от +9 до +60
- горизонтального	+10 от оси БМ
Масса боевой машины без снарядов и расчета, т	7,2

Естественным развитием событий должно было стать форсирование отработки снаряда 3-го варианта, позволявшего выполнить заданные требования по дальности стрельбы при проведении необходимых доработок конструкции, однако, учитывая более высокий уровень отработки 1-го варианта снаряда, он был принят решением Минсельхозмаша от 22.09.1948 г. к дальнейшей отработке и предъявлению на заводские испытания; работы по 2-у варианту были прекращены, а по 3-у варианту предложено оформить отчет, что фактически означало также прекращение дальнейших работ.

ГАУ возражало против этого решения, основываясь на том, что снаряд первого варианта также не отработан и, в частности, не обеспечивает безопасности его применения из-за многочисленных сварных соединений, по которым происходили разрушения снаряда, так как существовавшие в то время методы сварки и ее контроля не обеспечивали стопроцентной гарантии ее качества. Компромисс был достигнут путем замены сварки резьбовыми соединениями. Все внесенные изменения привели к увеличению массы снаряда до 234 кг, в результате чего дальность стрельбы при испытаниях в январе 1949 г. оказалась ниже заданной и составила всего18,4 км. Результаты по кучности удовлетворяли ТТТ: при Т=+50град. С Вд/Х=1/160 и Вб/Х=1/162, при Т=-40 град. С Вд/Х=1/109 и Вб/Х=1/129, однако их следовало еще подтвердить стрельбами при Т=-40 град. С, а холодильная установка на полигоне все еще не была готова. При этих испытаниях впервые был зафиксирован недолет одного снаряда на 1 км.

МСХМ обратилось с ходатайством о снижении требования по максимальной дальности стрельбы, и постановлением СМ СССР от 29.12.1949 г. требование к дальности было снижено до 18 км.

МСХМ стремилось форсировать проведение заводских испытаний, которые должны были быть завершающими заводскую отработку, но это было явно преждевременным, так как не был проведен ряд важнейших проверок и не были определены важнейшие параметры элементов системы. Не были выбраны тип и длина направляющей БМ, не проведены стрельбы для проверки снаряда и взрывателя при предельной отрицательной температуре -40 град. С. Анализ результатов испытаний всех вариантов МД-20, а также некоторых других опытных снарядов поставил под сомнение правильность выбора в качестве приоритетной конструктивной схемы двухкамерного снаряда, усложняющей и удорожающей его производство, комплектацию и эксплуатацию. Стало ясно, что величина скорости схода снаряда с направляющей, ради повышения которой был применен стартовый двигатель, не является определяющим фактором достижения заданной кучности стрельбы и наряду с этим необходимо учитывать другие факторы и их взаимовлияние. Кроме того, выявилось значительное (до 25-30%) превышение коэффициента формы (эквивалента коэффициента лобового сопротивления) двухкамерного снаряда в сравнении с однокамерным из-за наличия шейки

переходного конуса, вследствие чего стартовый двигатель по расчетам практически не давал прироста дальности стрельбы, то есть"вез сам себя". В связи с этим было решено до заводских испытаний провести сравнительные испытания на дальность и кучность двухкамерного снаряда и снаряда с одним тяговым двигателем, переделанного из двухкамерного путем замены переходного конуса цилиндрической вставкой и замены ПЗ с конической обточкой переднего конца цилиндрической шашкой.

Было также решено провести сравнительные испытания стрельбой с направляющих разной длины: 6 м и 4,5 м. Это было крайне важно для определения типа ходовой части БМ. При длине 6 м даже при минимальном заданном числе направляющих (4) их не удавалось разместить на автошасси существовавших в то время машин без его перегрузки и вынуждало монтировать БМ на автоприцепе, что значительно снижало эксплуатационные и боевые качества системы. При длине направляющих 4,5 м они могли быть размещены на шасси автомашины ЗИС-151, правда, и при этом орудийный расчет не удавалось разместить на БМ без перегрузки и для его перевозки требовалось отдельное транспортное средство.

Сравнительные испытания двухкамерных и однокамерных снарядов со спиральных направляющих длиной 6 и 4,5 м были проведены в июне-июле 1949 г. на Павлоградском полигоне, где к этому времени была введена в действие холодильная установка, обеспечившая возможность охлаждения снарядов и взрывателей до -60 град. С. Испытания начались отстрелом двухкамерных снарядов с одиночных закрепленных спиральных направляющих длиной 4,5 и 6 м при Т=-40 град. С. В связи с идентичностью полученных результатов все дальнейшие стрельбы проводились только с направляющих длиной 4,5 м с углом спирали 60 град. установленных на ферме БМ-13СН. Всего было отстреляно 94 двухкамерных и 40 однокамерных снарядов (24 с прямыми и 16 с наклонными соплами, обеспечивавшими проворот снаряда и снижение рассеивания).

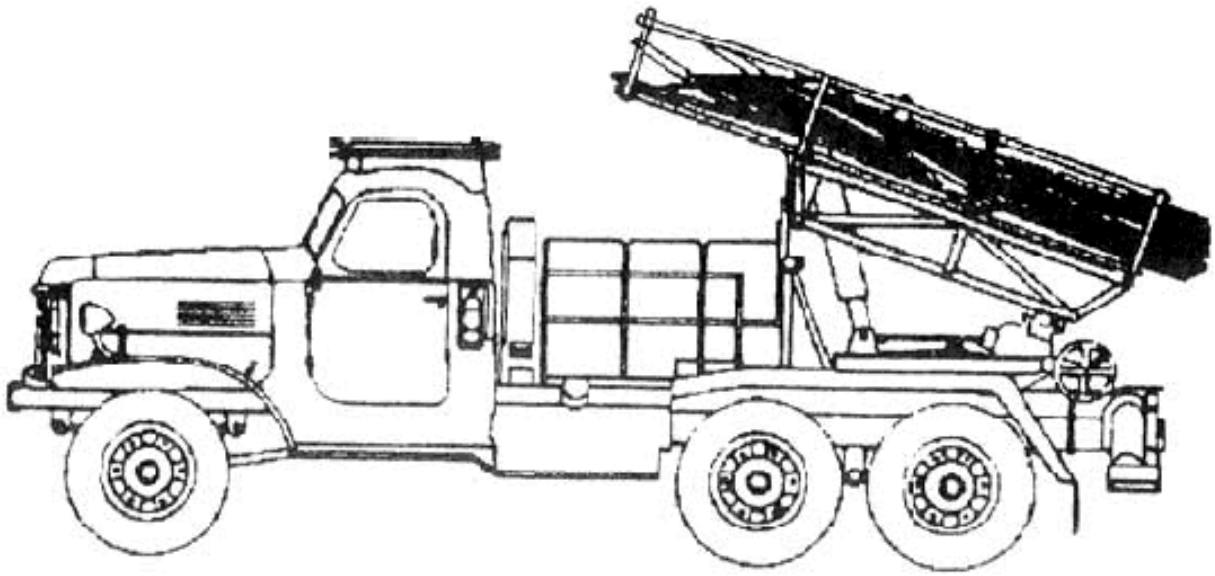
Результаты стрельб двухкамерными и однокамерными снарядами были признаны примерно равноценными и удовлетворяющими ТТТ. Дополнительные отстрелы снарядов с наклонными соплами подтвердили более высокую их кучность. Некоторое снижение дальности однокамерного снаряда при Т=-40град. С объяснялось неоптимальным выбором угла возвышения. По каждому виду снаряда было получено по одному недолету на 1000-1100 м до центра группы. По результатам испытаний было решено принять к дальнейшей отработке однокамерный снаряд с наклонными соплами, масса которого (194 кг) меньше, чем у двухкамерного, на 40 кг, длина - на 600 мм, масса пороха - на 13 кг и стоимость - на 30%. Снаряд состоял из боевой и ракетной частей. БЧ состояла из корпуса, дна, разрывного заряда литого тротила и трех шашек детонатора. Ракетная часть включала камеру с двумя центрующими утолщениями и ведущим штифтом на заднем ЦУ, на хвостовую часть которой насаживался и удерживался упорным

кольцом четырехлопастной стабилизатор, сопловой блок, состоящий из крышки с ввинченными в нее центральным и шестью периферийными наклонными соплами с герметизирующими тарелями, диафрагму типа шестерни с зубьями и центральным кольцом, держатель, к которому крепился воспламенитель, содержавший в герметичном алюминиевом футляре 180 г дымного ружейного пороха, две свечи с пиропатронами ПП-9, ввинченные в переднее ЦУ, и одношашечный заряд пороха НМ-2.

Для выявления причин участившихся недолетов были при стрельбах произведены фототеодолитные съемки траекторий, которые показали, что скорость в конце активного участка у недолетевшего снаряда ниже, чем у остальных снарядов, и ее снижение соответствовало потере дальности. Это явилось следствием разрушения пороховой шашки в конце горения и выбросом ее недогоревших частиц через сопла. Для устранения этого явления были приняты меры, предотвращающие удары шашки о стенки камеры в конце горения, когда она превращалась в тонкий длинный "чулок" в результате сгорания с наружной поверхности и поверхности канала. Шашка удерживалась от перемещений до конца горения путем закрепления ее торцов. Для этого задний торец шашки бронировался фасонной шайбой, имеющей выступ высотой 20 мм с диаметром 95 мм, равным диаметру середины горящего свода шашки. Этот выступ при снаряжении двигателя входил в соответствующую по диаметру расточку в кольце диафрагмы, установленной в сопловой крышке. Передний торец шашки бронировался плоской нитролинолеумной шайбой, армированной металлической тарелью, и охватывался лапками держателя воспламенителя. Держатель представлял собой прочный диск с отогнутыми лапками: длинными в сторону ПЗ и короткими в сторону БЧ и закреплялся в передней части камеры с помощь одной из свечей, своим хвостовиком входящей в отверстие одной из передних лапок. С этими изменениями была изготовлена партия снарядов для заводских испытаний. Испытания проводились в апреле-мае 1950 г. на Павлоградском полигоне стрельбой со спиральных направляющих длиной 4,5 м.

Эти результаты удовлетворяли заданным требованиям, за исключением дальности и боковой кучности при Т=-40 град. С. Недолетов при заводских испытаниях не было, что, по предположению, явилось следствием принятых мер по их устранению. Взрыватель действовал безотказно при стрельбе на максимальные и рикошетные дальности и по стенкам деревоземляным, кирпичным и железобетонным, обеспечивал при времени горения замедлителя 0,008-0,013 с фугасное действие, аналогичное снаряду М-31, имевшему такой же заряд ВВ, но дал 11% засыпанных воронок и камуфлетов, что свидетельствовало о завышении времени замедления. При подготовке снарядов к стрельбе была обнаружена деформация крыльев, что вызвало сомнение в прочности стабилизатора и потребовало проведения работ по устранению этого недостатка. По результатам

заводских испытаний были внесены лишь небольшие изменения в конструкцию снаряда и взрывателя: упрочнены герметизирующие тарели сопел и фиксирующие шайбы торцов порохового заряда, уменьшено время замедления у взрывателя, тяжелый укупорочный ящик снаряда заменен облегченной решетчатой укупоркой барабанного типа. Для определения способа упрочнения крыльев стабилизатора были проведены сравнительные испытания снарядов с крыльями толщиной 3,75 мм и размахом крыльев 490 мм (как на заводских испытаниях), толщиной 5 мм и тем же размахом и толщиной 3,75 мм и уменьшенным до 440 мм размахом. Наилучшие результаты дали снаряды с уменьшенным размахом крыльев. Уменьшение размаха крыльев, кроме снижения возможности их повреждения, уменьшило лобовое сопротивление снаряда, благодаря чему на 200-500 м увеличилась дальность стрельбы, и уменьшило влияние метеоусловий на рассеивание снарядов, улучшив кучность, при этом боковая кучность при Т=-40 град. С достигла заданной. Эти испытания, проведенные в декабре 1950 г., совмещались с заводскими испытаниями двух БМ со спиральными направляющими длиной 4,5 м, смонтированными на автошасси ЗИС-151, которые дали положительные результаты. Одновременно был испытан модифицированный взрыватель В-377А, в котором для получения наибольшего фугасного действия по преградам различной твердости вместо одного замедления введено две установки: на малое и большое замедление. Время малого замедления принято равным 0,007-0,008 с, которое было оптимальным при действии по грунту средней и повышенной твердости, а время большого замедления предстояло определить стрельбами по мягкому грунту на ГНИАПе в Ленинграде.



На основании результатов заводских испытаний снаряда, взрывателя и БМ ГАУ допустило систему МД-20 к полигонным (государственным) испытаниям. Они

проводились на Павлоградском полигоне, ГЦП в Капустином Яру, ГНИАПе, в НИИ-125 и в НИИ-22 и продолжались с 25.12.1950 г. до начала марта 1951 г. При первых же стрельбах было 3 случая падения снарядов на дальностях от 1,5 до 3 км. Причиной этого были срывы стабилизаторов в результате разрыва их обтекателей по продольному сварному шву. Осмотр остальных снарядов, подготовленных к стрельбам, выявил трещины в швах обтекателей еще у нескольких снарядов. Это были явные дефекты производства, но их появление требовало принятия конструктивных мер, полностью исключающих возможность подобных аварий, могущих привести к поражению своих войск. Для этого передняя часть сварного обтекателя была заменена сплошным кольцом, которое принимало на себя растягивающие нагрузки, возникавшие при насадке стабилизатора на конический поясок камеры, обеспечивавший плотное соединение этих деталей. Все снаряды были доработаны таким образом и разрушение стабилизаторов было исключено.

Полученные результаты стрельб на максимальную дальность с БМ, имевшей спиральные направляющие длиной 4,5 м соответствовали заданным требованиям, что послужило основанием для проведения еще одного эксперимента с целью повышения качеств БМ. Выше отмечалось, что при длине направляющих 4,5 м перевозка орудийного расчета на БМ без перегрузки была невозможна. Существовало у такой БМ еще одно ограничение по условиям ее транспортировки - она не вписывалась в железнодорожный габарит "0". При укорочении направляющей на длину одной ее секции (до 3,16 м) оба эти ограничения снимались. Для проверки возможности такого усовершенствования БМ в процессе полигонных испытаний были проведены стрельбы с укороченных направляющих. Результаты по дальности и кучности стрельбы при укорочении направляющих не изменились, и их укоротили до 3,16 м. При полигонных испытаниях было получено 4 недолета, что потребовало новых мер для их устранения. Поскольку при эксплуатационных испытаниях были обнаружены разрушения бронировки переднего торца шашки вследствие различия коэффициентов теплового расширения металла и нитролинолеумной бронировки (растрескивание бронировки и отделение от нее металлической тарели, которое могло быть и причиной недолетов), пытались зафиксировать передний торец шашки нитролинолеумной шайбой аналогично заднему торцу.

Это долго не находило решения, так как из-за больших колебаний длины шашки (допуск на длину - 10 мм) и температурного ее расширения, доходящего при максимальном изменении температур до 16 мм, зазор между держателем воспламенителя и передним торцом шашки мог достигать 26 мм, а высота выступа фиксирующей шайбы составляла всего 20 мм. Чтобы обеспечить фиксацию без увеличения высоты выступа, по моему предложению, одобренному конструкторами, было применено плавающее кольцо, способное перемещаться вдоль оси снаряда внутри лапок держателя воспламенителя, охватывая выступ шашки при любой ее

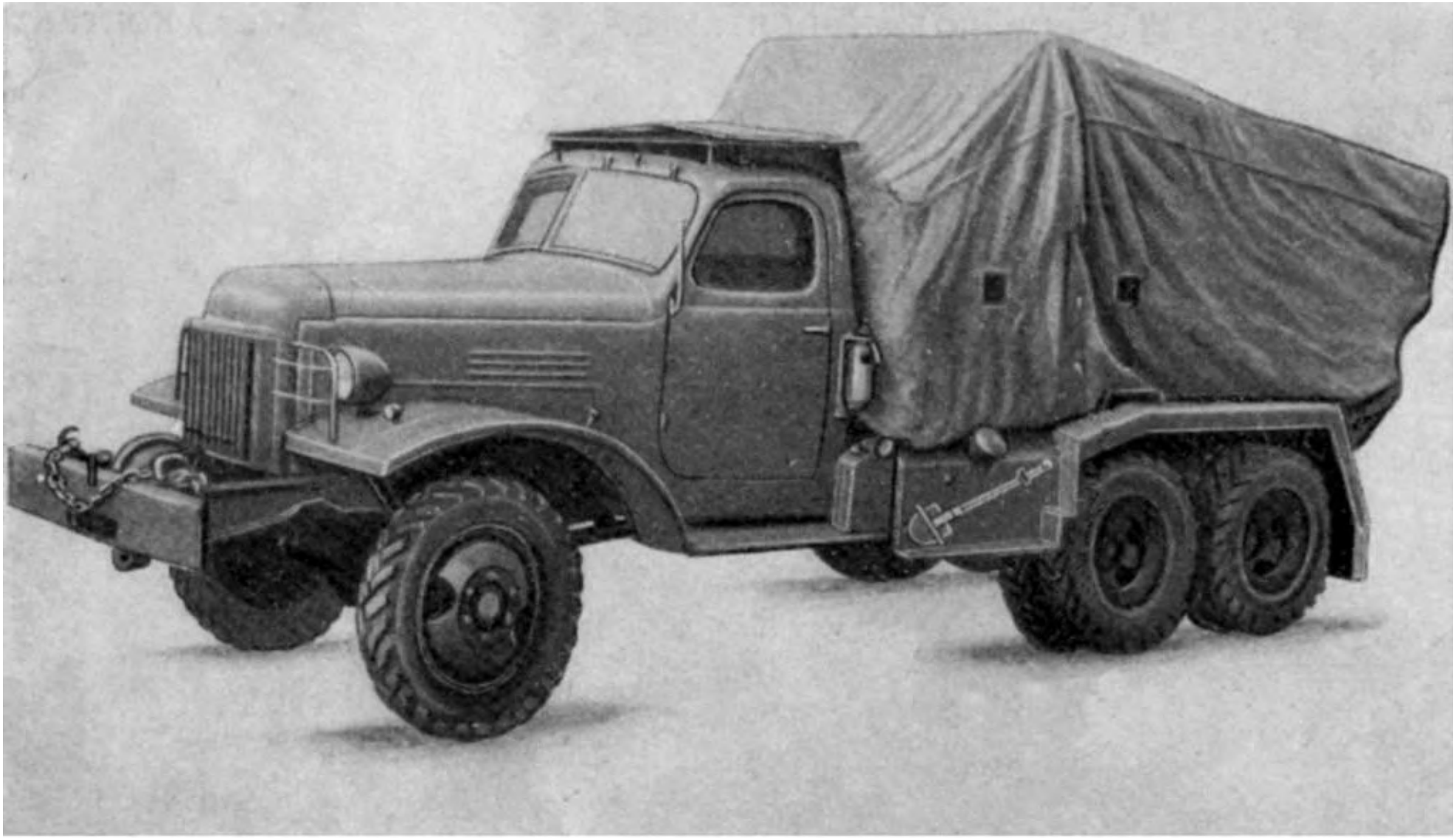
длине. Для регламентации перемещения кольцо имело на наружной поверхности штыри, которые входили в продольные прорези лапок держателя. При выстреле кольцо под действием сил инерции от линейного ускорения плотно прижималось к торцу заряда и надежно фиксировало его положение до конца горения. Последующие испытания показали, что в результате принятых мер сократилась частота недолетов и их величина уменьшилась с 1000-1500 до 600-800 м. По результатам стрельб на разных полигонах было решено применить в снаряде взрыватель В-377А с двумя установками на замедленное действие: малое (0,007-0,009 с) и большое (0,010-0,016 с) и установкой на мгновенное действие. ГАУ признало результаты полигонных испытаний удовлетворительными и представило систему МД-20 на войсковые испытания.

Войсковые испытания проведены в период с 15 ноября по 25 декабря 1951 г. на ГЦП. На испытания было подано 4 БМ и 450 снарядов со взрывателями. Произведено 419 выстрелов для решения различных боевых задач и все БМ испытаны пробегом на 2000 км. Испытания показали, что благодаря большой дальности стрельбы система может эффективно использоваться для подавления крупных площадных целей в глубине тактической зоны обороны противника (опорных пунктов во второй полосе обороны, групп тяжелых батарей, скопления мотомехчастей, станций снабжения, передовых аэродромов). БМ на походе оказалась устойчивой, обеспечила высокую проходимость, маневренность и удобство размещения орудийного расчета (2 человека в кабине и 6 - на сиденьях). Комиссия по проведению испытаний дала положительное заключение по их результатам, отметив полное соответствие системы ТТТ ГАУ, превышение кучности по дальности в 1,74 раза (1/174 вместо 1/100) и в боковом направлении в 1,3 раза (1/130 вместо 1/100), значительный шаг в увеличении дальнобойности полевой реактивной артиллерии и высокое фугасное действие, обеспечиваемое рационально выбранными параметрами снаряда и взрывателя, хорошую проходимость и маневренность на поле боя, и рекомендовала принять систему МД-20 на вооружение.

Система МД-20 по представлению Министерства обороны была принята на вооружение постановлением Совета министров СССР №4965-1936 от 22 ноября 1952 г. с присвоением наименований: снаряду - МД-20-Ф, взрывателю - ВД-20, боевой машине - БМД-20.

Создание системы МД-20 явилось важным шагом в развитии РСЗО повышенной дальности стрельбы. Система состояла на вооружении Советской Армии до замены ее системой М-21 "Град", принятой на вооружение в 1963 г.

Григорий Носовицкий
подполковник в отставке, кандидат технических наук



Боевая машина БМД-20 в походном положении на модифицированном шасси грузового автомобиля ЗиС-151А с лебедкой

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР

[redacted]

[redacted]

Экз. №1755

БОЕВАЯ МАШИНА БМД-20 (индекс 8У33)

[redacted]

РУКОВОДСТВО СЛУЖБЫ

(Издание второе)

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР
МОСКВА—1958

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Общие указания 5

Глава первая

БОЕВЫЕ ВЫСТРЕЛЫ К 152-*мм* ОРУДИЯМ НАЗЕМНОЙ И САМОХОДНОЙ АРТИЛЛЕРИИ

I. Общие сведения 9
1. Устройство выстрелов . . . . . —
2. Действие элементов выстрела в канале орудия при выстреле 10
3. Взаимозаменяемость выстрелов 11
4. Клеймение, окраска и маркировка боеприпасов . . . . . —
5. Укупорка боеприпасов 13

II. Перечень боевых выстрелов 14
1. Выстрелы к 152-*мм* гаубице обр. 1909/30 г. . . . . —
2. Выстрелы к 152-*мм* гаубицам обр. 1938 г. и 1943 г. 15
3. Выстрелы к 152-*мм* гаубице-пушке обр. 1937 г. и 152-*мм* пушке обр. 1910/34 г. . —
4. Выстрелы к 152-*мм* самоходной гаубице-пушке обр. 1937/43 г. 16
5. Выстрелы к 152-*мм* пушке обр. 1935 г. с углубленной нарезкой и уменьшенной каморой . . . . . —

Глава вторая

ЭЛЕМЕНТЫ БОЕВЫХ ВЫСТРЕЛОВ

I. Краткие сведения о взрывчатых веществах 17
1. Пороха . . . . . —
2. Бризантные взрывчатые вещества 20
3. Инициирующие взрывчатые вещества 22

II. Снаряды 24
1. Общие сведения . . . . . —
2. Осколочно-фугасная стальная гаубичная граната ОФ-530 . . . . . —
3. Осколочная гаубичная граната сталистого чугуна О-530А 29
4. Осколочно-фугасная пушечная граната ОФ-540 30
5. Осколочно-фугасная пушечная граната ОФ-551 31
6. Фугасная старая стальная гаубичная граната русского образца длиной 4 клб (Ф-533 и Ф-533У) и длиной 3,75 клб (Ф-533К и Ф-533Н) 32
7. Фугасная старая гаубичная граната сталистого чугуна французского образца длиной 3,2 клб Ф-533Ф 33
8. Бетонобойный гаубичный снаряд Г-530 34
9. Бронебойно-трассирующий остроголовый снаряд БР-540 35
10. Фугасная мортирная граната Ф-521 38

III. Взрыватели . . . . . —
1. Общие сведения . . . . . —
2. Взрыватель Д-1 39
3. Взрыватели РГМ, РГМ-2 и РГ-6 46
4. Взрыватели АД, АД-2 и АД-Н 53
5. Взрыватель КТД 57
6. Взрыватель МД-7 63

IV. Гильзы 66
1. Общие сведения . . . . . —
2. Гильзы к 152-*мм* гаубице обр. 1909/30 г., 152-*мм* гаубицам обр. 1938 г. и 1943 г., 152-*мм* гаубице-пушке обр. 1937 г. и 152-*мм* пушке обр 1910/34 г. . 67

Стр.

84
89
36. Выносная катушка 91
37. Разборка и сборка выносной катушки 96
38. Разборка и сборк электрооборудования . . . . . —

Глава VII. **Прицельные приспособления** . . . . . —
39. Консоль прицела 100
40. Прицел 103
41. Панорама 107
42. Разборка и сборка прицельных приспособлений 111
43. Освещение прицела и панорамы . . . . . —

Глава VIII. **Запасные части, инструмент и принадлежность** 112
44. Общие сведения 117
45. Принадлежность . . . . . —

Глава IX. **Боеприпасы** . . . . . —
46. Общие сведения 119
47. Устройство и действие снаряда 120
48. Маркировка, клеймение, окраска и укупорка снарядов МД-20-Ф 126
49. Назначение, устройство и действие взрывателя ВД-20 127
50. Клеймение и укупорка взрывателей 139

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

БОЕВАЯ СЛУЖБА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ БОЕВОЙ МАШИНЫ

Глава X. **Подготовка боевой машины к стрельбе и походу** . . . . . —
51. Общие указания . . . . . —
52. Осмотр боевой машины и проверка работы механизмов 130
53. Осмотр и проверка действия электрооборудования 132
54. Осмотр прицельных приспособлений 135
55. Проверка прицельных приспособлений 139

Глава XI. **Обращение с боевой машиной при стрельбе и на походе** . . . . . —
56. Перевод боевой машины из походного положения в боевое 140
57. Заряжание боевой машины 142
58. Наводка боевой машины . . . . . —
59. Производство стрельбы 144
60. Разряжание боевой машины . . . . . —
61. Перевод боевой машины из боевого положения в походное 145
62. Осмотр боевой машины на походе . . . . . —
63. Некоторые возможные неисправности боевой машины и способы их устранения 148

Глава XII. **Сбережение и хранение боевых машин** . . . . . —
64. Общие указания 149
65. Чистка и смазывание боевой машины 153
66. Хранение боевых машин 155

Приложения:
1. Основные тактико-технические данные боевой машины БМД-20 156
2. Основные данные фугасного реактивного снаряда МД-20-Ф . . . . . —
3. Ведомость инструмента и принадлежности к боевой машине БМД-20

Под наблюдением редактора инженер-полковника *Куштейко И. Г.*

Технический редактор *Стрельникова М. А.*

Сдано ... Корректор ...

ОГЛАВЛЕНИЕ

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

ОПИСАНИЕ УСТРОЙСТВА БОЕВОЙ МАШИНЫ И БОЕПРИПАСОВ К НЕЙ

Стр.

Глава I. **Общие сведения** 3
1. Назначение боевой машины . . . . . —
2. Устройство боевой машины . . . . . —
3. Указания по разборке и сборке боевой машины 6
4. Нумерация деталей 7

Глава II. **Направляющая, ферма и приспособление для заряжания** . . 9
5. Направляющая . . . . . —
6. Разборка и сборка направляющей 14
7. Снятие направляющих с фермы и установка их на ферму 16
8. Ферма с осью 17
9. Разборка и сборка фермы с осью 21
10. Приспособление для заряжания 24
11. Разборка и сборка приспособления для заряжания 25

Глава III. **Поворотная рама и подрамник** 27
12. Поворотная рама . . . . . —
13. Разборка и сборка поворотной рамы 29
14. Подрамник 31
15. Снятие и установка подрамника 33

Глава IV. **Поворотный и подъемно-уравновешивающий механизмы** . . . 34
16. Поворотный механизм . . . . . —
17. Разборка и сборка поворотного механизма . . . . . —
18. Поворотный механизм раннего изготовления 36
19. Подъемно-уравновешивающий механизм 39
20. Разборка и сборка подъемно-уравновешивающего механизма . . . 42

Глава V. **Специальное оборудование шасси боевой машины** 49
21. Сиденье с опорной стойкой . . . . . —
22. Снятие и установка сиденья 50
23. Защита кабины . . . . . —
24. Разборка и сборка защиты кабины 52
25. Защита бензобаков и бензоотстойника . . . . . —
26. Снятие и установка защиты бензобаков и бензоотстойника . . . —
27. Крылья и кронштейн для огнетушителя 54
28. Снятие и установка крыльев и кронштейна для крепления огнетушителя . . . . . —
29. Домкраты и кронштейны домкратов 55
30. Разборка и сборка домкратов 57

Глава VI. **Электрооборудование боевой машины** 60
31. Аккумуляторы . . . . . —
32. Электрические провода 62
33. Соединительная коробка 65
34. Переключатель (прибор ведения огня) 66
35. Разборка и сборка переключателя 80

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

ОПИСАНИЕ УСТРОЙСТВА БОЕВОЙ МАШИНЫ И БОЕПРИПАСОВ К НЕЙ

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. НАЗНАЧЕНИЕ БОЕВОЙ МАШИНЫ

Боевая машина БМД-20 предназначена для стрельбы 200-*мм* оперенными реактивными снарядами МД-20-Ф, обладающими мощным фугасным действием, на дальности до 19 *км*.

Боевая машина, заряженная четырьмя снарядами, может совершать марш до 600 *км* без дозаправки горючим.

Обладая большой маневренностью и скорострельностью, а также способностью в короткий срок открыть залповый огонь снарядами большой фугасной мощности, боевая машина может быть эффективно использована для:

— подавления и разрушения укреплений, опорных пунктов и узлов сопротивления противника;

— уничтожения и подавления артиллерийских и минометных батарей;

— уничтожения и подавления живой силы и техники противника в районах сосредоточения.

2. УСТРОЙСТВО БОЕВОЙ МАШИНЫ

Боевая машина состоит из артиллерийской части и шасси автомобиля ЗИЛ-151.

Артиллерийская часть боевой машины состоит из четырех направляющих, фермы с приспособлением для заряжания, поворотной рамы, подрамника, поворотного механизма, подъемно-уравновешивающего механизма, электрооборудования, прицельных приспособлений и специального оборудования шасси.

Направляющие *1* (рис. 1 и 2) предназначены для направления движения снаряда при выстреле.

Направляющие установлены на ферме в один ряд параллельно одна другой.

Ферма *5* представляет собой пространственную сварную конструкцию. Она установлена в подшипниках кронштейнов поворотной

рамы и вместе с направ... приспособление 2 для заряжания. машины. На ферме установлено

Поворотная рама *22* с установленными на ней фермой, направляющими, поворотным и подъемно-уравновешивающим механизмами

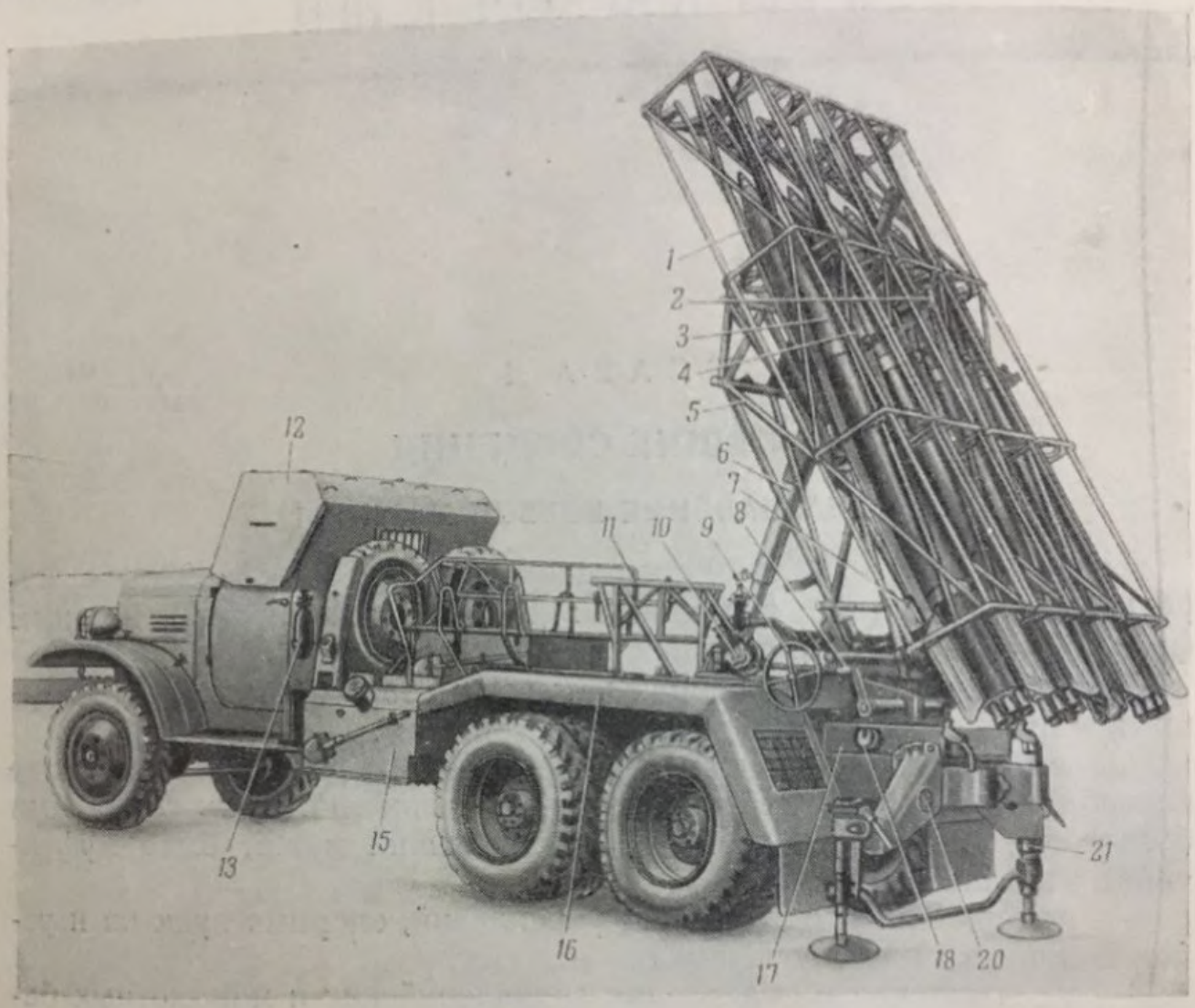


Рис. 1. БМД-20 в боевом положении:

1 — направляющая; *2* — приспособление для заряжания; *3* — 200-*мм* фугасный реактивный снаряд МД-20-Ф; *4* — контакты направляющей; *5* — ферма; *6* — подъемно-уравновешивающий механизм; *7* — контрольная площадка; *8* — поворотный механизм; *9* — привод подъемного механизма; *10* — прицельные приспособления; *11* — сиденье с опорной стойкой; *12* — защита кабины; *13* — огнетушитель; *15* — защита бензобака; *16* — крыло; *17* — подрамник; *18* — розетка для освещения прицельных приспособлений; *20* — указатель поворота левый; *21* — домкрат

и прицельными приспособлениями представляет собой вращающуюся часть боевой машины. Поворотная рама установлена на подрамнике и при вращении перемещается своими платиками по платикам подрамника.

Подрамник *17* служит основанием артиллерийской

ния качающейся части.

Электрооборудование служит для воспламенения порохового з ряда снаряда; оно состоит из двух аккумуляторных батарей ти 5НКН-45, переключателя, соединительной коробки, контактов н правляющих, проводов и выносной катушки.

Электрический ток от аккумуляторных батарей подается к пе ключателю, установленному в кабине боевой машины, а от него проводам (поочередно) к контактам направляющих. С контакт

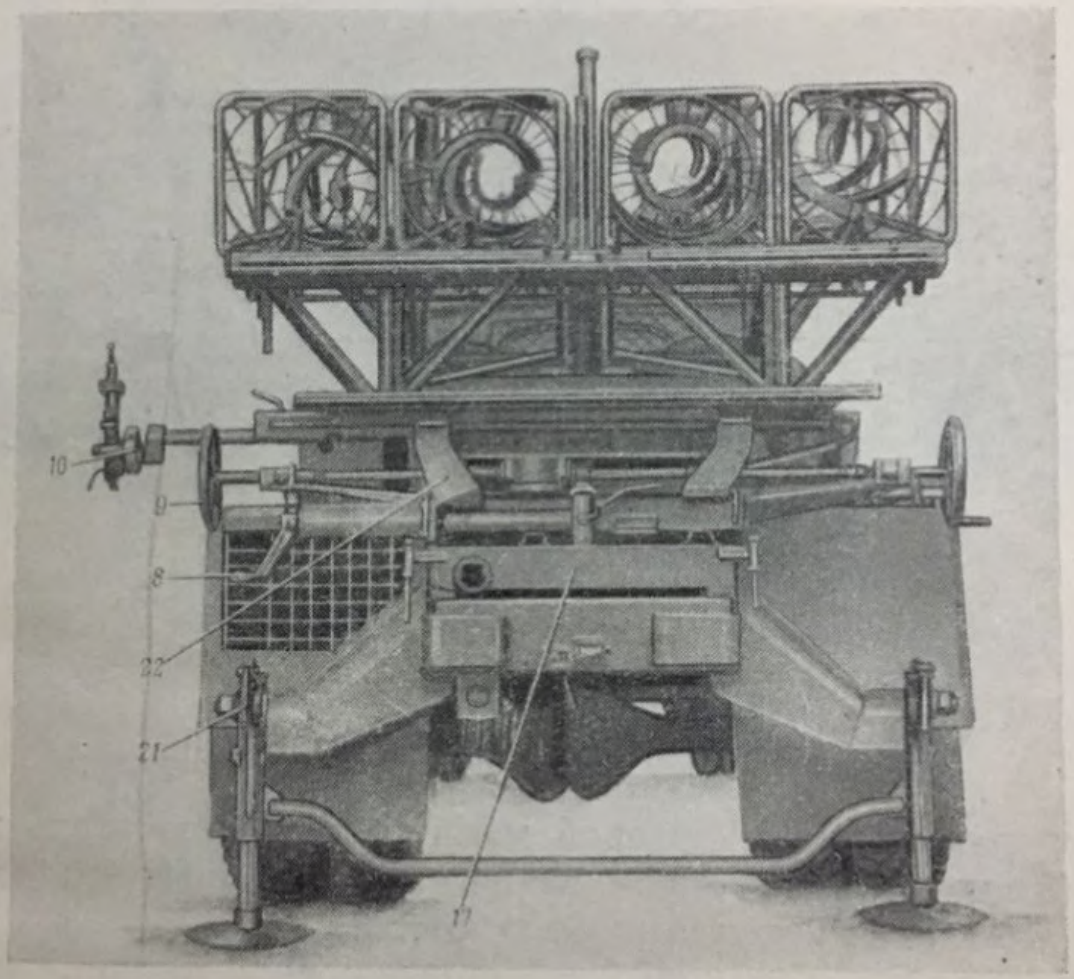


Рис. 2. БМД-20 (вид сзади):
— поворотный механизм; *9* — привод подъемно-уравновешивающего механизма; *10* — цельные приспособления; *17* — подрамник; *21* — домкрат; *22* — поворотная рама

направляющих ток поступает на контакты свечей снаряда, в резу тате чего происходят воспламенение порохового заряда в снар и выстрел.

Выносная катушка

Защита кабины предохраняет кабину и находящийся в ней расчет от воздействия газовой струи снаряда при выстреле. Домкраты *21*, разгружая рессоры задних мостов шасси, придают устойчивость боевой машине при стрельбе. На сиденьи *11* размещается шесть человек расчета боевой машины. В ящиках сиденья помещаются аккумуляторные батареи, выносная катушка, панорама, запасные части, инструмент и принадлежность.

Рис. 3. БМД-20 в походном положении

Артиллерийская часть боевой машины, переключатель и прицел для предохранения их от пыли, грязи и атмосферных осадков закрываются брезентовыми чехлами (рис. 3).

Основные тактико-технические данные боевой машины приведены в приложении 1.

Описание устройства шасси боевой машины дано в описании автомобиля ЗИЛ-151.

3. УКАЗАНИЯ ПО РАЗБОРКЕ И СБОРКЕ БОЕВОЙ МАШИНЫ

Полная разборка артиллерийской части боевой машины производится при капитальном ремонте.

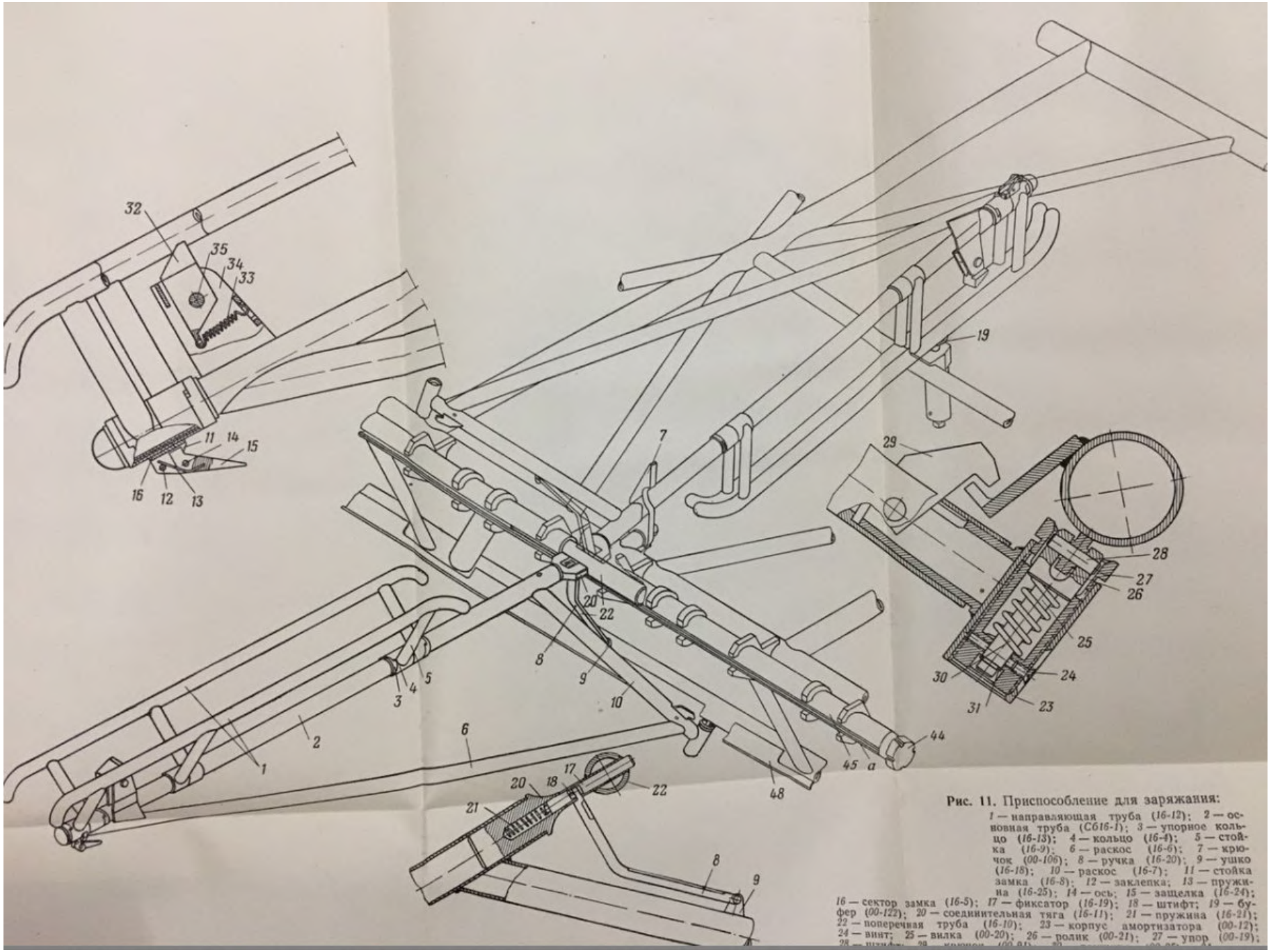


Рис. 11. Приспособление для заряжания:

1 — направляющая труба (*16-12*); *2* — основная труба (*СБ16-1*); *3* — упорное кольцо (*16-13*); *4* — кольцо (*16-4*); *5* — стойка (*16-9*); *6* — раскос (*16-6*); *7* — крючок (*00-106*); *8* — ручка (*16-20*); *9* — ушко (*16-18*); *10* — раскос (*16-7*); *11* — стойка замка (*16-8*); *12* — заклепка; *13* — пружина (*16-25*); *14* — ось; *15* — защелка (*16-24*); *16* — сектор замка (*16-5*); *17* — фиксатор (*16-19*); *18* — штифт; *19* — буфер (*00-122*); *20* — соединительная тяга (*16-11*); *21* — пружина (*16-21*); *22* — поперечная труба (*16-10*); *23* — корпус амортизатора (*00-12*); *24* — винт; *25* — вилка (*00-20*); *26* — ролик (*00-21*); *27* — упор (*00-19*);

Штырь *14* отрицательных пластин и пластины изолированы от корпуса. Отрицательные пластины соединены между собой параллельно и имеют общий зажим *13*. На крышке корпуса аккумулятора нанесен условный знак отрицательного полюса (—).

В крышке имеется горловина *11* для заливки электролита; в горловину ввинчена пробка *10*. Внутри пробки имеется отверстие для выхода газов, перекрываемое резиновым кольцом, надетым на шейку пробки.

Электролит для щелочных аккумуляторов применяется двух видов: летний и зимний.

Основные данные батареи аккумуляторов 5НКН-45

Нормальное напряжение	6,25 *в*
Номинальная разрядная емкость	45 *а-ч*
Нормальный разрядный ток	5,65 *а*
Количество электролита	2,25 *л*
Общий вес батареи	17,0 *кг*

При эксплуатации аккумуляторов, сбережении их и уходе за ними необходимо руководствоваться инструкцией по уходу за щелочными кадмиево-никелевыми аккумуляторами.

32. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРОВОДА

Электрические провода боевой машины служат для передачи электрического тока от батареи аккумуляторов *2* (рис. 28) через переключатель *1*, соединительную коробку *11*, электроблокировочное устройство замков *7* и контакты *6* направляющих к контактам свечей снарядов.

Электрическая проводка боевой машины состоит из пяти участков.

1-й участок. От положительного полюса батареи аккумуляторов провод *3* идет к переключателю. От переключателя провод *5* идет к сиденью и присоединяется болтом *21* к стенке ящика сиденья на «массу». Отрицательный полюс батареи аккумуляторов также присоединяется на «массу» к болту *21* проводом *4*. Провода *3* и *5* помещены в металлорукаве *20*, проходящем через вырез в полу кабины, отверстия в швеллере подрамника и ящике сиденья.

2-й участок. От переключателя к соединительной коробке идут четыре провода, помещенные в металлорукав *18*, проходящий через вырезы в полу кабины и подрамнике и через отверстия в поворотной раме.

3-й участок. От соединительной коробки *11* (рис. 28 и 29) проходят четыре провода по соединительной трубе *9* и далее через ось фермы, продольную трубу и подкос в поперечную трубу фермы. В поперечной трубе фермы провода разветвляются и выходят через штуцера по медным трубкам *8* к замкам *7* направляющих.

Провода [illegible] стеклянного волок-

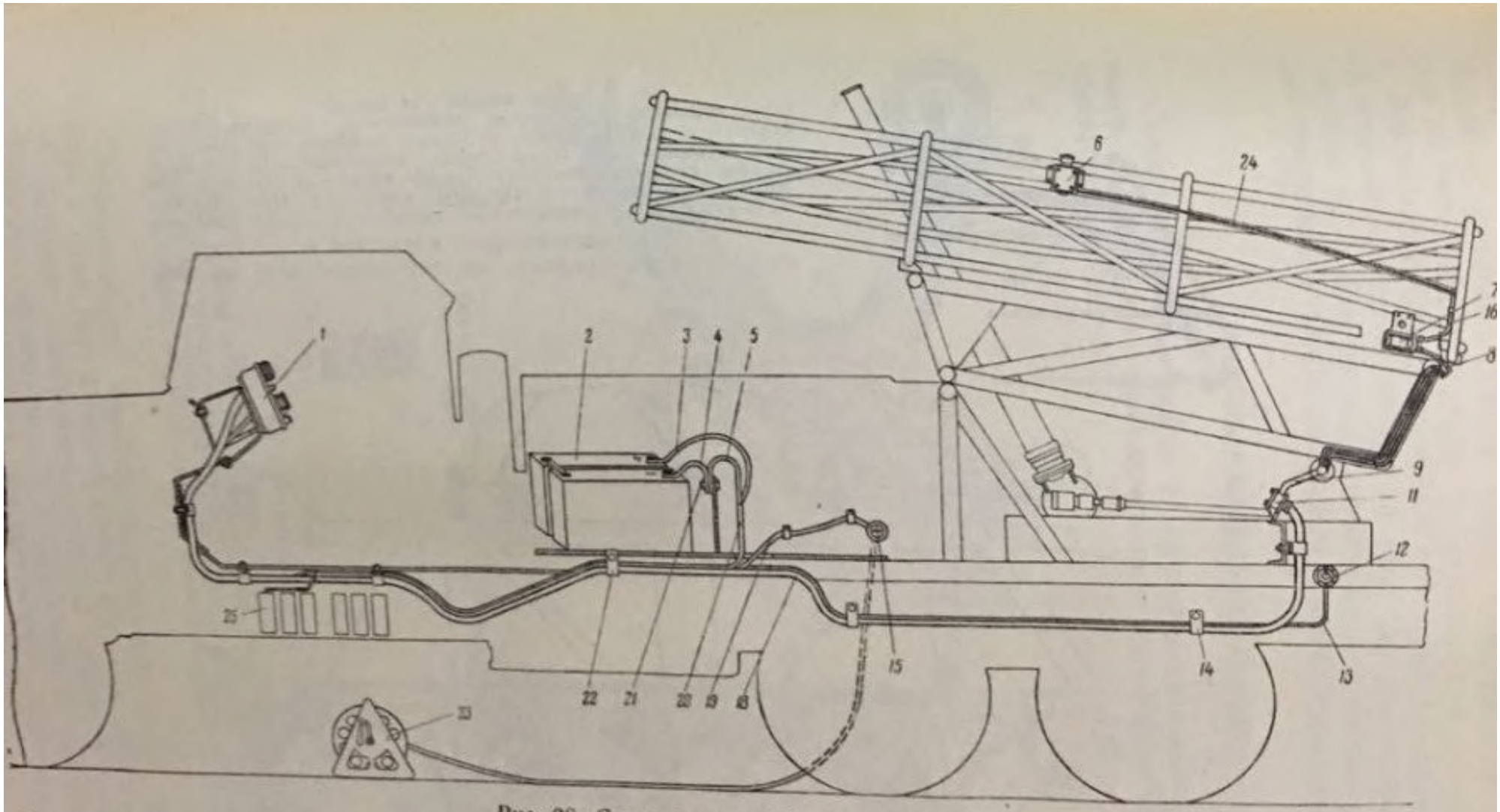


Рис. 28. Схема электрооборудования:

1 — переключатель (8У03); 2 — батарея аккумуляторов типа 5НКН-45; 3 — провод; 4 — провод; 5 — провод; 6 — контакт (Сб03-12); 7 — за-
мок (Сб03-9); 8 — трубка (Сб07-8); 9 — соединительная трубка (Сб07-9); 11 — соединительная коробка (Сб07-2); 12 — розетка (Сб07-13); 13 — ме-
таллорукав с проводом (Сб07-11); 14 — скоба (07-29); 15 — розетка штеккера $\left(\frac{Сб018}{8У012}\right)$; 16 — трубка (Сб03-14); 18 — нижний металлорукав (Сб07-3);
19 — металлорукав от розетки штеккера к переключателю (Сб07-7); 20 — металлорукав от батареи аккумуляторов
21 — болт; 22 — скоба (07-28); 23 —

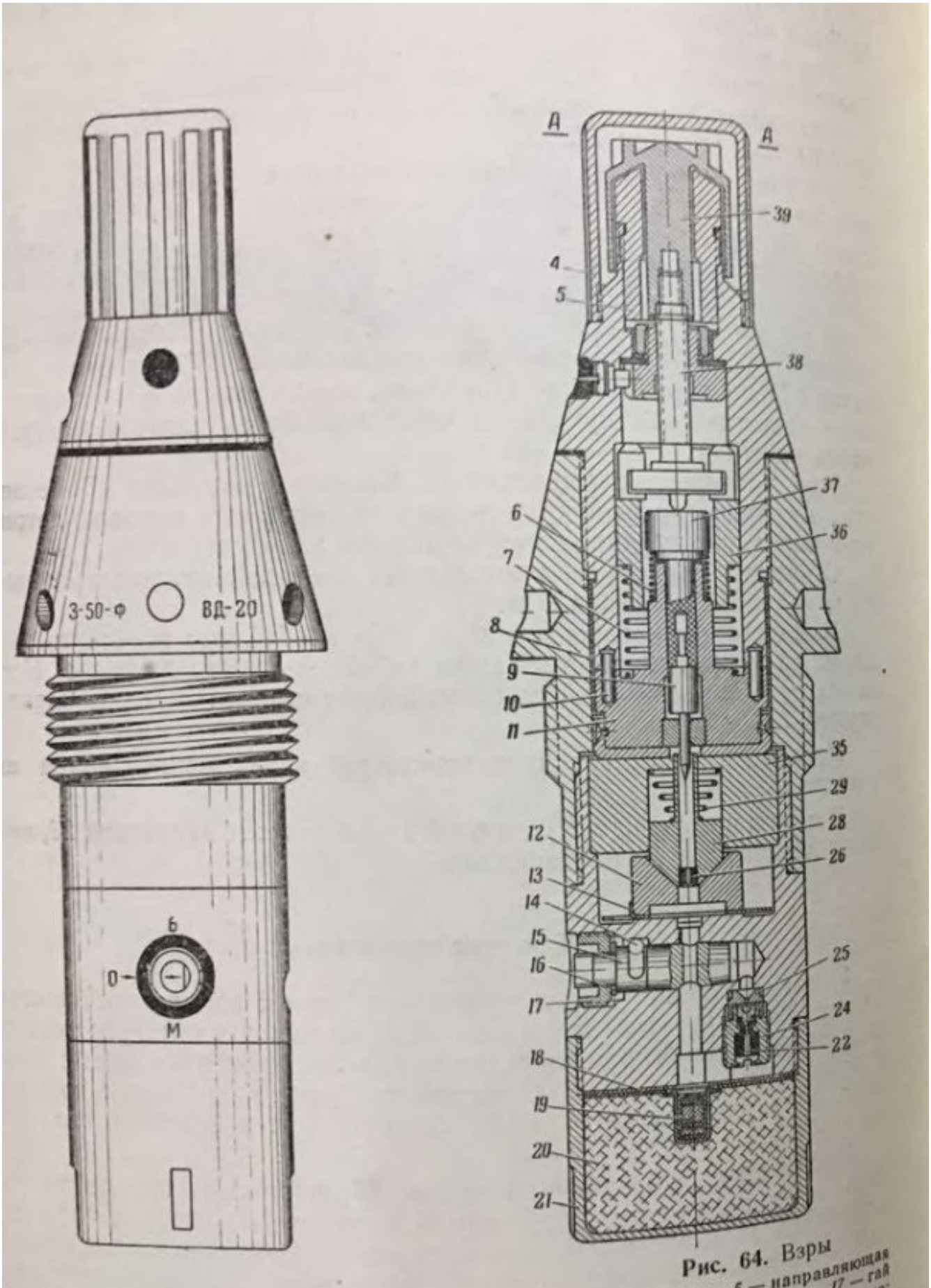
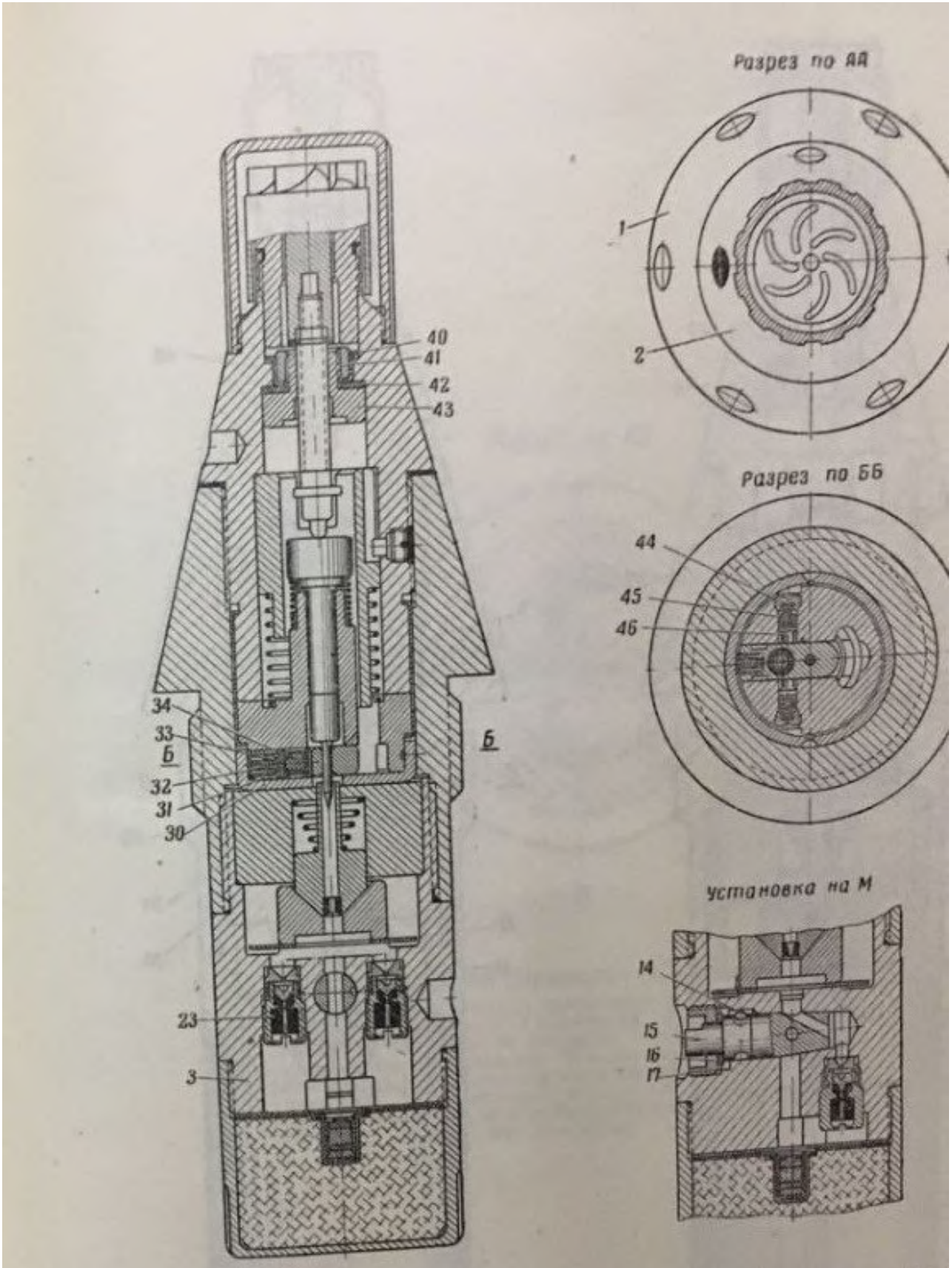


Рис. 64. Взры

1 — корпус; 2 — головка; 3 — втулка; 4 — предохранительный колпачок; 5 — направляющая втулка; 12 — бокобойная шайба; 13 — звездка; 14 — шарик; 15 — кран; 16 — колечко; 17 — гай замедлитель; 23 — большой замедлитель; 24 — втулка замедлителя; 25 — втулка-регулятор; жок; 32 — пружина; 33 — втулка; 34 — капсюль-воспламенитель; 35 — втулка ударника; 36 — 42 — прокладка; 43 — втулка.



ватель ВД-20:

втулка; 6 — пружина; 7 — пружина; 8 — рубашка; 9 — жало; 10 — шпилька; 11 —
ка крана; 18 — прокладки; 19 — капсюль-детонатор; 20 — шашка; 21 — стакан; 22 —
26 — пороховой усилитель; 28 — инерционный ударник; 29 — пружина; 30 — чашка; 31
оседающая втулка; 37 — ударник; 38 — ударный стержень; 39 — ветрянка; 40 — конт
44 — гайка; 45 — пружина; 46 — стопор

партии и год сборки снаряда, ... завода или завода, производившего сборку снаряда.

Кроме маркировки, на корпусах головной и ракетной частей имеются клейма. Клейма выбиваются на механических заводах, изготовляющих корпуса головных и ракетных частей снарядов.

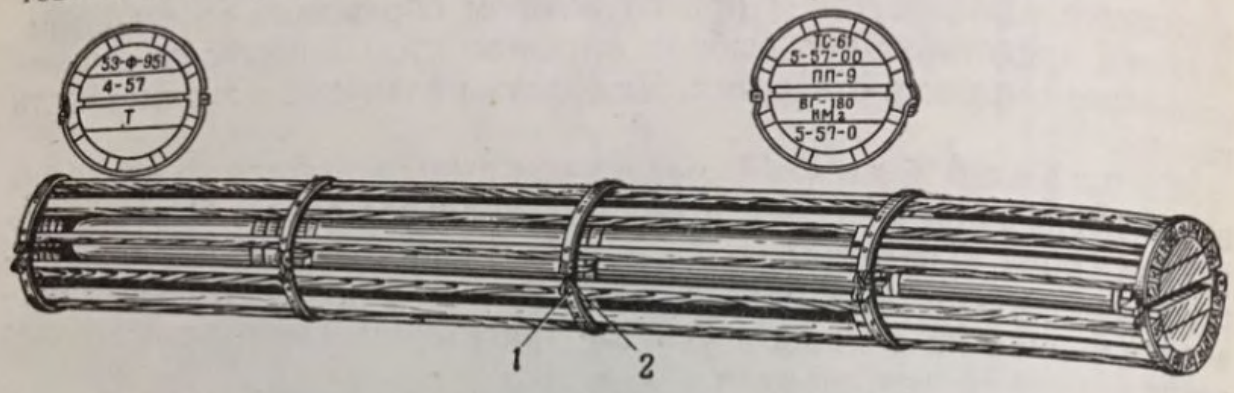


Рис. 63. Укупорка и маркировка укупорки для снаряда МД-20-Ф:
1 — чека замка; *2* — болт замка

На торцовых стенках укупорки нанесена маркировка, образец которой показан на рис. 63.

Для предохранения от коррозии снаряд окрашен серо-дикой масляной краской.

Хранятся и перевозятся снаряды только в укупорке (рис. 63). Чтобы вынуть снаряд из укупорки, надо выдернуть пять чек, откинуть болты и открыть верхнюю половину укупорки. Для облегчения выдергивания чек в ЗИП боевой машины имеется специальный ломик.

49. НАЗНАЧЕНИЕ, УСТРОЙСТВО И ДЕЙСТВИЕ ВЗРЫВАТЕЛЯ ВД-20

Головной взрыватель ВД-20 (рис. 64) предназначен для обеспечения разрыва снаряда у цели.

Взрыватель может быть установлен на три различные установки: «О» — на мгновенное действие, «М» — на малое замедление и «Б» — на большое замедление.

Взрыватель состоит из ударного механизма мгновенного действия с предохранительным устройством, ударного механизма инерционного действия, установочно-замедлительного и детонирующего устройств.

Ударный механизм мгновенного действия с предохранительным устройством расположен в головке *2* (рис. 64) с ввинченной в нее направляющей втулкой *5* и состоит из ветрянки *39*, ударного стержня *38*, втулки *43*, контрпредохранителя *40*, гайки *41*, ударника *37* с жалом *9*, пружины *6*, оседающей втулки *36*, пружины *7*, опорной втулки *11*, движка *31*, чашки *30*, пружины *29*

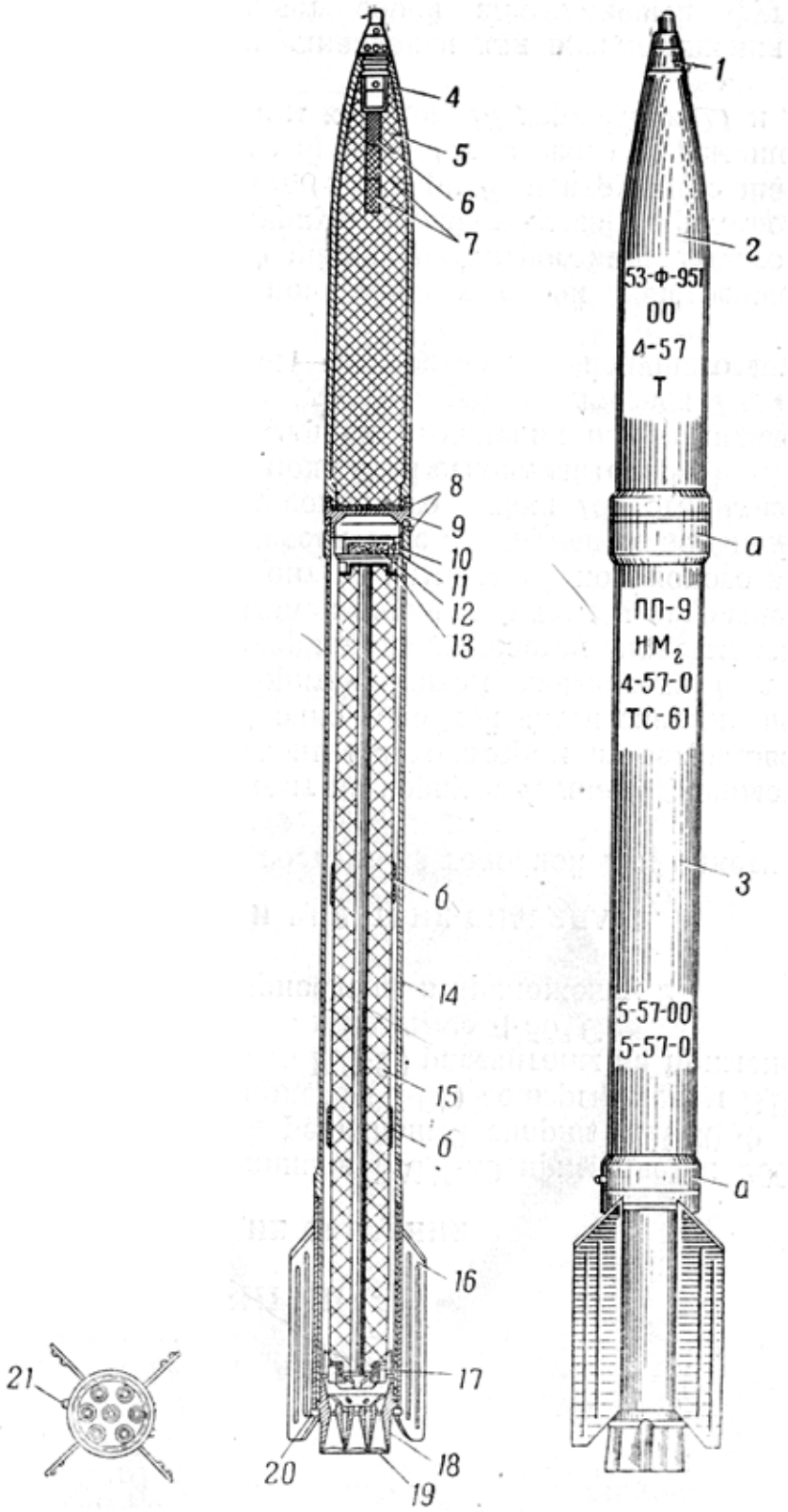
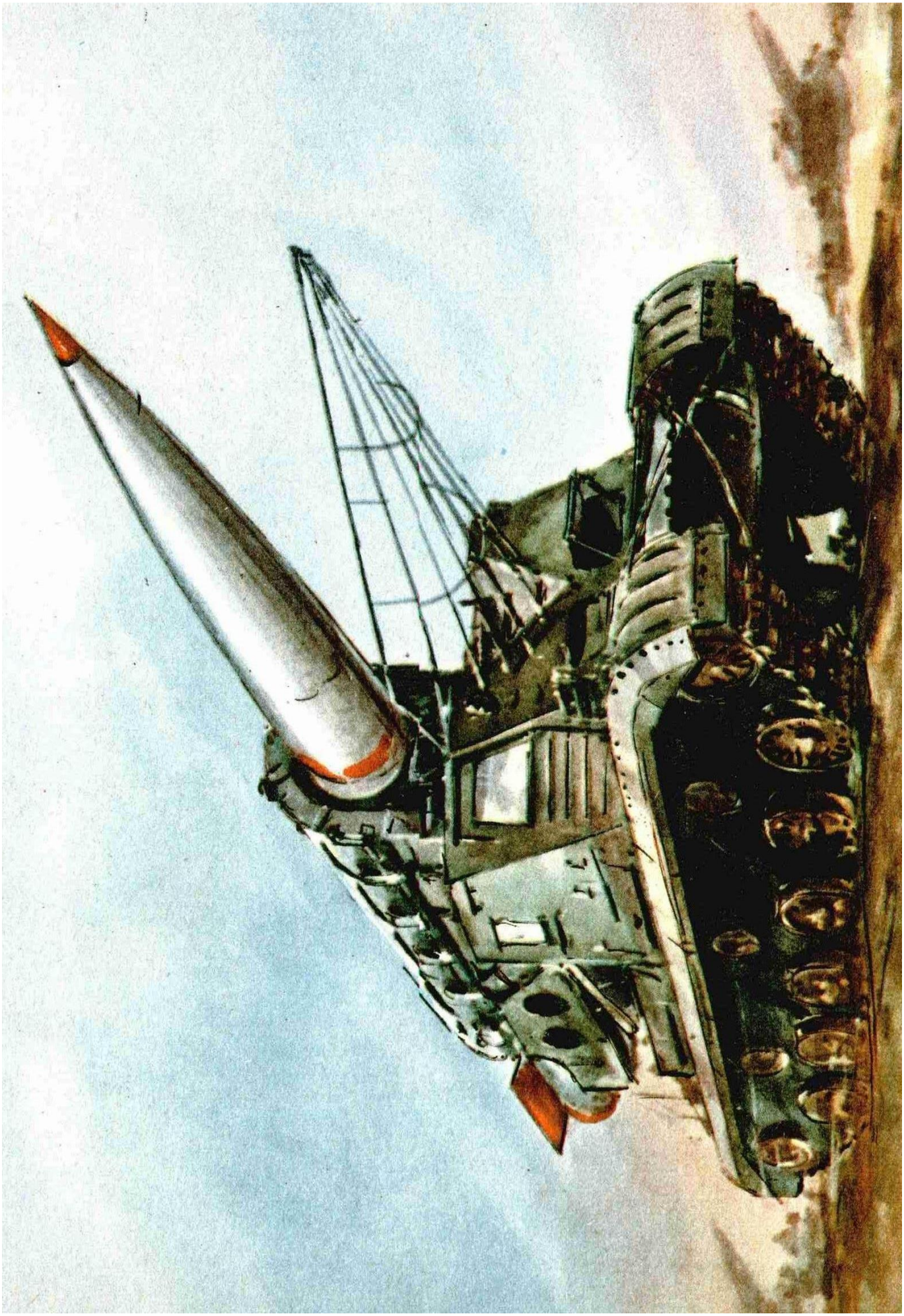


Рис. 62. 200-*мм* фугасный реактивный снаряд МД-20-Ф:

1 — взрыватель; *2* — головная часть; *3* — ракетная часть; *4* — корпус головной части; *5* — разрывной заряд; *6* — тетриловая шашка; *7* — тротиловая шашка; *8* — стопорный винт; *9* — дно; *10* — свеча; *11* — держатель; *12* — воспламенитель; *13* — центрующее кольцо; *14* — камера; *15* — пороховой заряд; *16* — стабилизатор; *17* — диафрагма; *18* — сопловой блок; *19* — герметизирующая тарель сопла; *20* — упорное кольцо; *21* — ведущий штифт

а — центрующее утолщение *б* — пороховые сухари