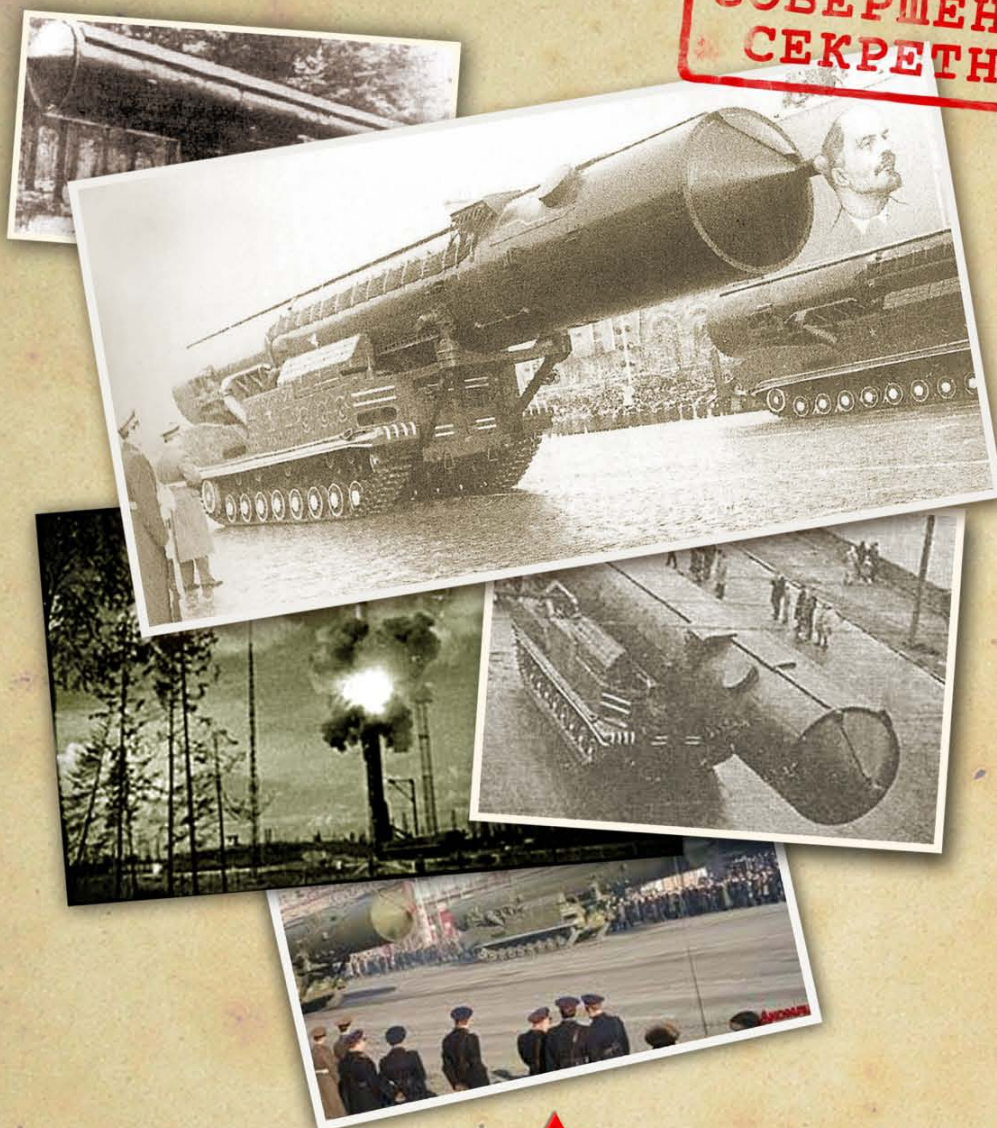


М.Пашнев, С.Ярцев, М.Черепеня

СОВЕРШЕННО
СЕКРЕТНО



РАКЕТНАЯ СИСТЕМА РТ-20 П



М.Пашнев, С.Ярцев, М.Черепеня

РАКЕТНАЯ СИСТЕМА

РТ-20П

Издание второе, дополненное

«Альтернатива»

2014 г.

“Ракетная система РТ-2ОП представляет собой компиляцию из открытых источников, подготовленную авторским коллективом единомышленников, объединенных интересом к истории ракетной техники. В книге рассматривается судьба созданного в Советском Союзе в 1960-е годы первого в мировой практике подвижного боевого ракетного комплекса РТ-2ОП с межконтинентальной баллистической ракетой 8К99. Приведены его характеристики, фотографии и схемы, дается общее описание функционирования основных систем. Издание не претендует на всю полноту охвата изучаемого вопроса, но все же призвано устранить имеющиеся белые пятна в истории отечественной ракетной техники, в связи с чем авторы решили не жертвовать объемом и привести практически всю доступную на сегодняшний день информацию по данному комплексу.

При подготовке книги к изданию использовались материалы, опубликованные в открытых источниках из различных стран мира. Издание рассчитано на широкий круг читателей и может быть полезным как историкам, так и специалистам, занимающимся ракетным вооружением.

Предисловие

Общий замысел этой книги возник у авторов, проживающих в соседних странах – России и Украине – не случайно. Ведь эти страны ещё в совсем недавнем прошлом - союзные республики в составе Союза Советских Социалистических Республик, СССР (поэтому аббревиатуры РСФСР или УССР - Российская Советская Федеративная Социалистическая Республика и Украинская Советская Социалистическая Республика, соответственно - будут встречаться в книге и в дальнейшем). А объединяет их не только общая история развития и традиции братских народов, но и общие этапы создания и функционирования механизма единых промышленно-экономических связей, развития технологий и производственной базы.

В системе военно-промышленного комплекса, создававшегося для обеспечения безопасности Советского Союза, РСФСР и УССР объективно обладали наиболее мощным научно-техническим, промышленно-технологическим и людским потенциалом среди всех других республик, входивших в состав СССР, поэтому неудивительно, что именно на их территориях в основном и сосредоточилась большая часть научно-исследовательских и образовательных учреждений, промышленных и испытательных объектов, составлявших основу военно-промышленного комплекса СССР и осуществлявших свою деятельность в его интересах.

Среди этих учреждений и объектов были и те, которые, «благодаря» неумолимой логике «холодной войны», в 60-е годы прошлого века оказались вовлечены в разработку, создание и испытания принципиально нового, не имевшего прежде аналогов в мире, вида оружия - подвижных наземных боевых ракетных комплексов с баллистическими ракетами межконтинентальной дальности действия, одному из которых и посвящена данная книга.

Выбор истории создания подвижного ракетного комплекса 15П699 (известного на Западе как SS-X-15 Scrooge) с МБР РТ-20П (8К99) в качестве темы этой книги не случаен – ведь именно этот БРК, хотя и не поступивший в силу ряда причин на вооружение РВСН СССР, стал первым комплексом межконтинентальной дальности действия, воплощенным в «металле» и доведенным до этапа летных испытаний. Его разработка сыграла значительную роль не только в смысле приобретения опыта в области твердотопливной тематики в ракетостроении, но и в развитии боевой ракетной техники в СССР в целом. Проверенные в натурных условиях конструкторские и технологические решения были в дальнейшем с успехом использованы при разработке новых поколений боевых ракет на жидком и твердом топливе, некоторые из которых стали классикой мирового ракетостроения, намного опередив свое время. Благодаря приложенным усилиям, таланту ученых, инженеров, рабочих и военных испытателей, Советский Союз занимал лидирующие мировые позиции в создании подвижных наземных БРК с МБР, причем как грунтовых, так и железнодорожного базирования. Другой сверхдержаве - Соединенным Штатам Америки - в итоге, несмотря на целый ряд попыток, так и не удалось создать серийно ни одного подвижного БРК с МБР.

Создание и постановка на вооружение подвижных БРК с МБР самым серьезным образом отразились на качественном повышении боевых возможностей РВСН СССР и неудивительно, что эти комплексы становились объектом самого пристального внимания «заокеанских партнеров» при подготовке различных совместных договоров по ограничению и сокращению стратегических наступательных вооружений.

Распад СССР негативно сказался на работе по созданию перспективных подвижных БРК с МБР, но, несмотря на все трудности, новые комплексы успешно создаются и принимаются на вооружение уже в Российской Федерации. В современной структуре стратегических ядерных сил России роль подвижных грунтовых БРК с МБР очень велика.

Авторы надеются, что данная книга займет свое достойное место в ряду книг, посвященных истории создания советских подвижных и стационарных боевых ракетных комплексов с ракетами различной дальности действия.

Эта книга, как и любая другая книга, не лишена неточностей и недочетов, поэтому её авторы просят уважаемых читателей - при обнаружении ошибок или при наличии каких-либо интересных, ранее неучтенных материалов по данной теме сообщить об этом по указанному электронному адресу: its-my-e-mail-box@yandex.ru

Список сокращений, используемых в тексте

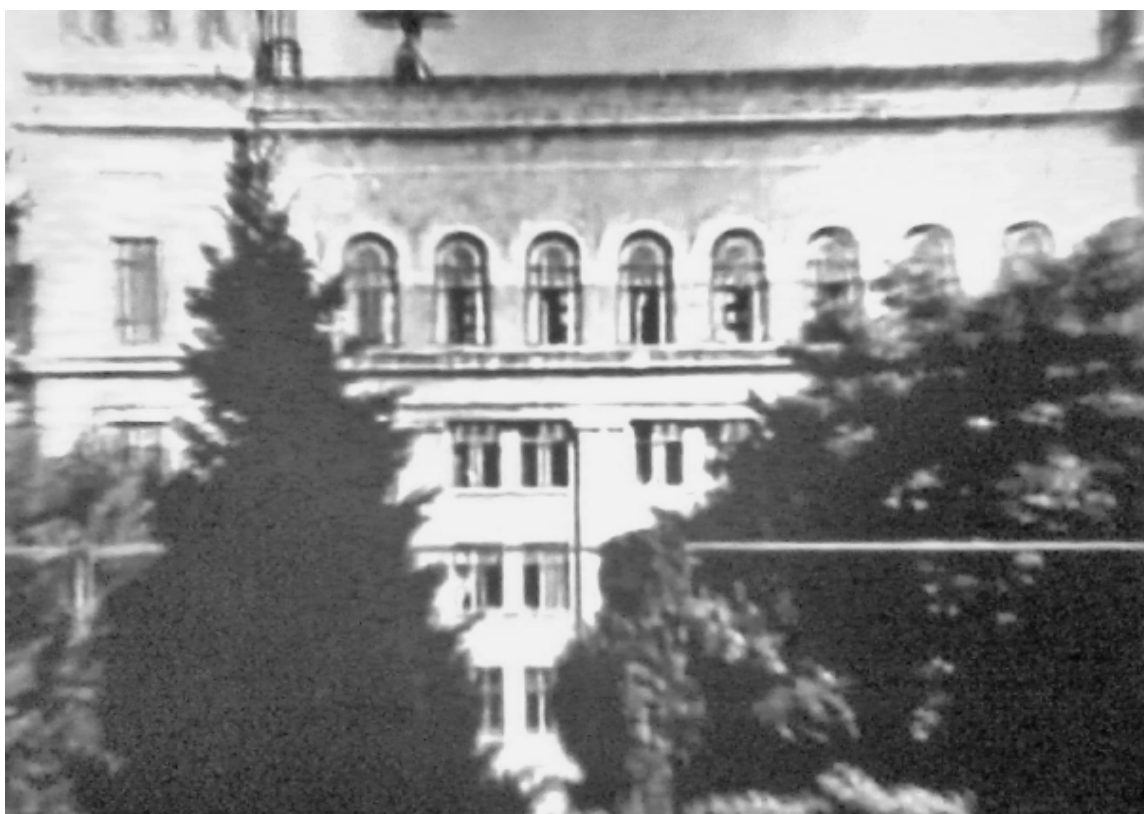
БКС - бортовая кабельная сеть
БРДД - баллистическая ракета дальнего действия
БРК - боевой ракетный комплекс
БРПЛ - баллистическая ракета подводных лодок
БРСД - баллистическая ракета средней дальности
ВР - временное реле
ГРАУ - Главное ракетно-артиллерийское управление Министерства обороны
ГСП - гиросtabilизированная платформа
ГЧ - головная часть
ДУ - двигательная установка
ЖРД - жидкостный ракетный двигатель
ИСЗ - искусственный спутник Земли
КА - космический аппарат
КС - камера сгорания
ЛЛЦ - легкие ложные цели
МБР - межконтинентальная баллистическая ракета
МПП - машина подготовки позиции (стартовой)
НИР - научно-исследовательская работа
НП - наблюдательный пункт
ОКР - опытно-конструкторская работа
ПАД - пороховой аккумулятор давления
ПБР - плата бортовых разъемов
ПБРК - подвижный боевой ракетный комплекс
ПГРК - подвижный грунтовой ракетный комплекс
ПГС - пневмогидравлическая система
ПУ - пусковая установка
РВСН - Ракетные Войска Стратегического Назначения
РДТТ - ракетный двигатель на твердом топливе
СЛИ - совместные летные испытания
СОБ - система (одновременного) опорожнения баков
СП - стартовая позиция
СП ПРО - система преодоления противоракетной обороны (противника)
СПУ - самоходная пусковая установка
СУ - система управления
ТНА - турбонасосный агрегат
ТПК - транспортно-пусковой контейнер
ТТЗ - тактико-техническое задание
ТТХ - тактико-технические характеристики



Часть 1
Начало работ



Завод №586



ОКБ-586 расположенное на территории завода №586

Первые проектные проработки в руководимом М.К.Янгелем ОКБ-586 (располагавшемся на территории завода № 586, в г.Днепропетровске, УССР) по использованию твердотопливных двигателей в качестве энергетических установок БР относятся к 1958 году. Толчком к началу работ над твердотопливными ракетами стала информация о разработке в США силами корпорации Boeing и субподрядчиков новой трехступенчатой МБР с РДТТ Minuteman 1А.



Конструкторы ОКБ-586 за работой

Поскольку создать в то время собственную ракету со стартовой массой 30 т (при массе головной части 0,5 т) и с предполагаемой дальностью полета до 10000 км, как у Minuteman IA (на деле же дальность полета данной ракеты по различным данным составляла 7000 - 9000 км, достигнув искомой величины лишь на следующей модификации - Minuteman IB), было невозможно, то первоначальные усилия проектантов отдела № 3 ОКБ-586 были направлены на комплексный сравнительный анализ баллистической эффективности различных компоновочных схем перспективных твердотопливных ракет, проработку наиболее эффективных конструкторских вариантов зарядов твердого топлива, а также на поиски смежных организаций, которые могли бы взяться за разработку топлив и зарядов для маршевых РДТТ, и налаживание контактов с ними.

Помимо технических, одной из основных была проблема создания в Днепропетровском регионе СССР производственной и испытательной баз для разработки твердотопливных двигателей. При этом главными условиями решения этой проблемы были: наличие химического предприятия по производству твердых топлив или взрывчатых веществ, производственных площадей для создания механосборочного участка и свободной территории для строительства огневого стенда. Для этих целей наиболее приемлемой оказалась территория артиллерийского полигона СКБ-10 Государственного Комитета по Оборонной Технике, расположенного в г. Павлограде, вблизи Днепропетровска. Рядом также находился большой химический завод №55, то есть имелись реальные перспективы для создания компактно расположенного центра по разработке твердотопливных ракет.

Артиллерийский полигон в Павлограде был организован в 1931 г. для проведения контрольных испытаний артиллерийских боеприпасов. В 1956 г. на его базе было организовано Специальное конструкторское бюро — СКБ-10 — для разработки бронебойного противотанкового специального активно-реактивного выстрела. Начальником СКБ-10 был назначен С. Д. Бадоев. После всестороннего изучения проблемы совместно с руководством завода №55 и СКБ-10 с участием полномочных представителей ОКБ-586 Б. Е. Андреева и Л. А. Черникова 28 июня 1960 г. в ГКОТ было направлено письмо за подписями М. К. Янгеля и директора завода №586 Л. В.

Смирнова, в котором обрисовывались перспективы развития будущего так называемого «Павлоградского твердотопливного куста»:

«В целом схема организации научно-исследовательских работ по разработке РДТТ представляется следующим образом: СКБ-10, переводимое в систему 7-го Главного управления ГКОТ, осуществляет на правах головной организации проектную и экспериментальную разработку двигателей в целом, а завод № 55, остающийся в системе Днепропетровского совнархоза, выступает как смежник СКБ-10 в части производства топлив, изготовления и снаряжения двигателей и работает под техническим руководством СКБ-10 и отдельных ведущих организаций.

При этой схеме в одном географическом месте создается замкнутый цикл по разработке и производству двигателей твердого топлива, при котором наиболее опасная часть его, связанная с производством топлив и снаряжением двигателя, оказывается удаленной от места сборки и испытаний двигателей...

...что касается разработки и производства самих ракет, то никакой возможности приблизить их к месту производства двигателей практически не имеется, так как в окрестностях г. Павлограда отсутствует необходимая производственно-техническая база, на основе которой могло бы быть создано современное ракетное производство.

Поэтому комплекс работ по разработке самих ракет твердого топлива и их производство необходимо осуществлять на базе ОКБ и завода №586, для чего в составе ОКБ должен быть создан специальный филиал (по типу КБ-4) численностью не менее 150-200 ИТР, а в составе завода — соответствующее экспериментально-сборочное производство».

В конце письма выражалось пожелание об организации, для более грамотного решения проблемы, специальной комиссии ГКОТ с привлечением ведущих специалистов НИИ-6, ГИПХ, НИИ-125, ГСПИ-4, НИИ-13, НИИ-571, НИИ-88, а также представителей ОКБ и завода № 586, филиала ГСПИ-7, СКБ-10 и завода № 55.

Предложение было незамедлительно принято и реализовано. Уже 14 июля 1960 г. все рекомендации созданной рабочей бригады под руководством В. М. Ковтуненко с участием Б. Е. Андреева и Л. А. Черникова, ведущих специалистов СКБ-10, завода №55 были направлены в Госкомитет. В выводах отмечалась техническая возможность и целесообразность создания комплекса по разработке баллистических ракет на твердом топливе смесового типа на базе ОКБ-586, СКБ-10, НИИ-6 и завода № 55 и давались рекомендации по проведению работ в обеспечение создания комплекса.

Одновременно с организацией развития материально-технической базы по производству РДТТ в ОКБ-586, согласно постановлению Правительства страны, развернулась работа по проектированию межконтинентальной баллистической твердотопливной ракеты, получившей обозначение Р-40 и индекс 8К94. С целью концентрации усилий в этом направлении, Главный конструктор ОКБ М.К.Янгель приказом от 20 декабря 1960 г. создал специальную бригаду во главе с Л.А.Черниковым, в которую вошли специалисты отделов 3 и 11 А. Ф. Назаренко, Г. В. Гальмаков, В. А. Глазков, В. В. Скрыбин, Э. М. Кокоулин, Г. А. Овчинников, Н. И. Рагозин, С. С. Российченко, Б. К. Афанасьев, В. Ф. Слисаренко, С. Н. Грехов.

В начале 1961 года в ОКБ-586 произошли структурные изменения. Приказом Главного конструктора №1 от 14 января на базе существующих подразделений были образованы:

- проектный отдел ракет на жидком топливе – отдел 3 (во главе с Э. М. Кашановым);
- проектный отдел ракет на твердом топливе – отдел 31 (во главе с М. Б. Двининым);
- проектный отдел КА и боевых частей – отдел 32 (во главе с Ю. А. Сметаниным).

Однако первые проектные проработки показали, что без проведения глубокой научно-исследовательской работы, в том числе с экспериментальным подтверждением результатов, нельзя даже оценить возможность создания ракеты подобного класса. Необходимо было оценить реальное состояние отечественной промышленности по производству твердых ракетных топлив и материалов для маршевых РДТТ, элементной базы системы управления, ожидаемый уровень характеристик специальных боевых зарядов и прочее.

Для решения этого вопроса, с учетом успехов, достигнутых Государственным институтом прикладной химии (ГИПХ) и других организаций в создании твердых смесевых топлив, было издано постановление Правительства №316-137 от 4 апреля 1961 г., в котором ОКБ-586 предлагалось в течение 1961-1962 гг., вместе со смежными организациями, выполнить соответствующую научно-исследовательскую работу с последующим ее переводом в ОКР. В основу НИР было положено ТТЗ Министерства обороны СССР, в соответствии с которым требовалось создание малогабаритной МБР РТ-20 на твердом топливе со стартовой массой порядка 25 т. Аналогичные требования были выданы и ОКБ-1 С.П.Королева по МБР РТ-2.



За обсуждением проекта

В ОКБ-586 к этим работам была привлечена практически вся имеющаяся на тот период кооперация организаций-разработчиков и изготовителей по твердотопливному направлению:

— разработка высокоэнергетических смесевых твердых топлив, зарядов и их технологии: НИИ-6, НИИ-130, ГИПХ, завод № 55 Днепропетровского совнархоза;

— разработка конструкционных, жаростойких и теплозащитных материалов и технологии изготовления корпусов и узлов РДТТ: НИИ-13, НИИ-88, ВИАМ, институты АН УССР, НИИГрафит и ВНИИТС Московского совнархоза, НИТИ-40, УкрНИТИ.

Кроме того, к работам были привлечены прежние ракетные смежники:

- по разработке бортовой и наземной аппаратуры СУ, электрооборудования, источников питания и кабельной сети: ОКБ-692, НИИ-944, ВНИИЭМ, ВНИИТ, НИАИ, ОКБ-686;
- по разработке боевого снаряжения: КБ-11;
- по комплексной проработке вариантов старта: ЦКБ-34;
- по проведению теоретических и экспериментальных исследований, составлению методик расчета РДТТ: НИИ-1, ЦАГИ, НИИ-88, НИИ-6, НИИ-130, ГИПХ, МВССО СССР, МВССО РСФСР, ИСМ АН УССР.

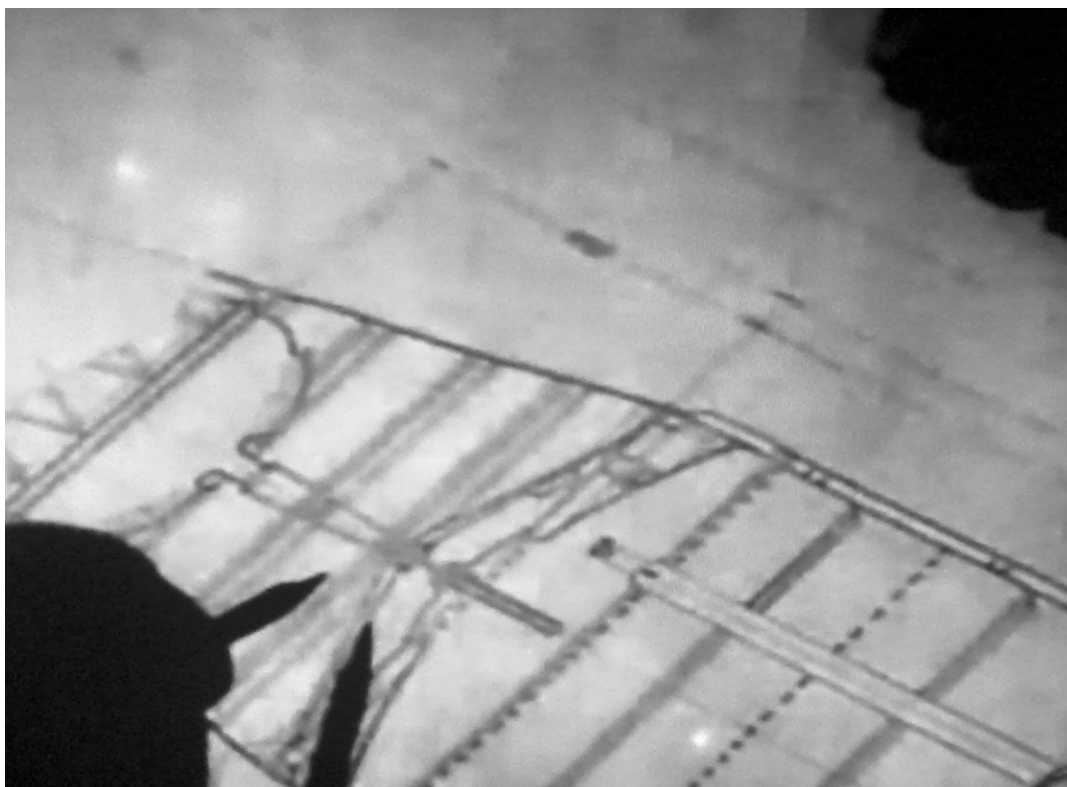
Для обеспечения проведения порученной НИР, а также подготавливая развертывание ОКР по твердотопливным ракетам, приказом ГКОТ №148 от 15 апреля 1961 г. на базе СКБ-10 был организован филиал №2 ОКБ-586, который возглавил С. Д. Бадоев, бывший начальник СКБ-10. Главным конструктором филиала был назначен Б. Е. Андреев, главным инженером — Н. Ф. Куриленко. В составе филиала были организованы два отдела: конструкторский — отдел 10, возглавляемый Н. Д. Модестовым, и испытательный — отдел 7, возглавляемый П. Ф. Божковым. Главному конструктору ОКБ-586 М. К. Янгелю, начальнику филиала С. Д. Бадоеву, директору завода №55 И. А. Сухих поручалось приступить к научно-исследовательским работам по созданию БРДД на твердом топливе со следующим распределением работ:

- ОКБ-586: разработка БРК в целом;
- филиал № 2 ОКБ-586: разработка и экспериментальная отработка двигателей ракеты;
- НИИ-6: разработка рецептур, технологии изготовления и снаряжения зарядов твердого топлива.

Этим же приказом поручалось Главному конструктору ОКБ-1, директорам НИИ-1, НИИ-6, НИИ-130, НИИ-125 и начальнику ЦКБ-7 с целью использования накопленного опыта в разработке ракет на твердом топливе ознакомить ОКБ-586 и его филиал №2 со всеми проводимыми работами в этой области с передачей, в случае необходимости, требуемой технической документации.

НИР по заданной теме продолжалась около двух лет. Был выполнен большой объем расчетно-теоретических исследований, проектно-конструкторских проработок, освоен и обобщен опыт организаций отрасли по проектированию и экспериментальной отработке РДТТ, одновременно удалось изготовить два модельных двигателя и провести серию экспериментов по проверке огневой стойкости ряда материалов. В результате проведенных НИР специалистами ОКБ-586 стали ясны многие специфические стороны проектирования РДТТ, наладилась тесная связь с НИИ-9 (в последующем - НПО «Алтай»), НИИ-125 (в последующем - ЛНПО «Союз») и др. Сотрудниками филиала № 2 ОКБ-586 была освоена специфика экспериментальной отработки ракетных двигателей на твердом топливе. В ходе НИР они обеспечивали изготовление и стендовые испытания модельных двигателей, на которых отрабатывались рецептуры топлив, материалы и конструкции элементов РДТТ. Именно в это время коллективами проектного отдела 31 и филиала №2 ОКБ закладывались на предприятии основы новой, твердотопливной тематики.

Вместе с тем, первоначально требуемый результат в рамках НИР не был достигнут. Проведенная работа показала, что с учетом всех факторов стартовая масса малогабаритной трехступенчатой МБР РТ-20 на твердом топливе может быть реализована лишь на уровне, в 1,5 раза превышающем заданный, то есть порядка 50 т. Возник риск появления неопределенности в сроках перевода НИР в ОКР. Однако выход, хотя на первый взгляд и неожиданный, был найден: было предложено создать двухступенчатую малогабаритную МБР комбинированного типа — с РДТТ на первой ступени и ЖРД на второй. Применение ампулизированной жидкостной второй ступени позволяло, по мнению создателей ракеты, сохранить все основные эксплуатационные преимущества РДТТ и в то же время ввести стартовую массу МБР в допустимые пределы.

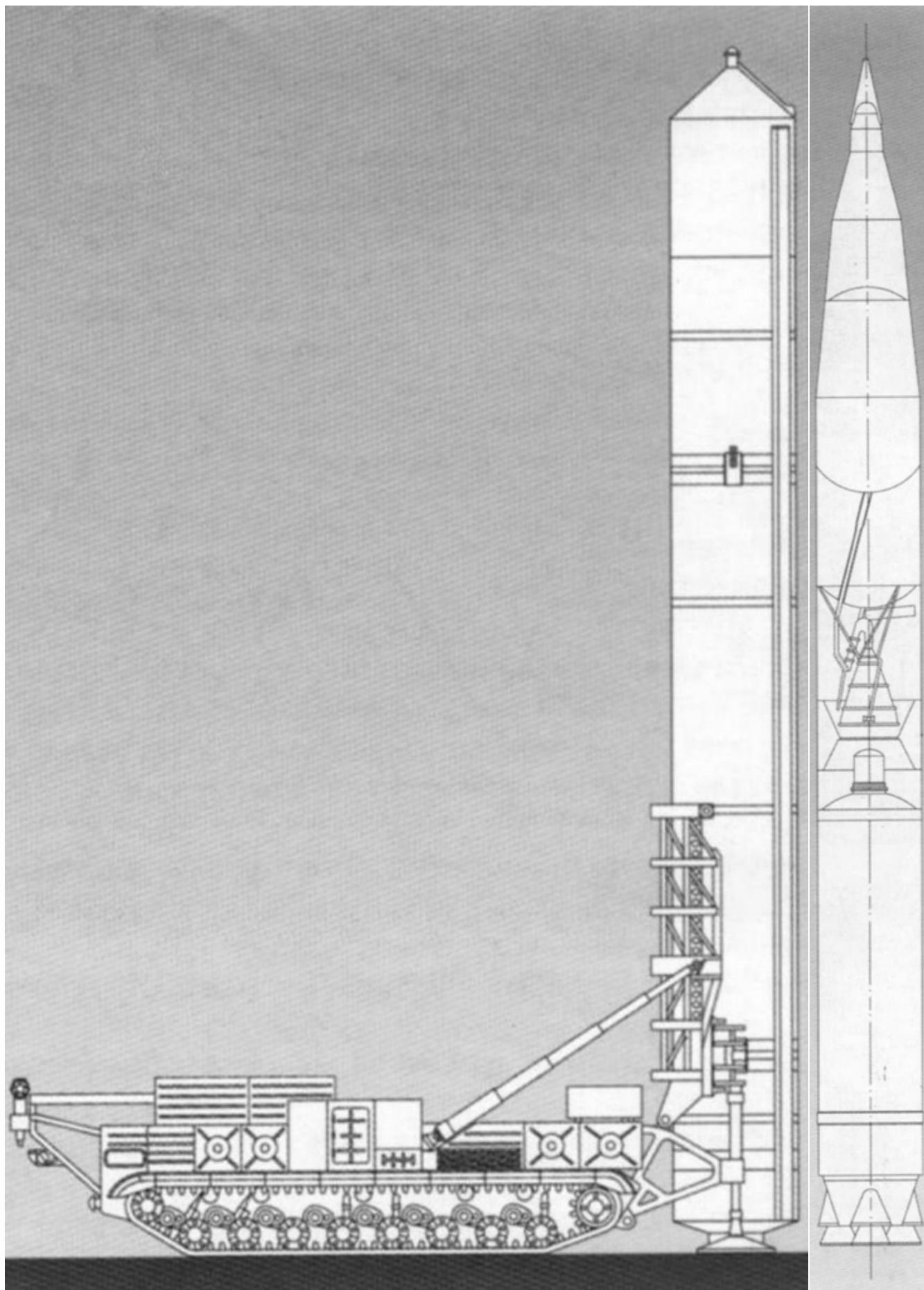


Обсуждение возможности ампулизации ракеты

Постановлением Правительства №565-197 от 22 мая 1963 г. НИР по теме РТ-20 была переведена в ОКР. ОКБ-586 поручалась разработка предэскизного проекта комбинированной ракеты РТ-20П со стартовой массой не более 30 т. Аванпроектом предусматривались стационарное и мобильное базирование ракеты. В целом ракете был присвоен индекс 8К99, второй (жидкостной) ступени - индекс 8К94. Маршевому РДТТ первой ступени был присвоен индекс 15Д15, маршевому ЖРД второй ступени — индекс 15Д12. Сборочные блоки первой и второй ступени получили индексы 8С991 и 8С992, соответственно.

На основании положительных результатов проведенных проектных и экспериментальных работ руководство ОКБ-586 и завода в ноябре 1963 г. вышло в Правительство с предложением о создании подвижного ракетного комплекса на гусеничном ходу с комбинированной двухступенчатой МБР. Это предложение рассматривалось как первый этап создания такого типа комплекса с последующей, по мере совершенствования характеристик твердого топлива материалов и конструкции РДТТ в целом, - заменой жидкостной второй ступени на твердотопливную.

В декабре 1963 г. приказом №778 ГКОТ на базе филиала №2 ОКБ-586 был образован специализированный производственный объект завода №586 по изготовлению двигателей на твердом топливе и огневым стендовым испытаниям РДТТ. Конструкторские подразделения бывшего филиала оставались в составе ОКБ-586. Приказом Главного конструктора №2 от 24 января 1964 г. была проведена реорганизация проектно-конструкторских подразделений, работающих по твердотопливной тематике. Для разработки двигателя первой ступени создавался специализированный комплекс №9 под руководством заместителя Главного конструктора М. Б. Двинина. В состав комплекса вошел проектный отдел 31 (начальник — Б. Е. Андреев, ставший одновременно заместителем начальника комплекса) и конструкторское бюро 5 (КБ-5), организованное на базе конструкторского отдела бывшего филиала №2. Начальником КБ-5



Проект СПУ объект 818 и ракеты 8К99

назначался Г. Д. Хорольский. На базе конструкторского отдела, находящегося на павлоградской территории, были организованы два отдела — отдел 551 по конструкции двигателей (Н. Д. Модестов) и отдел 552 по стендовым испытаниям (А. А. Спивак). Общая численность КБ-5 на момент создания составляла 130 человек.

В январе 1964 г. был разработан предэскизный проект комплекса. В докладе партийно-хозяйственному активу по итогам 1963 г. и задачам на 1964 г. М. К. Янгель сказал: «Вторая наша перспективная тема — это изделие 8К99. В 1963 году и у нас самих, и у нашего генерального Заказчика, и в нашем комитете, и в ВПК было много колебаний по выбору схемы этого изделия. Дело в том, что в заданные параметры по весу и дальности полета в плане НИР при современном уровне топлива уложиться оказалось невозможным. Поэтому мы проработали так называемый комбинированный вариант: первая ступень с одним видом топлива, вторая ступень — с топливом, примененным на изделии 8К67. Такая схема приближает нас по стартовому весу к заданной величине. Сейчас эта схема получила одобрение генерального Заказчика, нашего комитета, устно — руководства ВПК, и поэтому колебания по этой теме сейчас закончены, появилась полная ясность и возможность двигаться дальше».

Вскоре устное одобрение ВПК было подкреплено решением №113 от 15 апреля 1964 г. о проведении работ первого этапа по комплексу 8К99 с двигателем первой ступени на твердом смесевом топливе и ЖРД на второй ступени, на реально достигнутом уровне характеристик по твердому топливу, системе управления и спецзаряду.

Были установлены следующие (как позже оказалось - излишне оптимистичные) сроки разработки:

- эскизный проект: четвертый квартал 1964 г.;
- проведение огневых стендовых испытаний двигателей: июль 1964 г. - второй квартал 1965г.;
- подготовка полигона: третий квартал 1965 г.;
- начало совместных летных испытаний: четвертый квартал 1965 г.

Приказом Главного конструктора №7 от 22 февраля 1964 г. ведущим конструктором комплекса был назначен Б. А. Ковтунов, ведущим конструктором ДУ первой ступени — С. В. Борисенко.

Еще на этапе проведения исходной НИР в Павлограде была проведена большая подготовка уже существовавшего производства к началу крупномасштабных работ по созданию РДТТ. Была осуществлена реконструкция механического цеха №3 филиала ОКБ-586, ранее принадлежавшего СКБ-10, закончены строительство и ввод в эксплуатацию механосварочного корпуса №2, оборудованного целым комплексом нестандартного оборудования для сварки, термообработки и гидроиспытаний корпусов РДТТ. На площадках корпуса №27 был организован участок нанесения теплозащитных покрытий с оборудованием для их пропитки, укладки и полимеризации. Изготовлена и смонтирована установка силицирования графита, было начато строительство участка порошковой металлургии для изготовления деталей соплового блока из псевдосплава ВНДС. К концу 1964 г. были завершены реконструкция и доукомплектование этих производственных участков, а также организован участок сборки элементов корпуса и соплового блока. На площадке №2 был построен и сдан в эксплуатацию корпус для снаряжения и термостатирования РДТТ. Одновременно на павлоградской территории создавалась экспериментальная база для отработки РДТТ. Еще в 1961 г. на площадке № 5 был построен и сдан в эксплуатацию стенд для проведения огневых испытаний модельных двигателей. В 1962 г. на этой же площадке внедрена установка УМ-1 для проведения холодных испытаний элементов



Выступление М.К.Янгеля

соплового блока. На площадке №2 были построены и сданы в эксплуатацию корпус дефектации матчасти после огневых стендовых испытаний. Основное внимание на протяжении 1963-1964 гг. было уделено строительству испытательного комплекса, состоящего из двух открытых горизонтальных стендов для проведения огневых пусков РДТТ — с тягой до 20 тс на площадке №2 и с тягой до 200 тс на площадке №3. Документация на строительство комплекса была разработана Днепровским проектным институтом. Огневой стенд на площадке №3, предназначенный для испытаний двигателя 15Д15, был полностью укомплектован и введен в эксплуатацию в 1965 г.

Весь 1964 год проходил под знаком разработки эскизного проекта, подготовки производства к изготовлению материальной части как на днепропетровской, так и на павлоградской территориях, строительства стендов, выпуска чертежно-технической документации. Одновременно шел постоянный поиск оптимальной структуры подразделений, ведущих работы по твердотопливной тематике. Например, 9 апреля 1964 г. Главным конструктором ОКБ-586 было подписано два приказа. Первым приказом, за №14, упразднялся, ввиду нецелесообразности, комплекс 9 и расформировывался отдел 31 с переводом сотрудников в отделы 3, 10 и 33. Проектная разработка РДТТ переводилась в проектный отдел 3 совместно с проектной разработкой ракеты. Приказом № 15, в целях более четкой организации работ проектных подразделений и устранения многотемности в комплексе 1, создавался проектный отдел 23 двигательных установок и пневмогидросистем во главе с В. И. Кукушкиным.



Рабочий день в ОКБ-586

Так завершился первый, начальный этап истории твердотопливного направления в ОКБ-586, который часто называют предысторией КБ-5. Большинство сотрудников отдела 31 и многие, начинавшие работать в подразделениях филиала № 2 ОКБ-586, не были специалистами по твердотопливному направлению. Всем им в той или иной степени пришлось учиться уже в процессе освоения новой тематики. Процесс адаптации оказался не очень продолжительным — практически в течение трех-четырех лет достаточно четко оформились организационные структуры проектных, конструкторских и испытательных подразделений, обрело более определенные формы распределение работ, а каждый из членов уже достаточно большого коллектива нашел и занял свою единственную специфическую производственную нишу в общем деле. Для многих выбранный в этот период профиль работы стал основным на все последующие годы.



1964 г. М.К.Янгель на торжественном заседании, посвященном десятилетию ОКБ-586

«Шел 1965 год. В оборонных ведомствах развертывались работы по реализации планов создания баллистических ракет на твердом топливе.

К этому времени в Павлограде на базе артволигона был создан специализированный производственный объект – СПО-8.

СПО-8 входил в состав Южмаша и выполнял задачи по изготовлению, сборке и испытаниям ракетных двигателей на твердом топливе. Однако организация и темпы работ нового подразделения оставляли желать лучшего, поэтому в 1965 году начальником СПО-8 (с 1966 – Павлоградский механический завод) был назначен один из лучших воспитанников Южмаша, уже имевший опыт руководства сборочным цехом – Виталий Михайлович Шкуренко. Напутствуя Виталия Михайловича на новое место работы, А.М. Макаров сказал: «Не думай, что мы направляем тебя в ссылку. Конечно, Павлоград не Днепрпетровск, ты сам павлоградец и знаешь это лучше меня. Завод там маленький, людей меньше, чем в нашем сборочном цехе. Но скоро все изменится. Нам нужен человек, способный создать новый завод и поставить его на нужные рельсы».



В.М.Шкуренко

Шкуренко принадлежит к славной когорте первых выпускников физтеха образца 1964 года. Получив направление на Южмаш, Виталий Михайлович попадает в цех главной сборки. Мастер, начальник отделения, старший мастер, начальник смены, начальник

отделения, старший мастер, начальник смены, начальник цеха – вот этапы стремительного служебного роста молодого талантливого инженера. Главная сборка, работавшая в то время в три смены, была одной из самых горячих точек завода. руководство с утра до поздней ночи на ногах – оперативки, совещания, куча



**Заводчане Павлоградского
Машиностроительного завода проходят возле админкорпуса**

текущих дел. Да еще все работы под двойным контролем – своего ОТК и военной приемки. И все это под неусыпным оком чекистов... Так что Шкуренко возглавил СПО-8, будучи закаленным в южмашевском горниле руководителем. За 30 лет (1965-1995 гг.), в течение которых В.М. Шкуренко был директором, изменилось все: на пустом месте выросли производственные корпуса, испытательные полигоны, построился целый жилой микрорайон со своей инфраструктурой – с поликлиникой, детскими учреждениями, кинотеатрами, магазинами, спортивными учреждениями.

И в каждый построенный объект он вложил частицу своей души. Четкость поставленной задачи и строгий контроль ее выполнения были присущи Виталию Михайловичу на протяжении всей его жизни. Это закалка Южмаша. Первые годы работы В.М. Шкуренко в ранге директора завода пришлось на трудный период становления твердотопливного направления создания стратегических ракет. В стране практически отсутствовали все составляющие: базы по изготовлению твердых топлив, конструкционных, теплозащитных и эрозионностойких материалов, чувствовался дефицит инженерно-технического персонала соответствующей специализации, высококвалифицированных рабочих. Была проделана значительная работа по созданию

практически нового направления в ракетостроении. Молодой, энергичный директор понимал, что отработка изделий такого уровня технической сложности и уникальности немислима без создания коллектива единомышленников и четкого функционирования всех служб – технических, коммерческих, капитального строительства, планово-экономических, кадров, соцкультбыта и других. Обладая исключительной проницательностью в вопросах отбора кадров, Виталий Михайлович внимательно присматривался к людям, работавшим на объекте до его назначения, и выделил среди них надежных соратников. Это были как специалисты еще старой, полигонной гвардии, так и новой волны, прибывшие в Павлоград в начале 60-х.

Благодаря этому коллектив завода не только создает комплексную производственную и сборочно-испытательную базу, но и вносит существенный вклад в создание и постановку на боевое дежурство межконтинентальных баллистических ракет с твердотопливными двигателями морского, шахтного и железнодорожного базирования.

Нельзя не сказать о создании на Павлоградском механическом заводе под руководством В.М. Шкуренко уникальнейшей испытательной базы для экспериментальной отработки минометного старта ракет и функциональных испытаний их узлов и агрегатов. Еще в 1966 г. На ПМЗ начались эти работы. Необходимый опыт по созданию систем «выталкивания» был накоплен, и, как показало дальнейшее развитие событий, он оказал решающее влияние на выбор схем старта последующих боевых ракетных комплексов.



Административное здание Павлоградского химического завода
(современное фото)

Так завершился первый, начальный этап истории твердотопливного направления в ОКБ-586, который часто называют предысторией КБ-5. Большинство сотрудников отдела 31 и многие, начинавшие работать в подразделениях филиала № 2 ОКБ-586, не были специалистами по твердотопливному направлению. Всем им в той или иной степени пришлось учиться уже в процессе освоения новой тематики. Процесс адаптации оказался не очень продолжительным – практически в течение трех-четырех лет достаточно четко оформились организационные структуры проектных, конструкторских и испытательных подразделений, обрело более определенные формы распределение работ, а каждый из членов уже достаточно большого коллектива нашел и занял свою единственную специфическую производственную нишу в общем деле. Для многих выбранный в этот период профиль работы стал основным на все последующие годы.

С.Конюхов. «С днем рождения, директор»



Часть 2

*От эскизного проекта –
к воплощению в металле.*



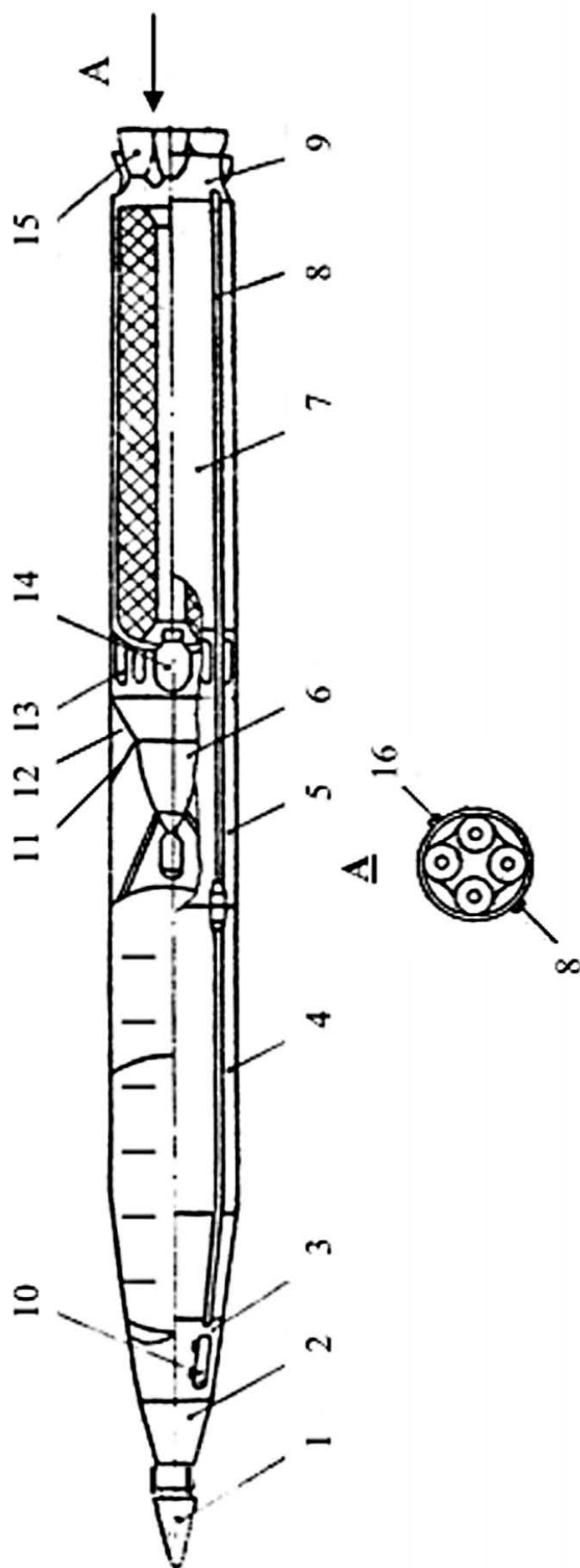
В октябре 1964 г. Военно-промышленной комиссией при Совете Министров СССР был утвержден график разработки ракеты 8К99 со сроком изготовления первого летного образца в ноябре 1965 г. и выходом на СЛИ во втором квартале 1966 г. В декабре 1964 г. был выпущен эскизный проект ракеты. В нем отмечалось, что разработка конструкции ракеты проведена исходя из требований обеспечения ее транспортировки и нахождения в боевой готовности в заправленном состоянии, что обусловило выполнение конструкции топливного отсека и элементов системы питания ДУ второй ступени в ампулизированном варианте. Там же было замечено, что особое внимание уделялось обеспечению прочности ракеты при одновременной минимизации ее веса и повышении надежности.

Непрерывно продолжался поиск оптимальной структуры твердотопливных подразделений ОКБ-586. 12 февраля 1966 г. Главный конструктор М. К. Янгель подписал приказ №3, в соответствии с которым в системе ОКБ-586 организовывалось специализированное конструкторское бюро 5, в структуру которого вошли проектные подразделения днепропетровской и конструкторские и испытательные подразделения павлоградской территорий. Этот шаг стал завершающей точкой в поисках наиболее рационального и в определенной степени компромиссного решения в организации структуры твердотопливного направления. Главным конструктором и начальником КБ-5 был назначен В. И. Кукушкин, его заместителем — А. А. Макаров, заместителем и руководителем всех работ КБ-5 на павлоградской территории — Г. Д. Хорольский. Размещение подразделений КБ-5 на разных территориях создавало определенные трудности в работе единого коллектива. В результате мер, предпринятых руководством ОКБ-586, из Павлограда в Днепропетровск была переведена большая группа инженерно-технических работников с предоставлением жилплощади, налажено регулярное транспортное сообщение, стабильная телефонная связь (открытая и закрытая), организована постоянная фельдсвязь для пересылки необходимой документации. Форсированными темпами проводился набор молодых специалистов для работы в твердотопливных подразделениях ОКБ.

Постановление правительства о начале разработки ракеты РТ-20П вышло 24 августа 1965 года. Ведущим конструктором был утвержден В.С. Будник.



В.С. Будник



Общий вид ракеты 8К99:

1 – обтекатель, 2 – головная часть, 3 – приборный отсек, 4 – топливный отсек, 5 – переходной отсек, 6 – двигатель второй ступени (ЖРД), 7 – двигатель первой ступени, 8 – желоб с бортовой кабельной сетью, 9 – хвостовой отсек, 10 – крышка, 11 – газодинамический экран, 12 – тепловой экран, 13 – окно, 14 – пороховой ракетный двигатель конечной ступени, 15 – поворотное сопло, 16 – желоб с трубопроводами пневмогидравлической системы

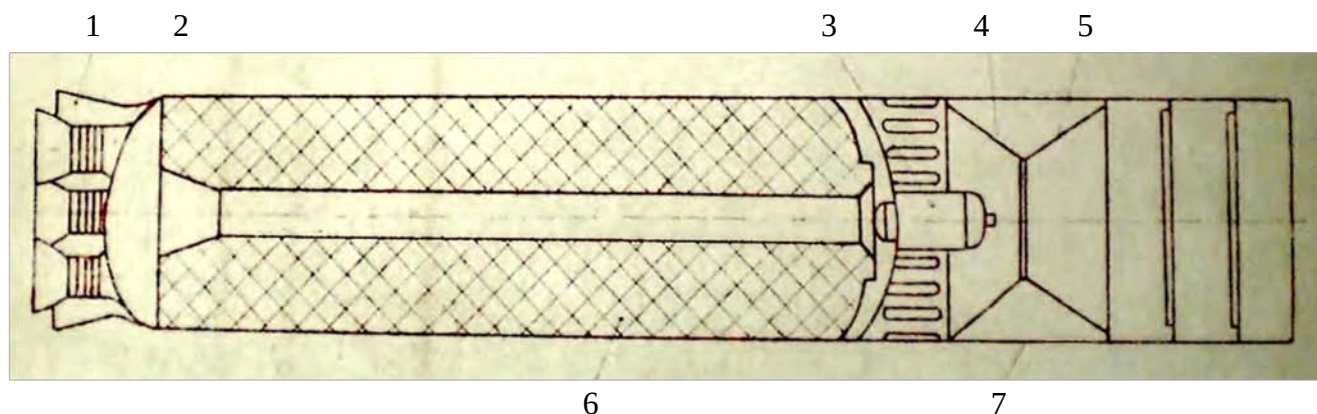
Конструкция ракеты

Здесь и далее в пунктах, касающихся технического устройства ракетного комплекса, повествование для повышения связности и упрощения материала ведется, как правило, в настоящем времени. Приведенные авторами в тексте тактико-технические характеристики ракеты и комплекса являются "компромиссными", дающими самое общее представление об "изделии". Полный набор ТТХ из различных источников приведен в соответствующем разделе.

Межконтинентальная баллистическая ракета 8К99 выполнена по последовательной схеме расположения ступеней и головной части. Ее длина без ГЧ равна 16,2 м, диаметр корпуса – 1,6 м.

Первая ступень и ее РДТТ (основной и конечной ступени)

Первая ступень ракеты длиной 9,8 м (с переходным отсеком) и диаметром корпуса 1,6 м имеет маршевую двигательную установку, состоящую из основного моноблочного твердотопливного ракетного двигателя и твердотопливного двигателя конечной ступени тяги. Сборочный блок первой ступени имеет обозначение 8С991. Режим конечной ступени с требуемым законом изменения тяги обеспечивается в конце работы основного двигателя (при падении давления в камере сгорания до 0,5 МПа) переключением на твердотопливный двигатель конечной ступени тягой до 1,0 т. Такая оригинальная конструкция двигателя применена как способ создания стабильного длительного конечного режима малой тяги для облегчения функционирования органов управления второй ступени ракеты на участке разделения ступеней и обеспечения надежного разделения ступеней в разреженной атмосфере. Кроме того, двигатель конечной ступени создает положительные осевые перегрузки, необходимые для надежного запуска двигателя второй ступени.

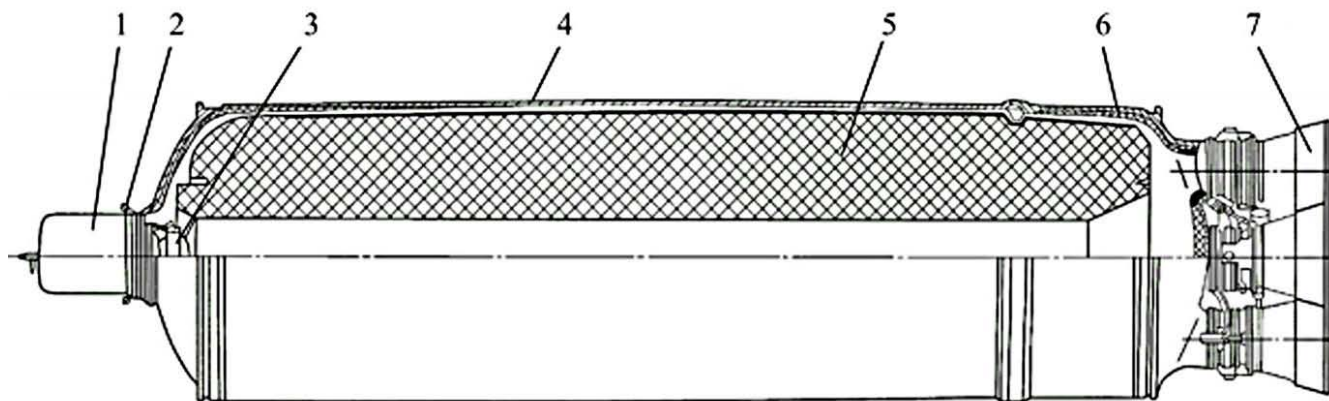


Блок первой ступени ракеты 8К99:

1 – хвостовой отсек; 2 – поворотные сопла; 3 – ПРД конечной ступени; 4 – защитный экран; 5 – газодинамический экран; 6 – двигатель первой ступени; 7 – переходной отсек.

Основой первой ступени является твердотопливный двигатель 15Д15, созданный в ОКБ-586 (разработчик топлива - НИИ-130, директор Л.В. Козлов, разработчик заряда - НИИ-125, директор Б.П. Жуков, изготовитель топлива - завод №98). Масса «сухого» двигателя 2,45 т, масса снаряженного РДТТ 20 т, масса основного заряда 17,2 т, время работы основного РДТТ – 58 с. Корпус двигателя выполнен сварным из стали 28ХЗСНМВФА и состоит из двух полукорпусов,

для соединения которых используется клиновой стык. Передний полукорпус защищен изнутри слоем теплозащиты РП-10, а задний - слоем теплозащиты АТП-3 различной толщины по длине корпуса. В месте разъема полукорпусов устанавливается специальный узел, покрытый по наружной поверхности особой бронировкой, с помощью которого осуществляется фиксация вкладного заряда в двигателе. Заряд твердого топлива вкладной, с цилиндрическим внутренним каналом и кольцевыми проточками по торцам. Наружная цилиндрическая поверхность покрыта бронировкой, горение происходит по каналу и торцам.



Твердотопливный двигатель первой ступени:

1 – ПРД КС; 2 – сигнализатор давления; 3 – воспламенительное устройство; 4 – передний полукорпус; 5 – заряд твердого топлива; 6 – задний полукорпус; 7 – поворотное сопло.



Внутренний вид РДТТ первой ступени без вкладного заряда



Бронировка торца РДТТ со стороны соплового блока

На фланце переднего днища смонтирован твердотопливный двигатель конечной ступени тяги с воспламенительным устройством, работающий через основную камеру сгорания. На корпус РДТТ конечной ступени и переднюю внешнюю поверхность корпуса основного РДТТ нанесено

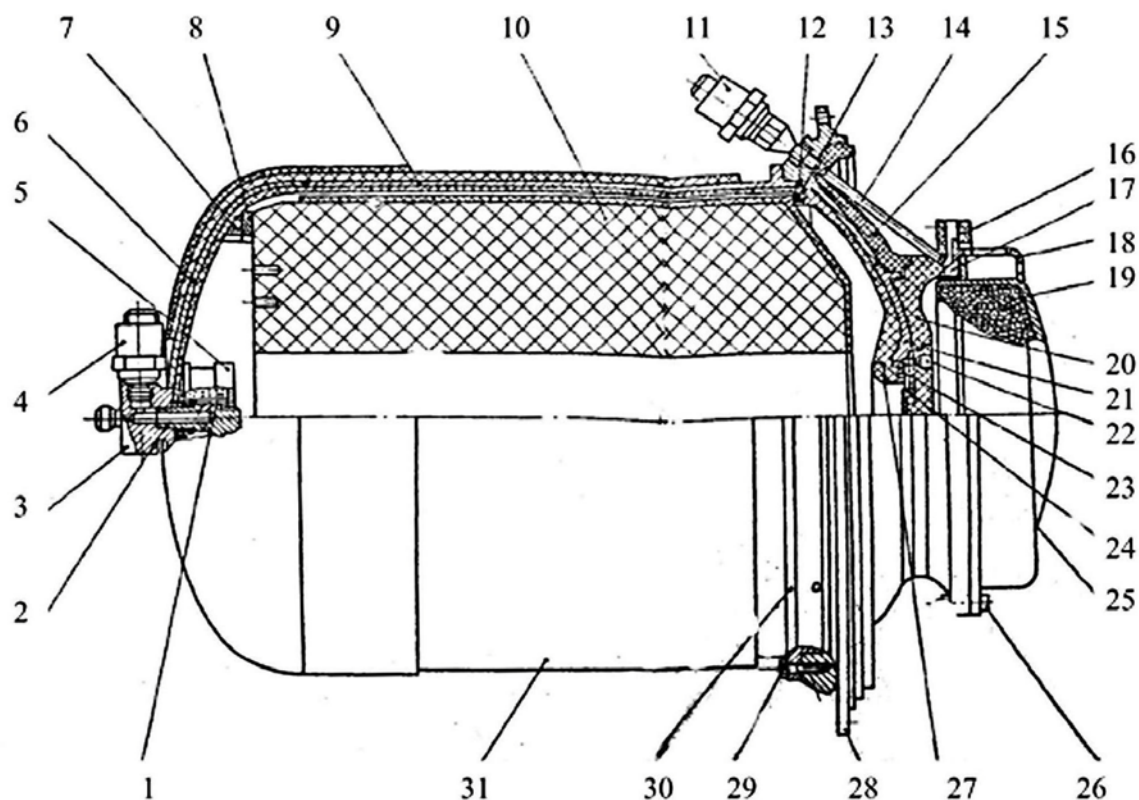


Вид на двигатель конечной ступени тяги через окна в переходном отсеке



(с) Александр Хороших

теплозащитное покрытие, предохраняющее корпуса от теплового воздействия газов ДУ второй ступени при разделении ступеней. Заряд двигателя конечной ступени тяги вкладной, бронированный по наружной поверхности и заднему торцу. Горение заряда происходит по поверхности канала и поверхности переднего торца. Сопло двигателя конечной ступени закрыто заглушкой с теплозащитным покрытием, которая при запуске двигателя конечной ступени вышибается давлением газов внутри двигателя первой ступени.



Двигатель конечной ступени с воспламенительным устройством:

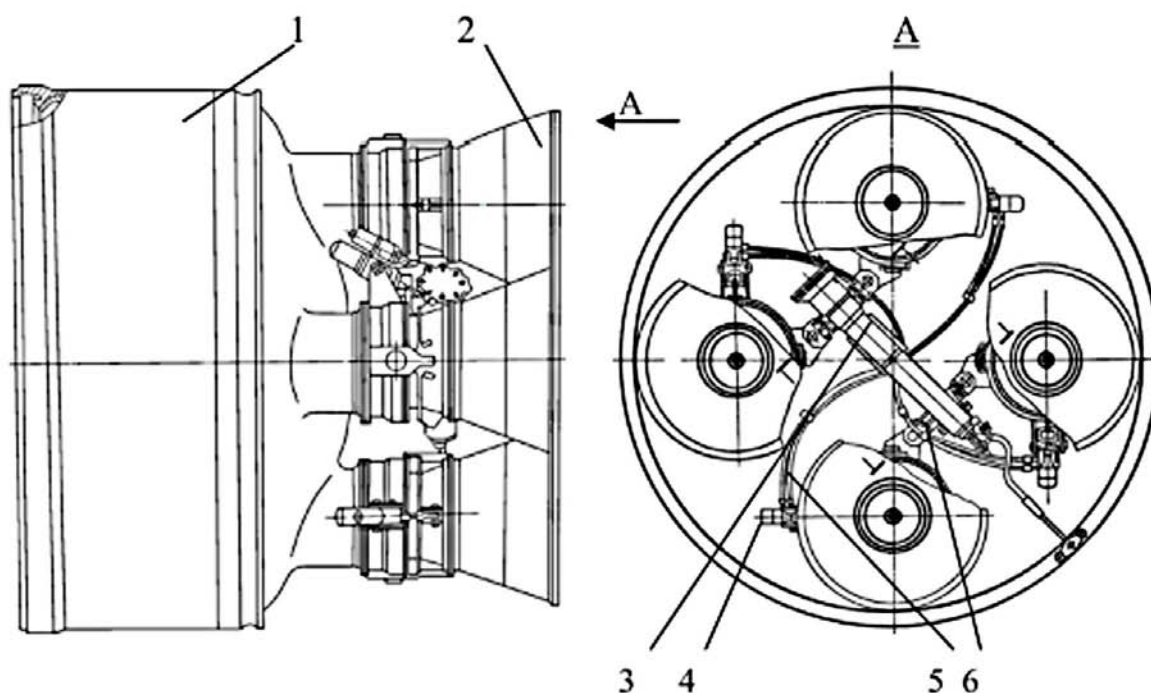
1,24 – воспламенитель; 2 – втулка; 3 – бобышка; 4,11 – пиропатрон; 5 – гайка; 6,21 – днище; 7,8 – упоры; 9 – обечайка; 10 – заряд; 16,23 – кольцо; 12 – уплотнение; 13 – прокладка; 14 – трубка; 15,20 – теплозащитное покрытие; 17 – навеска дымного пороха; 18,31 – корпус; 19 – пиротехнический состав; 22,25,29 – винт; 23 – заглушка; 26 – болт; 27 – вкладыш; 28,30 – фланец.

В двигательной установке первой ступени ракеты была применена совершенно новая для отечественного ракетостроения того времени конструкция поворотных управляющих сопел. На заднем днище двигателя имеются четыре фланца для крепления четырех качающихся сопел, обеспечивающих управление ракетой на участке полета первой ступени. Каждое из четырех сопел состоит из подвижной и неподвижной частей, соединенных между собой двумя шарнирными узлами. При создании сопел использовались такие материалы как титан, высокочистый графит, молибден, сплав ВНДС-1, асбестовая ткань. В закритическую часть сопел были установлены герметизирующие заглушки, обеспечивающие необходимое давление в камере двигателя в период пуска. По достижении этого давления заглушки вышибаются из сопел. Поворот сопел осуществляется рулевым агрегатом, состоящим из вспомогательного источника мощности и четырех рулевых машин. Вспомогательный источник мощности предназначен для подачи рабочей жидкости (масла) в рулевые машины. Поршневой насос высокого давления, обеспечивающий







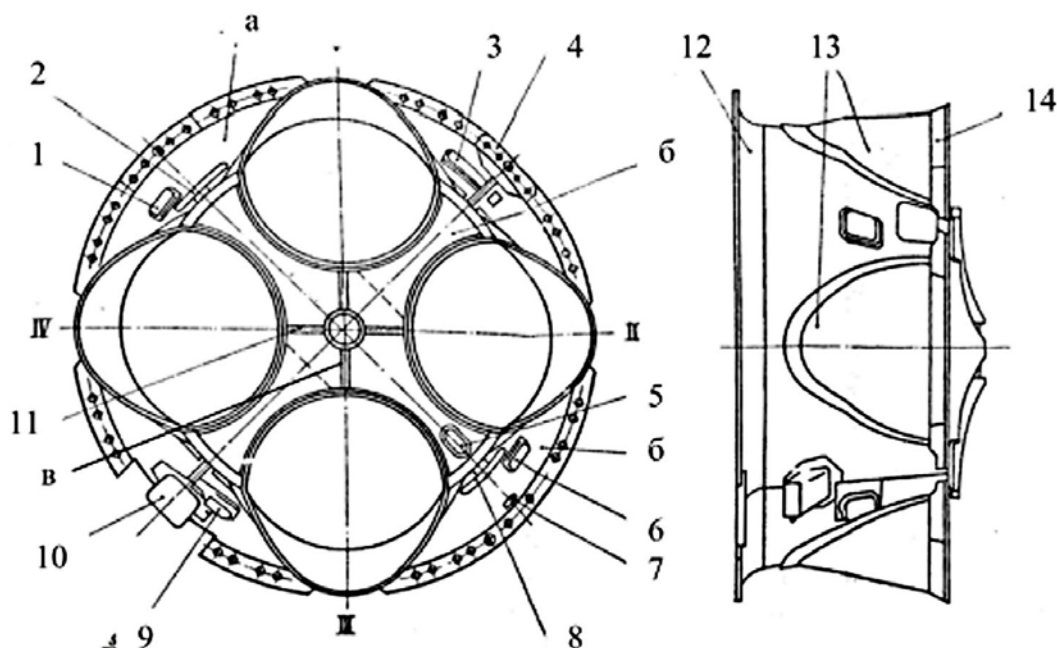


Сопловой блок двигателя:

1 – задний полукорпус; 2 – сопло; 3 – вспомогательный источник мощности; 4 – рулевая машина; 5 – трубопровод; 6 – кронштейн.

подачу рабочей жидкости в рулевые машины, приводится в действие турбиной. Энергетическим источником для работы турбины служит пороховой аккумулятор давления.

К нижнему торцевому шпангоуту РДТТ крепится хвостовой отсек, предохраняющий сопла двигателя и рулевой привод от воздействия продуктов сгорания порохового аккумулятора



Хвостовой отсек первой ступени:

а, б – полукорпуса; в – днище. 1, 2, 3, 6, 8, 9 – крышки люков; 4 – накладка; 5, 7 – отверстия; 10 – патрубков; 11 – ребро; 12 – стыковочный шпангоут; 13 – обтекатель сопла; 14 – накладка.



давления (ПАД) транспортно-пускового контейнера (ТПК) при старте, обтекающего ракету потока воздуха и взаимодействующих газовых струй в полете. Отсек состоит из двух полукорпусов и днища. Материал полукорпусов - титановый сплав, днище трехслойное, из жаропрочной стали, кремнеземистой ткани и титанового сплава.



Вид на сопловой блок с хвостовым отсеком

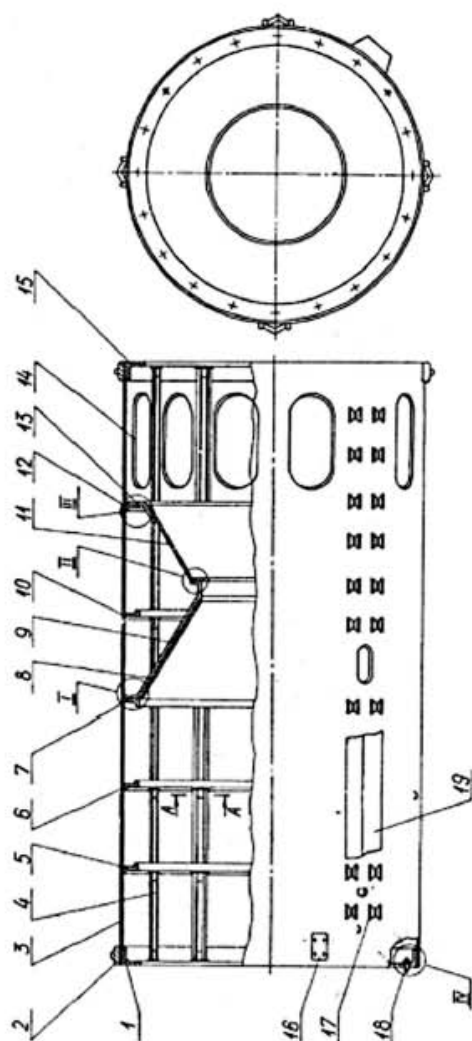
Однако в целом конструкция двигателя 15Д15 – первого из разработанных в ОКБ-586, была еще далека от совершенства. Наличие двигателя со стальным разъемным корпусом, вкладного твердотопливного заряда с застойной зоной и четырехсопловой блока было связано с существовавшим в то время уровнем производства и было обусловлено:

- неосвоенностью отечественной промышленностью технологии изготовления из композиционных материалов крупногабаритных корпусов РДТТ, а также крупногабаритных центральных сопел;
- ошибочной (как выяснилось впоследствии) приверженностью разработчика твердого топлива к зарядам только вкладного типа, что повлекло за собой ухудшение массового совершенства конструкции;
- необходимостью иметь разъем на цилиндрической части корпуса для размещения узла крепления вкладного заряда, что проще решалось в металле.

Тем не менее, на базе этого маршевого ТТРД впервые в СССР была создана МБР с подвижным грунтовым стартом и заложены основы будущих БРК такого класса.







Переходный отсек:

- 1, 5, 6, 7, 10, 12, 13, 15 - шангоуты;
 2 - бобышка; 3 - обшивка; 4 - стрингер;
 8 - покрытие; 9 - центрирующий экран;
 11 - защитный экран; 16 - крышка;
 17 - кронштейны крепления обогревателя БКС;
 14 - окна; 18 - штырь; 19 - обогреватель БКС

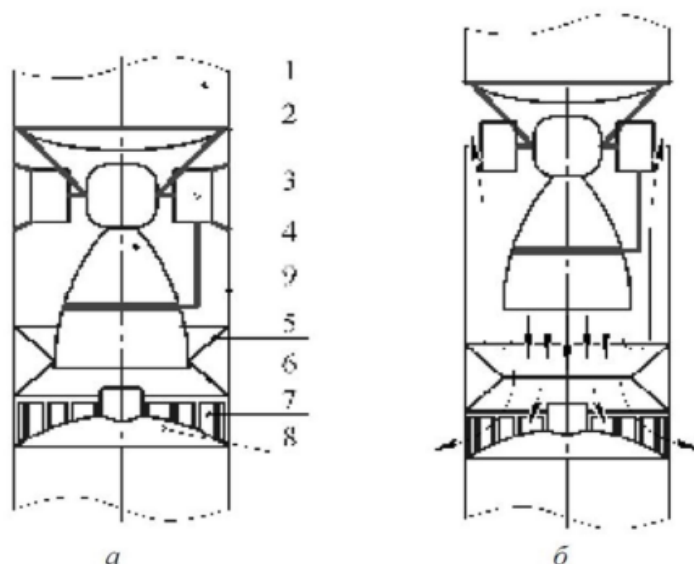


8К99 в монтажном корпусе



Переходный отсек

Первая и вторая ступени ракеты соединены цилиндрическим клепаным переходным отсеком. Такая схема, помимо прочего, позволяет уменьшить пассивную массу второй ступени ракеты. Переходный отсек служит для стыковки ступеней ракеты, обеспечения соосного разделения ступеней и размещения части приборов системы управления, обслуживающих первую ступень. Переходной отсек состоит из обшивки, силового набора, центрирующего (газодинамического) экрана и защитного экрана, выполненных в сборке в форме усеченного конуса. Центрирующий экран, на поверхность которого нанесено теплозащитное покрытие, обеспечивает соосное безударное разделение ступеней ракеты, а экраны в совокупности предохраняют размещенные между ними приборы системы управления от теплового воздействия газовой струи. Нижним основанием переходный отсек при помощи 36 стыковочных болтов крепится к твердотопливному двигателю первой ступени, а верхним – 8 пироболтами стыкуется с топливным отсеком второй ступени. Обшивка отсека и силовой набор соединены заклепками, и выполнены из алюминиевых сплавов Д16-Т (силовой набор) и Д19-АТ (обшивка). Для истечения газодинамической струи при разделении ступеней в обшивке переходного отсека вырезано 16 окон общей площадью 1,2 м². Площадь окон выбрана таким образом, чтобы давление в переходном отсеке не превысило допустимое, на которое рассчитаны стенки отсека.



Переходный отсек:

а – общий вид, б – схема движения отсека при расхождении блок. 1 – баковой отсек второй ступени; 2 – силовой стыковочный шпангоут; 3 – агрегаты автоматики и подачи ЖРД второй ступени; 4 – сопло ЖРД; 5 – газодинамическое центрирующее устройство; 6 – теплозащитный экран; 7 – окно в оболочке отсека; 8 – верхнее днище РДТТ первой ступени; 9 – корпус переходного отсека.

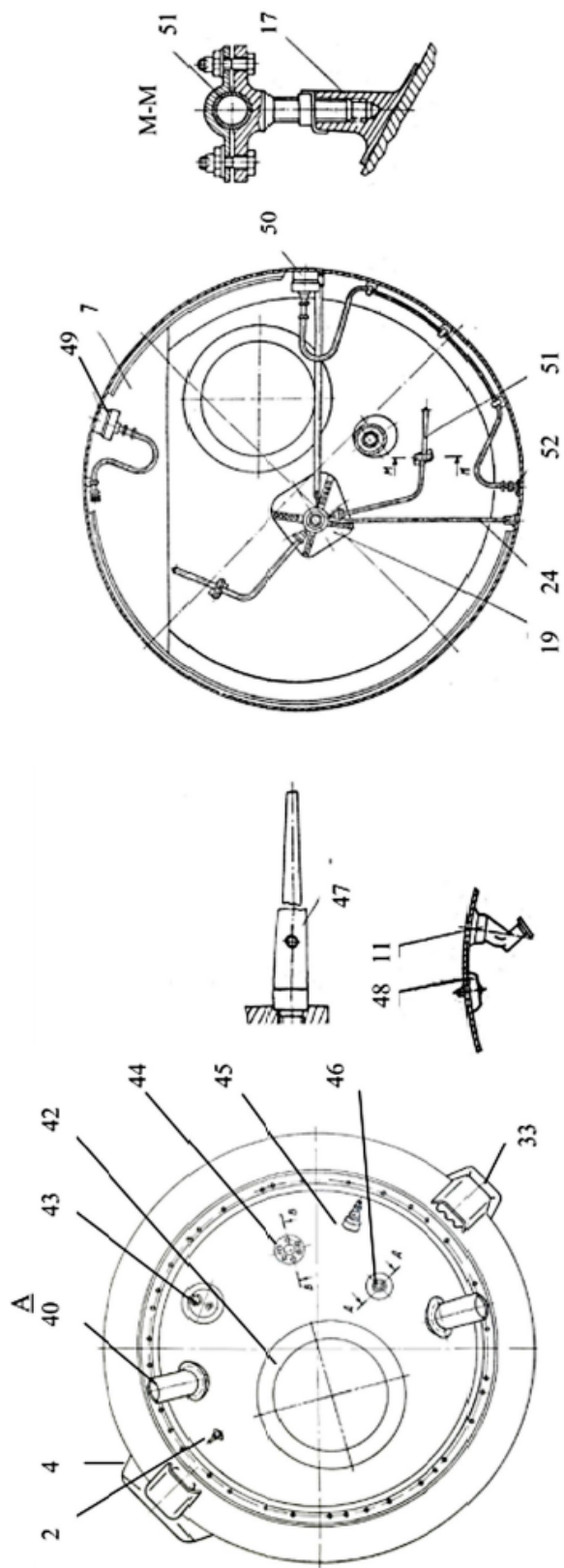
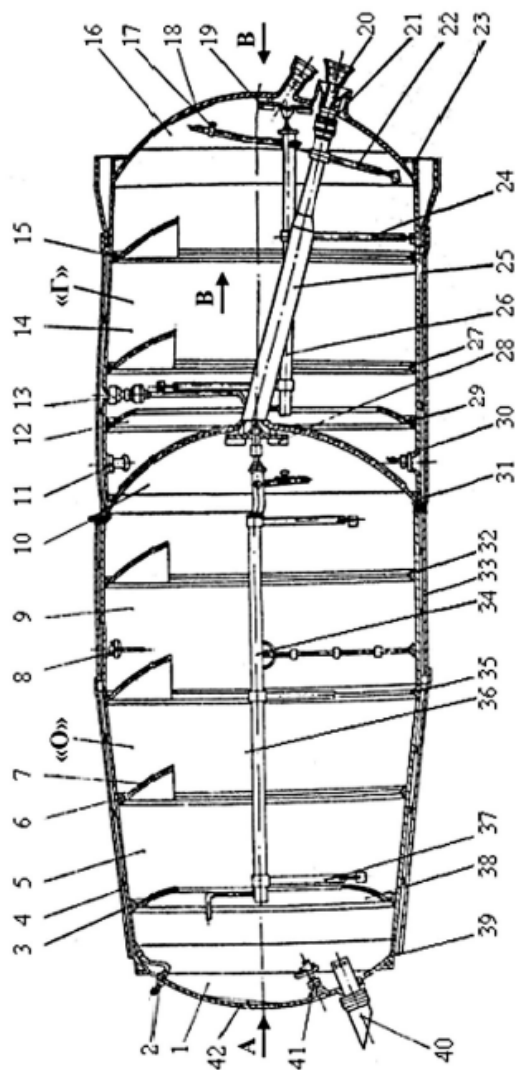
Разделение ступеней происходит по «горячей» схеме. Переходный отсек представляет с первой ступенью единое целое и отделяется вместе с ней. Для того, чтобы в процессе разделения не произошло соударения корпуса переходного отсека с ДУ второй ступени, в конструкции, помимо центрирующего экрана, предусмотрены 9 направляющих штырей, закрепленных на топливном отсеке второй ступени и проходящих при соединении первой и второй ступеней через соответствующие отверстия в верхнем основании переходного отсека. Направляющие штыри во время разделения ступеней препятствуют радиальному и угловым смещениям первой ступени относительно второй.





Топливный отсек:

1, 10, 16 – днища; 2 – штурер; 3, 6, 15, 23, 27, 29, 31, 32, 35, 39 – шпангоуты; 4, 33 – крышки БКС; 5, 9, 14 – обечайки; 7, 12, 38 – демпферы; 8, 11 – дренажные клапаны; 13 – фланец; 17 – опора; 18, 42 – крышки люков-лазов; 19, 28 – заборные устройства; 20 – магистральная труба окислителя; 22, 24, 37 – стойки; 25 – тоннельная труба; 26, 36 – датчики СОБ; 30, 41 – распылители газа наддува; 34 – заправочно-сливной клапан окислителя; 40 – противосохло; 43 – дренажный блок окислителя; 44 – фланец; 45 – пироклапан; 46 – мембрана; 47 – штырь направляющий; 48 – штурер; 49 – дренажный клапан; 50 – заправочно-сливной клапан горючего; 51 – трубка СОБ забора горючего; 52 – заборник



Вторая ступень и ее ЖРД

Вторая – жидкостная - ступень ракеты имеет длину 8,4 м и диаметр 1,6 м. Ее сборочный блок имеет обозначение 8С992. Ступень выполнена в ампулизированном исполнении - конструкция топливного отсека, технология его изготовления и применяемые методы контроля качества обеспечивают возможность длительного хранения ракеты в заправленном состоянии при одновременной высокой готовности к пуску. Топливный отсек представляет собой сварную емкость, разделенную промежуточным днищем вафельной конструкции на два совмещенных несущих бака «О» и «Г» (окислитель и горючее, соответственно). Отсек изготовлен из алюминиевого сплава АМгб. На переднем днище бака «О» установлены два сопла противотяги, предназначенные для торможения ракетной части второй ступени ракеты при отделении ГЧ за счет истечения газов наддува бака «О». Там же установлен пироклапан, обеспечивающий после отделения ГЧ увод затормозившейся ракетной части второй ступени в сторону. Все соединения, от которых зависит герметичность топливного отсека, выполнены автоматической аргонодуговой сваркой. Для снижения динамического нагружения элементов конструкции за счет колебаний жидкости, возникающих при транспортировке заправленной ракеты, в полостях топливного отсека применены демпфирующие конусы и перегородки (демпферы), максимально приближающие систему «бак-жидкость» к твердому телу.

В баках горючего и окислителя установлены датчики уровня системы одновременного опорожнения баков (СОБ), которая предназначена для поддержания такого соотношения расходов компонентов топлива, которое обеспечивает одновременное опорожнение баков при стрельбе на максимальную дальность. Ее применение позволяет уменьшить гарантийный запас топлива в баках, предназначенный для компенсации погрешностей в соотношении объемных расходов компонентов топлива. В результате уменьшаются конечная масса второй ступени и масса всей ракеты (при заданной дальности полета). Система наддува баков второй ступени поддерживает в топливных баках давления, необходимые для бескавитационной работы насосов и компенсации осевых сжимающих напряжений в тонкостенных оболочках баков, а также предохраняет полости баков в процессе их наддува от нагружения давлениями, превышающими допустимые. Основными ее элементами являются газогенераторы, работающие на основных компонентах топлива, и дренажные блоки горючего и окислителя, расположенные на верхнем днище бака окислителя и в районе верхнего днища бака горючего. Газогенератор, обеспечивающий наддув бака горючего, отличается от газогенератора окислителя наличием дополнительной камеры, в которую дополнительно вводится горючее с тем, чтобы бак поддувался газом с избытком горючего. Газогенератор, обеспечивающий наддув бака окислителя, обеспечивает нормальное горение с избытком окислителя. В обоих случаях снижается температура газов, поступающих в баки, и исключается их догорание в атмосфере баков. Каждый из дренажных блоков состоит из предохранительного и мембранного клапанов. Предохранительные клапаны работают в процессе полета и при превышении давлениями в баках допустимых пределов стравливают часть газа в окружающую среду, предотвращая, таким образом, разрушение топливного отсека. Мембранные клапаны служат для ампулизации баков, т.е. исключают сообщение предохранительных клапанов и, соответственно, полостей баков с окружающей средой во время хранения ракеты. Заборные устройства, примененные в баках, препятствуют неравномерному опусканию зеркала жидкости и образованию воронки при ее расходе и тем самым позволяют уменьшить остатки компонентов топлива (остатки незабора) в баках при стрельбе на максимальную дальность.

Баки горючего и окислителя заправляются компонентами топлива на стационарном пункте заправки. Ракета при заправке находится в горизонтальном положении. Стойкость компонентов топлива, и, следовательно, длительность их хранения зависят от их контакта с воздухом. Чтобы избежать контакта, баки предварительно продуваются азотом, заправляемые окислитель и горючее перекачиваются из емкостей хранения в баки ракеты под давлением через заправочно-сливные клапаны. При этом дренажные клапаны баков открыты и подсоединены к системам пункта заправки. Контроль количества заправленного компонента топлива осуществляется наземными дозаторами. Для обеспечения необходимых условий транспортировки и пуска ракеты в топливные полости заправляются компоненты топлива, насыщенные газами до равновесных



(с) Александр Хороших



(с) Александр Хороших

(с) Александр Хороших



(с) Александр Хороших



Внутренние части топливного отсека



Внутренние части топливного отсека

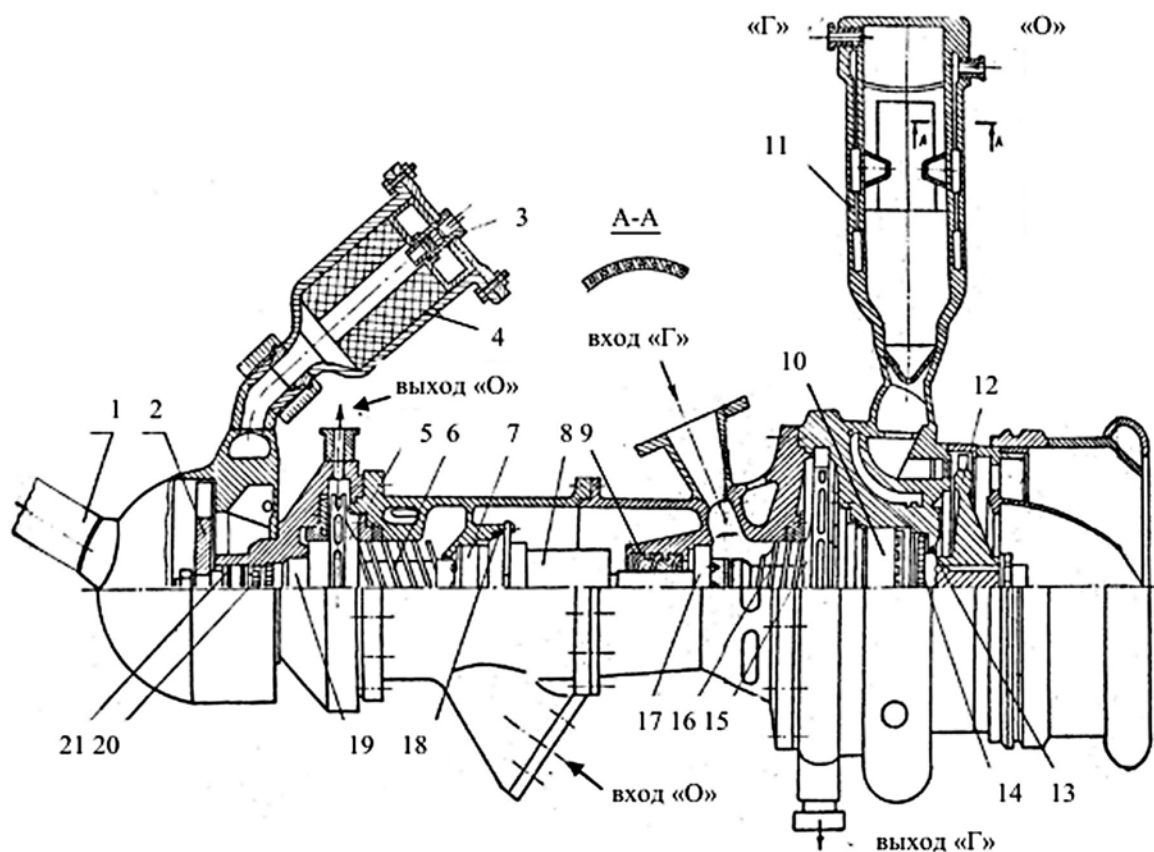


(с) Сергей Здориков



(с) Сергей Здориков

концентраций. Предварительный наддув баков производится до давлений, равных давлениям насыщения соответствующего компонента горючего. По окончании заправки на заправочные горловины устанавливаются герметичные заглушки. В процессе хранения, транспортировки и боевого дежурства ракеты избыточные давления в баках, обеспеченные при заправке, могут изменяться, что обусловлено допусками на температурно-влажностный режим, обеспечиваемый системой термостатирования контейнера. При выходе давления в одном из баков за допустимые пределы (0,16 - 0,43 МПа для бака окислителя и 0,20 - 0,35 МПа для бака горючего) срабатывают сигнализаторы давления, которые приводят в действие соответствующие пироклапаны, сообщающие баки с окружающей средой. Дальнейшая эксплуатация ракеты в этом случае возможна только после создания в баке требуемых условий хранения компонента топлива и замены соответствующих пироклапанов.



Турбонасосный агрегат:

1 – выхлопная труба; 2 – турбина пусковая; 3 – пиропатрон; 4 – пороховой стартер; 5 – насос «О»; 6 – 6,16 – шнековые преднасосы; 7,10,17,19 – подшипники; 8 – шлицевая муфта; 9,13,18,21 – уплотнение; 11 – газогенератор; 12 – турбина основная; 14,20 – импеллеры; 15 – насос «Г».

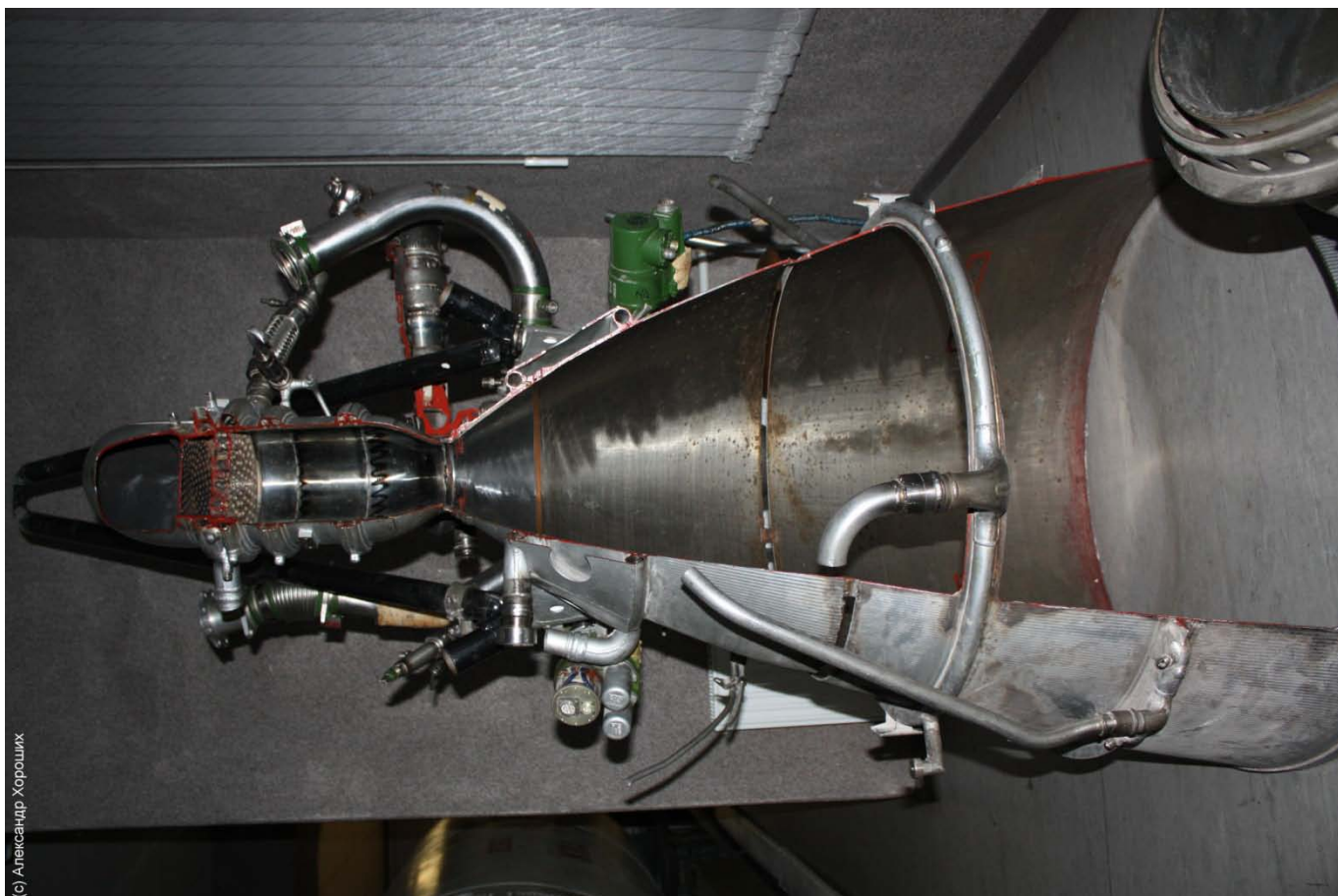
На второй ступени ракеты использовался двигатель РД-857 (индекс ГРАУ 15Д12), разработанный под руководством главного конструктора КБ-4 ОКБ-586 И.И. Иванова. Он обладал следующими характеристиками: масса – 185 кг, высота – 2100 мм, диаметр – 930 мм, тяга в вакууме – 137,3 кН (14 тс), удельный импульс в вакууме – 327,5 с (3212,7 м/с), время работы – 215 с, давление в камере сгорания - 130 кгс/см² (12,75 МПа), отношение окислитель/топливо - 2,6, тяговооружённость - 73,68. Зажигание: самовоспламенение.

К ЖРД при разработке предъявлялись самые жесткие требования по массе, экономичности, двухрежимности работы – основного режима и режима глубокого дросселирования для облегчения работы СУ перед отделением ГЧ и тем самым повышения точности стрельбы. Режимы по величине тяги отличались на порядок. Однокамерный ЖРД 15Д12 установлен на переходной стержневой сварной раме, крепящейся к заднему торцевому шпангоуту топливного



(с) Сергей Здориков





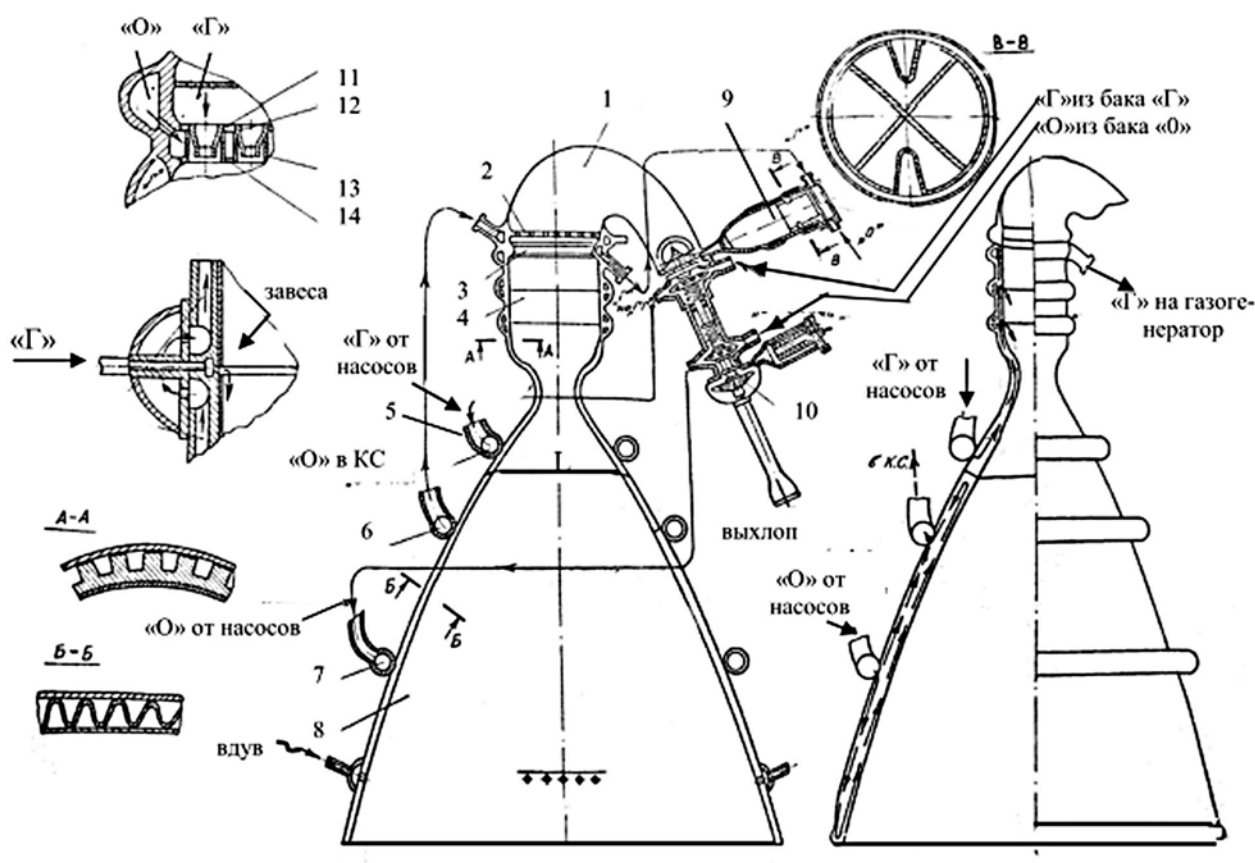
(c) Александр Хороших



(c) Александр Хороших

отсека. Компоненты топлива – азотный тетраоксид (N_2O_4) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

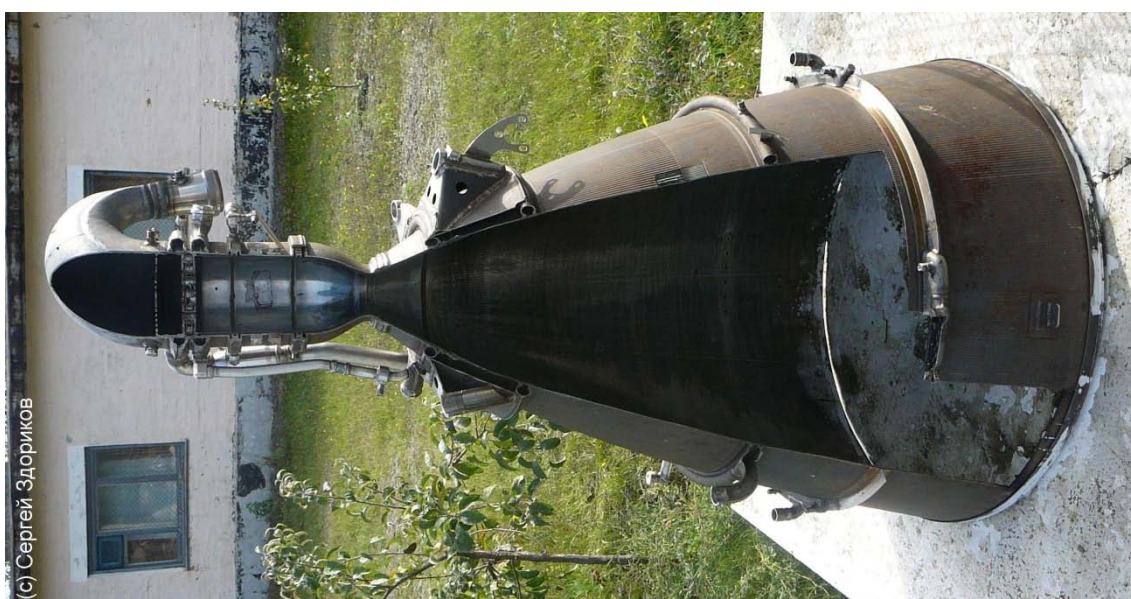
Запуск двигателя производился с помощью специального твердотопливного стартера, приводившего в действие пусковую турбину турбонасосного агрегата с центробежными насосами. Управление второй ступенью ракеты по углам тангажа и рыскания осуществляется посредством вдува турбогаза (газ, отбираемый после турбины турбонасосного агрегата двигательной установки второй ступени) в закритическую часть сопла ЖРД. Управление второй ступенью по углу крена осуществляется двумя парами тангенциально установленных на наружной поверхности сопла ДУ управляющих сопел, для работы которых также используется турбогаз. Подача турбогаза на вдув и в управляющие сопла осуществляется газораспределителями, которые приводятся в действие электрическими рулевыми машинками.



Конструкция камеры сгорания двигателя второй ступени:

1 – газовод; 2 – турбулизатор; 3 – головка; 4 – камера сгорания; 5,6,7 – коллекторы; 8 – профилированное сопло; 9 – газогенератор; 10 – турбонасосный агрегат; 11 – верхнее днище камеры сгорания; 12 – коническая втулка; 13 – цилиндрическая втулка; 14 – нижнее днище головки камеры сгорания.

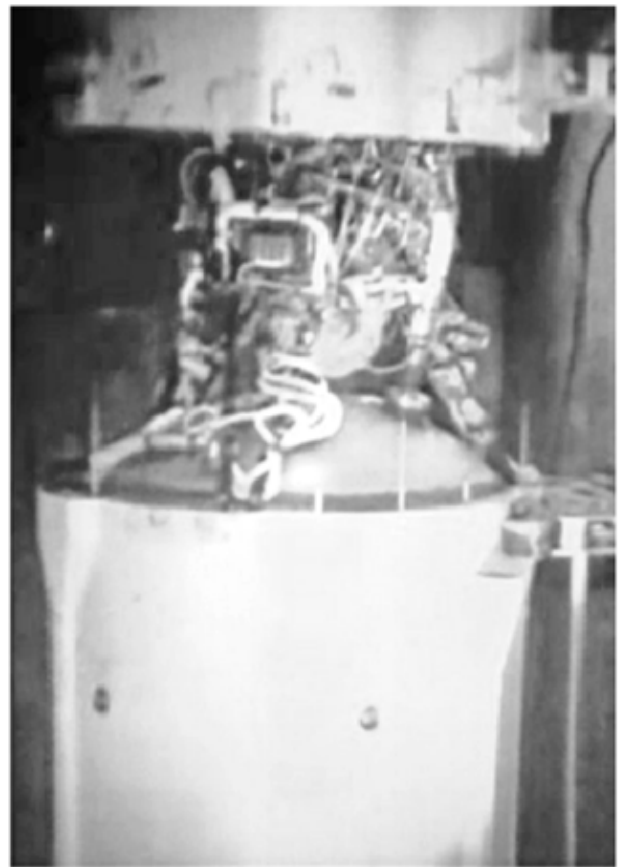
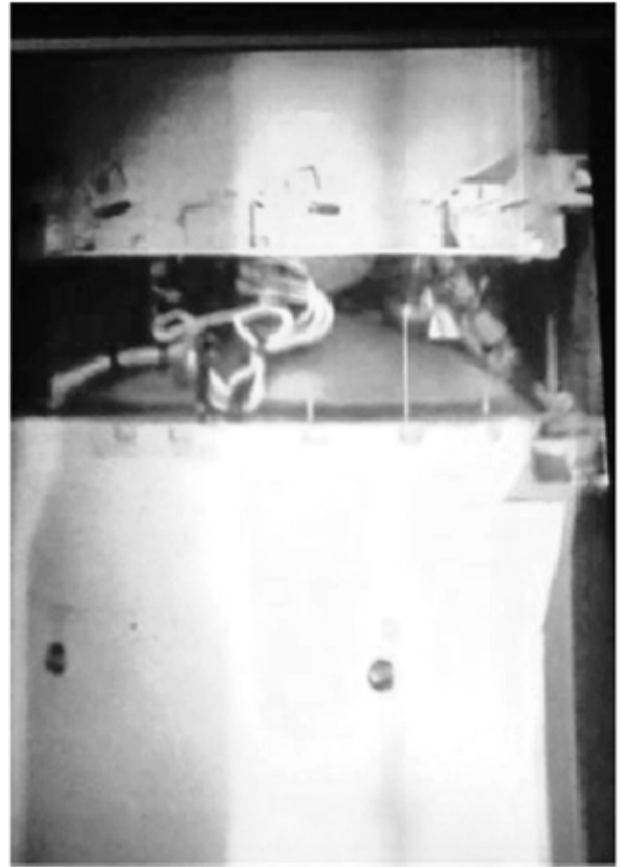
Камера сгорания (КС) двигателя 15Д12 была концентрацией новейших на тот момент времени технических идей. Были внедрены сложнейшие и нетрадиционные решения по смесительной головке – использование газожидкостных 2-компонентных центробежных форсунок и оригинальной центральной форсунки, по корпусу КС – 2-компонентное наружное охлаждение (КС и околоскритической части сопла – горючим, остальной части сопла – окислителем), внутреннее охлаждение КС низкотемпературной паровой завесой из горючего, биметаллическая конструкция стенок КС и околоскритической части сопла (медь, покрытая изнутри особым жаропрочным сплавом).



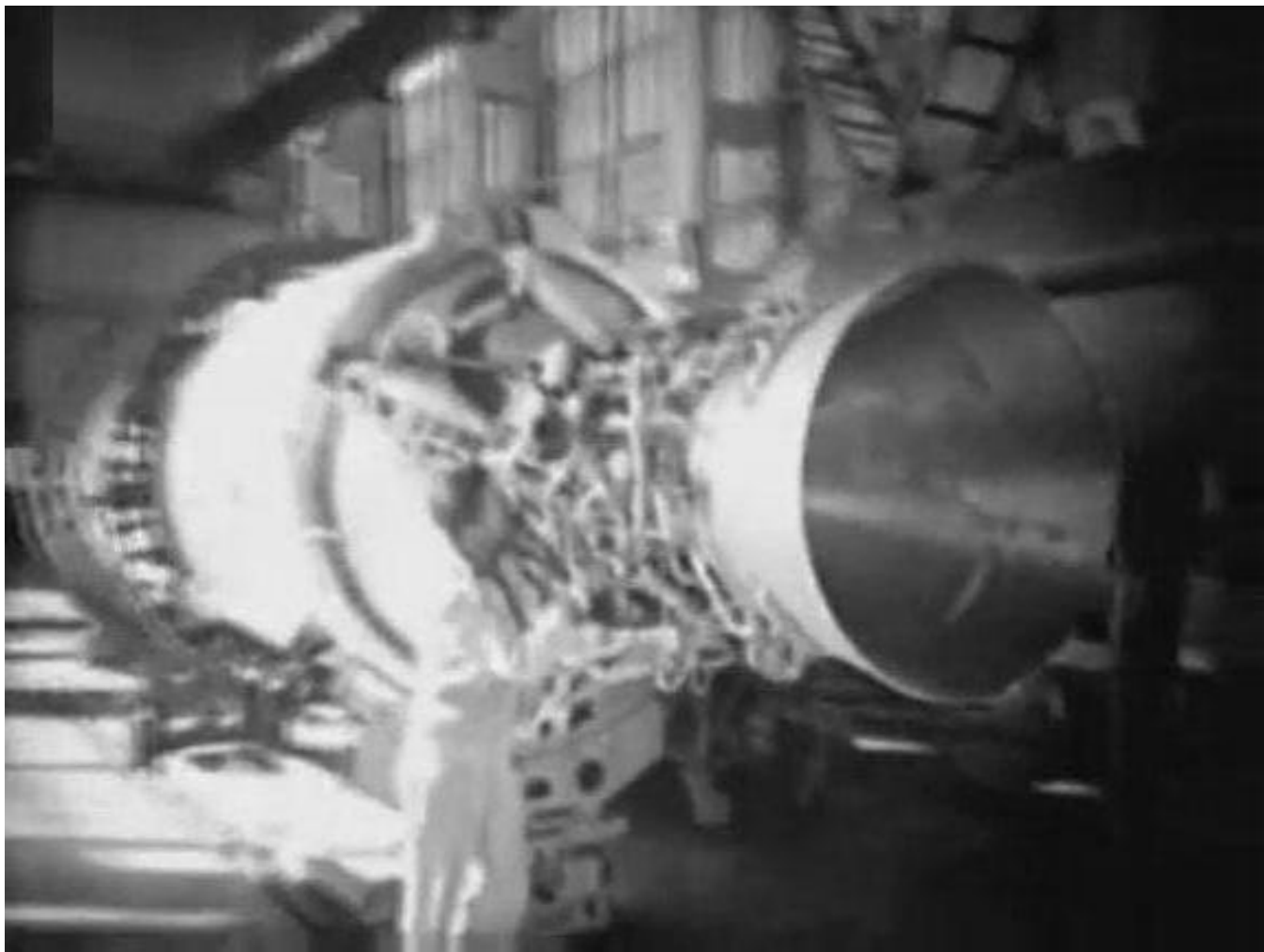
Камера сгорания ЖРД 15Д12



(с) Александр Хороших



Сняжка второй ступени с блоком первой



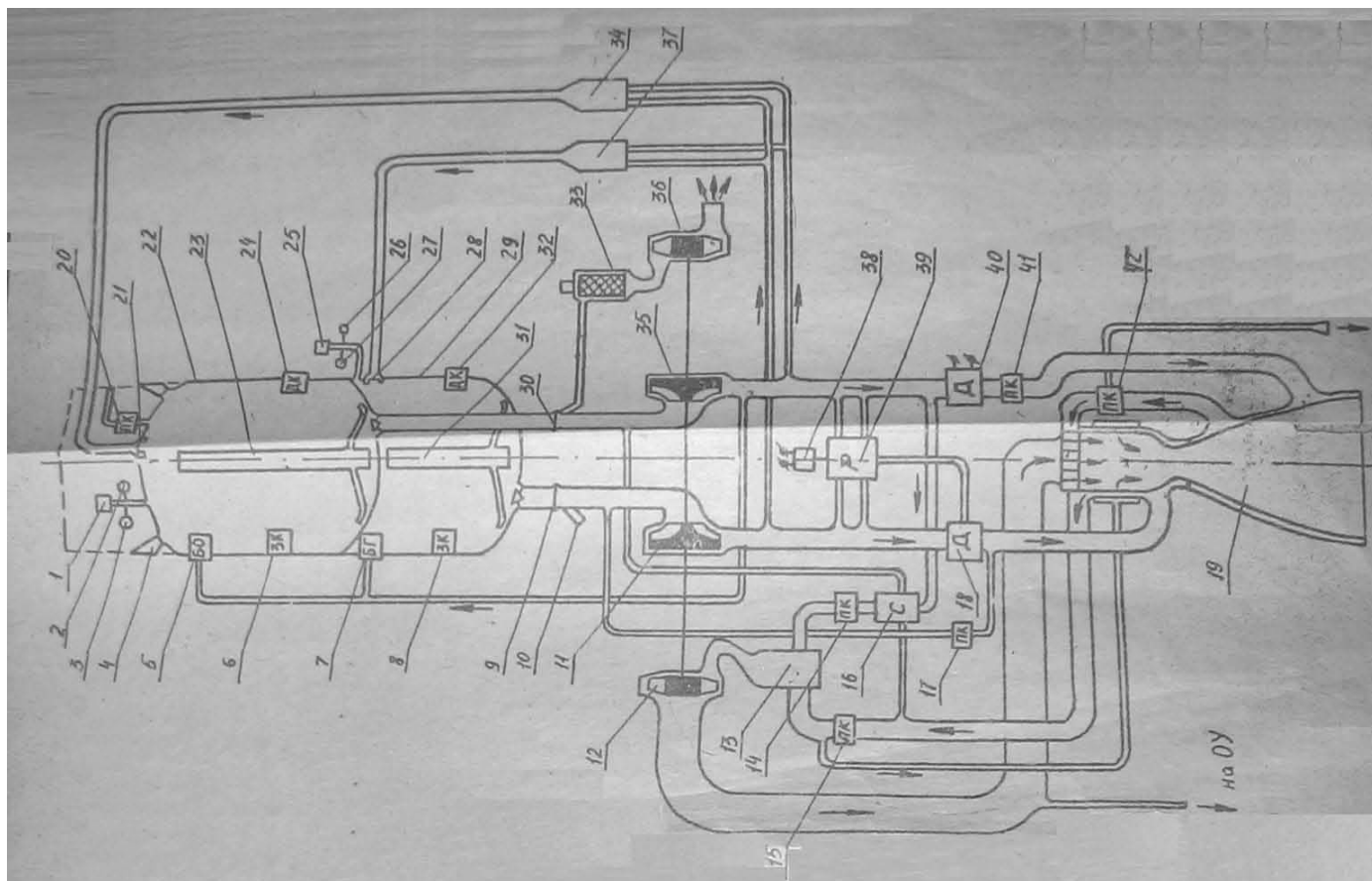
Вторая ступень ракеты 8К99 8С992 с двигателем 15Д12

В результате огромного объема проектно-конструкторских проработок и экспериментальных исследований был создан высокоэффективный однокамерный высотный ЖРД, впервые в мире выполненный по замкнутой схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа в камере сгорания. Опыта по созданию восстановительных газогенераторов ЖРД замкнутых схем не существовало не только в отрасли, но и в мировой практике. Разработанный КБ-4 газогенератор успешно эксплуатировался в составе ДУ второй ступени ракеты 8К99, а также нашел применение в дальнейших разработках. Он и сегодня является образцом для ЖРД замкнутой схемы, работающего на высококипящих компонентах ракетного топлива. На этом двигателе было внедрено еще одно кардинальное новшество – управление вектором тяги двигателя по каналам тангажа и рыскания с помощью вдува восстановительного генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла. Идеологом разработки этой системы был А. И. Животов. Технический уровень двигателя 15Д12 до сих пор считается выдающимся достижением отечественного двигателестроения.

Этот двигатель в модифицированных вариантах в дальнейшем использовался в других разработках ОКБ-586 (КБ «Южное») - на его основе разработан двигатель РД-862 (15Д169) применявшийся на второй ступени МБР МР-УР-100 (15А15), МР-УР-100 УТТХ (15А16), а также командной ракеты 15А11 системы «Периметр», разработанной на базе 15А16 (усовершенствования двигателя касались повышения надежности и увеличения ресурса).

Рис. 9 Схема пневмогидравлической системы.

1, 25 - пироклапаны; 2, 3, 26, 27 - сигнализаторы выброса;
4 - противосопло; 5, 7 - дренажные блоки окислителя и горючего; 5, 8 - запорно-сливные клапаны; 9, 30 - мембраны горючего и окислителя; 10 - пиропатрон; 11, 35 - насосы горючего и окислителя; 12, 36 - турбины; 13 - газогенератор; 14, 15, 17, 20, 41, 42 - пироклапаны; 15 - стабилизатор; 18 - серводроссель; 19 - камера двигателя; 21, 28 - мембраны; 22, 29 - баки окислителя и горючего; 23, 31 - измерительный; 24, 32 - дренажные клапаны; 33 - пиростартер; 34, 37 - газогенераторы наддува; 38 - электродвигатель; 39 - регулятор; 40 - дроссель системы РКС.



-22-

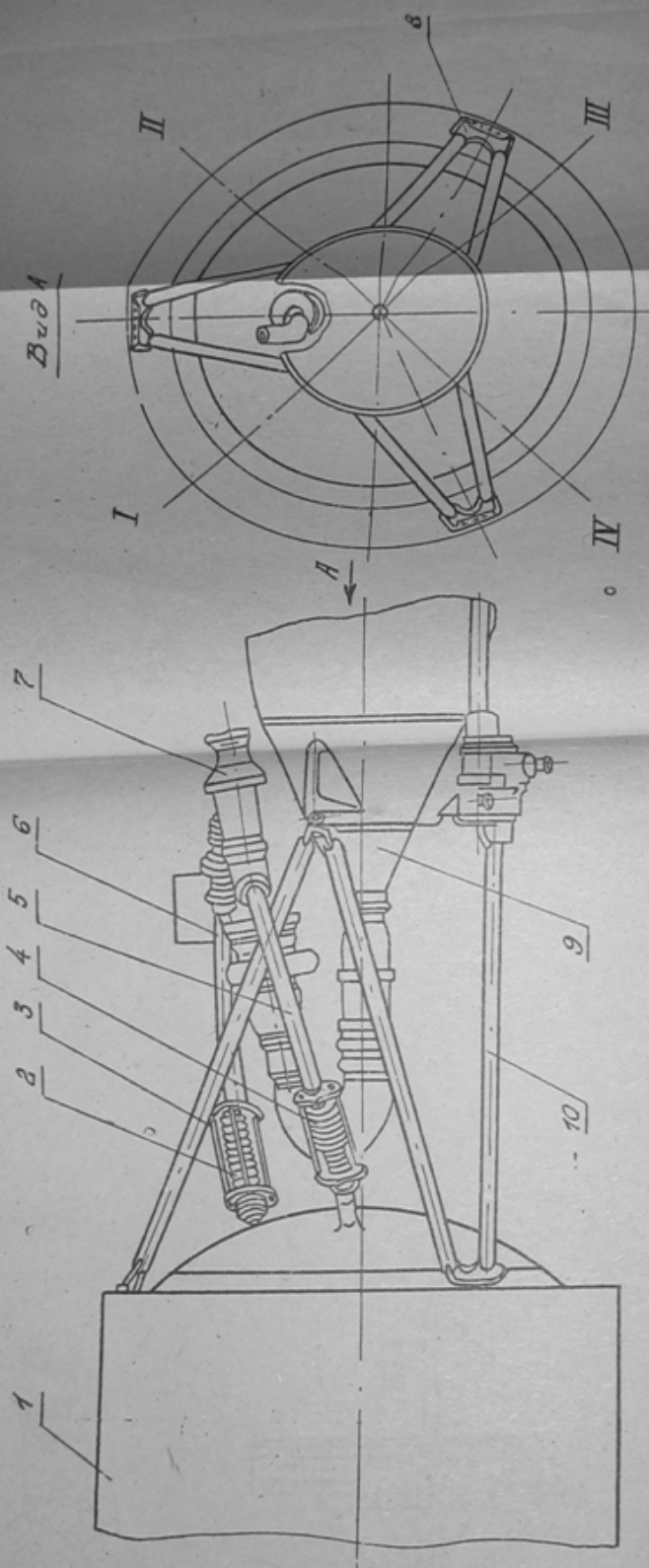


Рис. 19. Установка двигателя второй ступени.

1-топливный отсек; 2,4-сильфоны; 3-стакан;
5,6-трубопроводы; 7-турбонасосный агрегат;
8-пята; 9-камера двигателя; 10-рама.

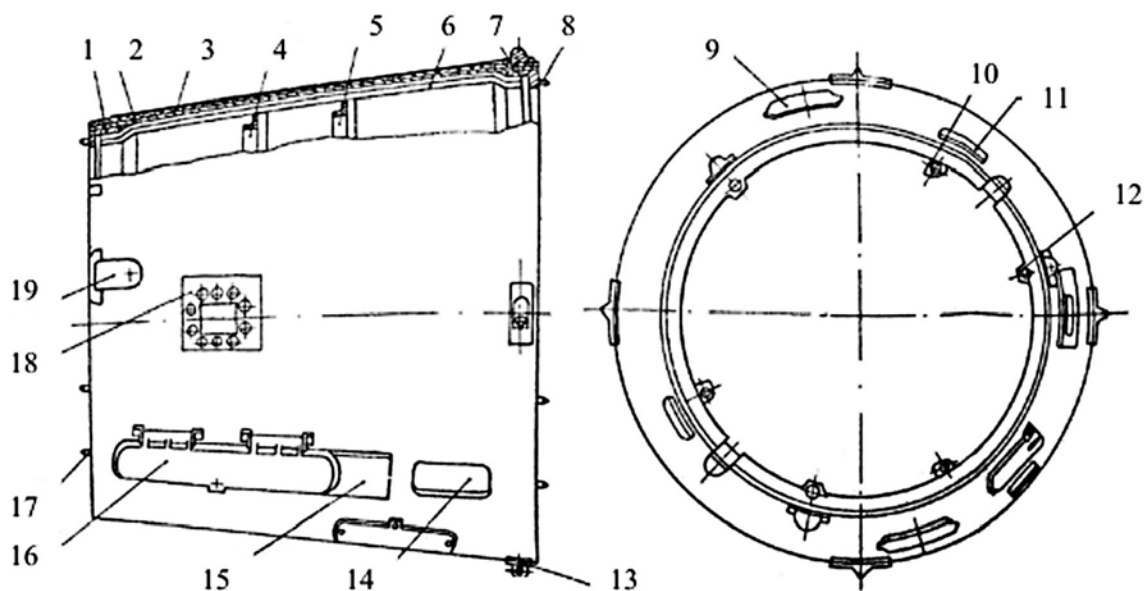


(с) Александр Хороших

Приборный отсек цилиндрической формы

Приборный отсек и система управления ракеты

Приборный отсек, предназначенный для размещения основной части приборов системы управления ракетой, в случае использования «легкой» головной части имеет форму усеченного конуса, «тяжелой» головной части - цилиндрическую форму. Нижеследующее описание приборного отсека соответствует приборному отсеку для «легкой» ГЧ.

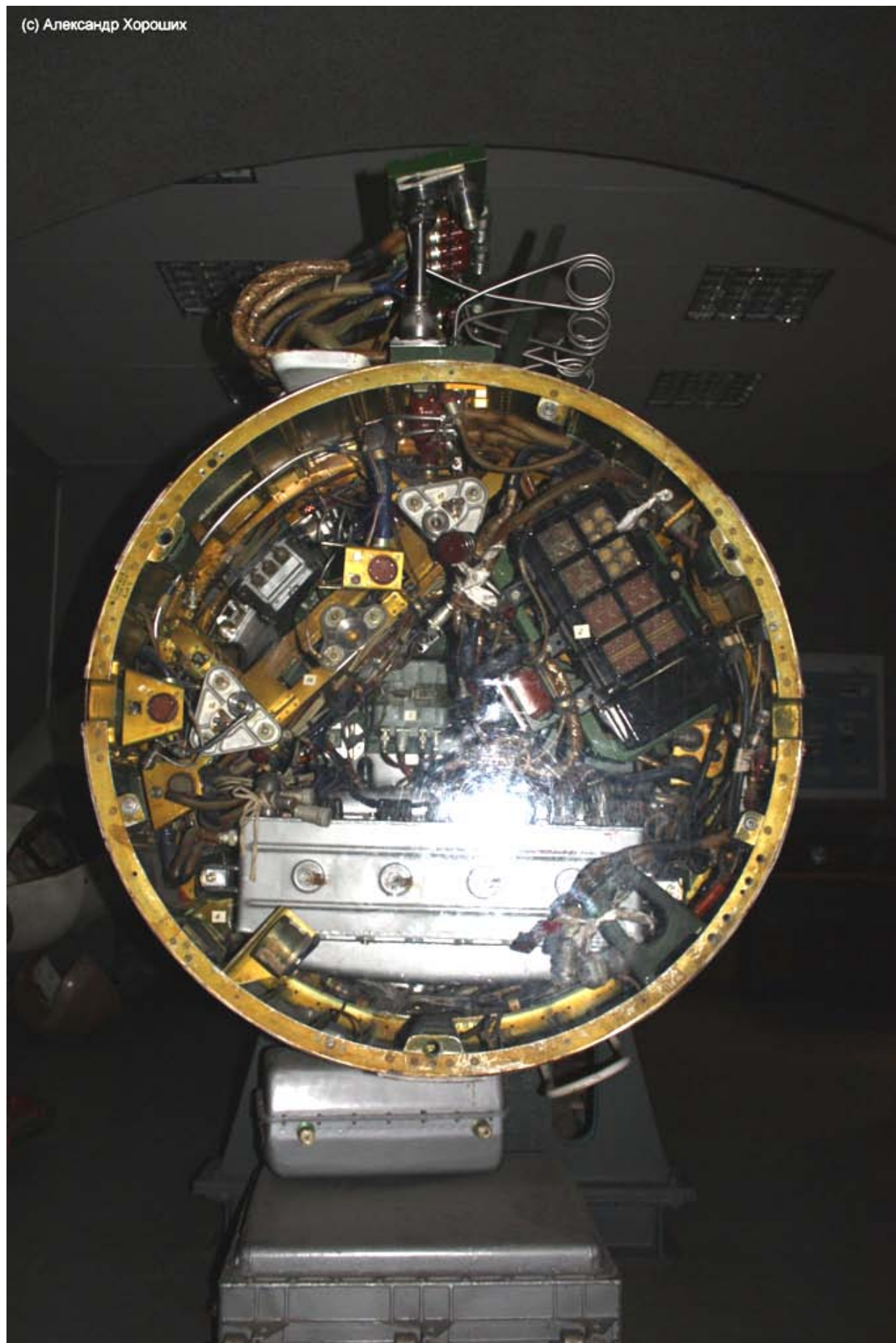


Корпус приборного отсека:

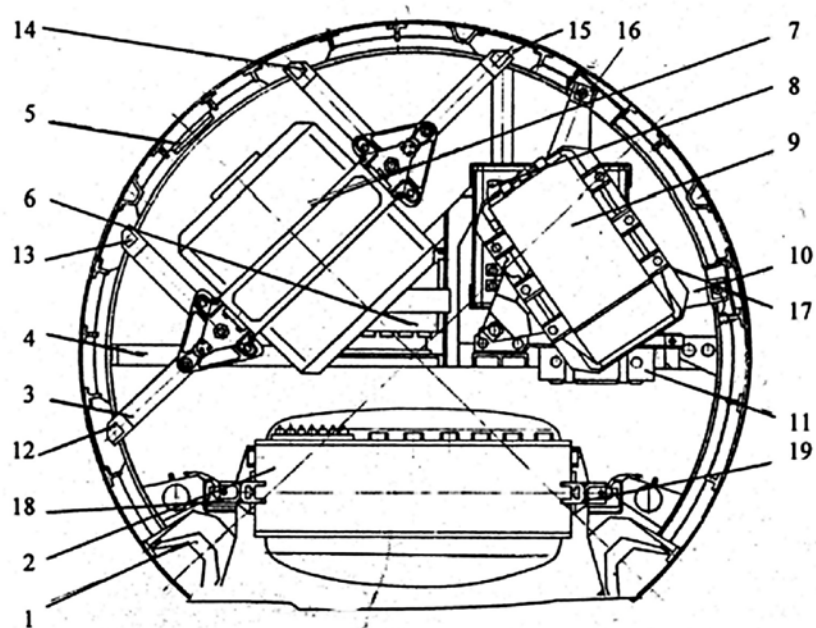
1,7 – торцевые шпангоуты; 2 – обшивка; 3 – теплозащитное покрытие; 4,5 – промежуточные шпангоуты; 6 – стрингер; 8,17 – направляющие штыри; 9,16,19 – крышки; 10,12 – фитинги; 11,14 – люки; 13 – кронштейн; 15,18 – платы.

Обшивка и силовой набор соединены заклепками. Обшивка изготовлена из алюминиевого сплава Д19-Т, силовой набор - из алюминиевого сплава Д16-Т и магниевого сплава ВМ65-1. Последний материал также обеспечивает ликвидацию аппаратуры отсека в аварийных ситуациях. Для защиты корпуса приборного отсека и приборов от аэродинамического нагрева на наружную поверхность обшивки нанесен слой теплозащитного покрытия ТТП-8ГА. Нижним основанием приборный отсек при помощи 30 стыковочных болтов крепится к верхнему торцевому шпангоуту топливного отсека, а к верхнему на 3 пироболтах стыкуется ГЧ. Аппаратура в приборном отсеке размещена на трех рамах и четырех опорных кронштейнах. В приборном отсеке также размещены элементы пневмосистемы ракеты, предназначенной для подачи воздуха (из шарового баллона воздуха высокого давления) на гиросtabilизированную платформу для работы воздушных подшипников, и предварительного наддува перед стартом бака окислителя второй ступени. Система управления ракетой 8К99 (масса - 250 кг) - инерциальная, автономная, с гиросприборами на воздушном подвесе (что резко снижает ошибки гиросприборов) и быстродействующей аналого-цифровой счетно-решающей машиной. Система управления ракетой 8К99 была создана в ОКБ-692 (Главный конструктор В. Г. Сергеев) с использованием новой высокоточной малогабаритной гиросtabilизированной платформы (ГСП) разработки НИИ-49 (Главный конструктор В. П. Арефьев). Характеристики по времени приведения гиросприборов в рабочий режим были резко повышены по сравнению с образцами, существовавшими ранее. Точность работы СУ была улучшена за счет применения новых высокоточных гиросблоков и гиросинтезаторов на воздушном подвесе и разработки рациональной конструкции ГСП на базе использования новых конструкционных материалов. Полетное задание вводилось дистанционно.

(с) Александр Хороших



Приборный отсек



Размещение аппаратуры в приборном отсеке:

1 – опорный кронштейн; 2 – приборный контейнер; 3 – рама гиростабилизированной платформы; 4 – нижняя рама; 5 – иллюминатор; 6 – усилитель-преобразователь; 7 – гиростабилизированная платформа; 8 – аккумуляторная батарея; 9 – статический преобразователь тока и задающий генератор; 10 – верхняя рама; 11 – счетно-решающий прибор; 12 – 19 – узлы крепления приборов.

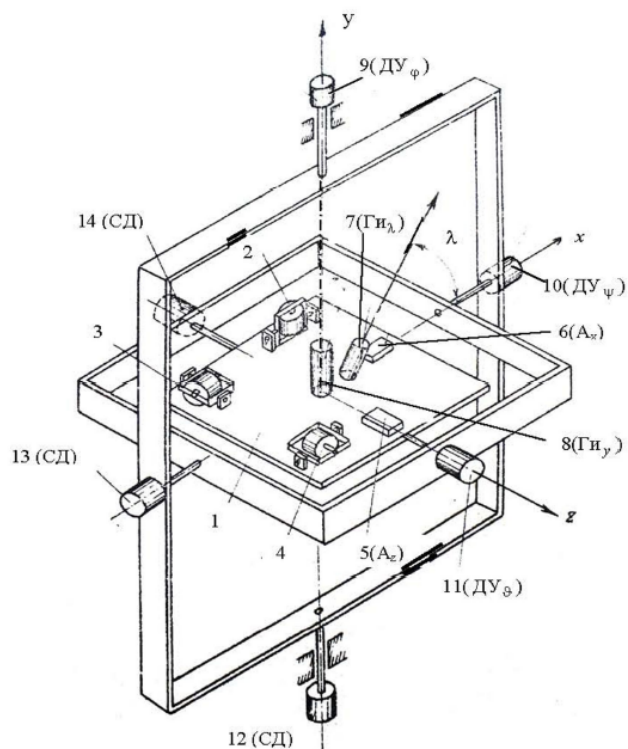


Схема гиростабилизированной платформы:

1- платформа; 2-4 – гироскопы силовые; 5,6 – акселерометры; 7,8 – гиросинтезаторы.



(с) Александр Хороших



(с) Александр Хороших



Часть панели бортовых разъемов (ПБР)

Управление ракетой осуществляется посредством шести каналов управления:

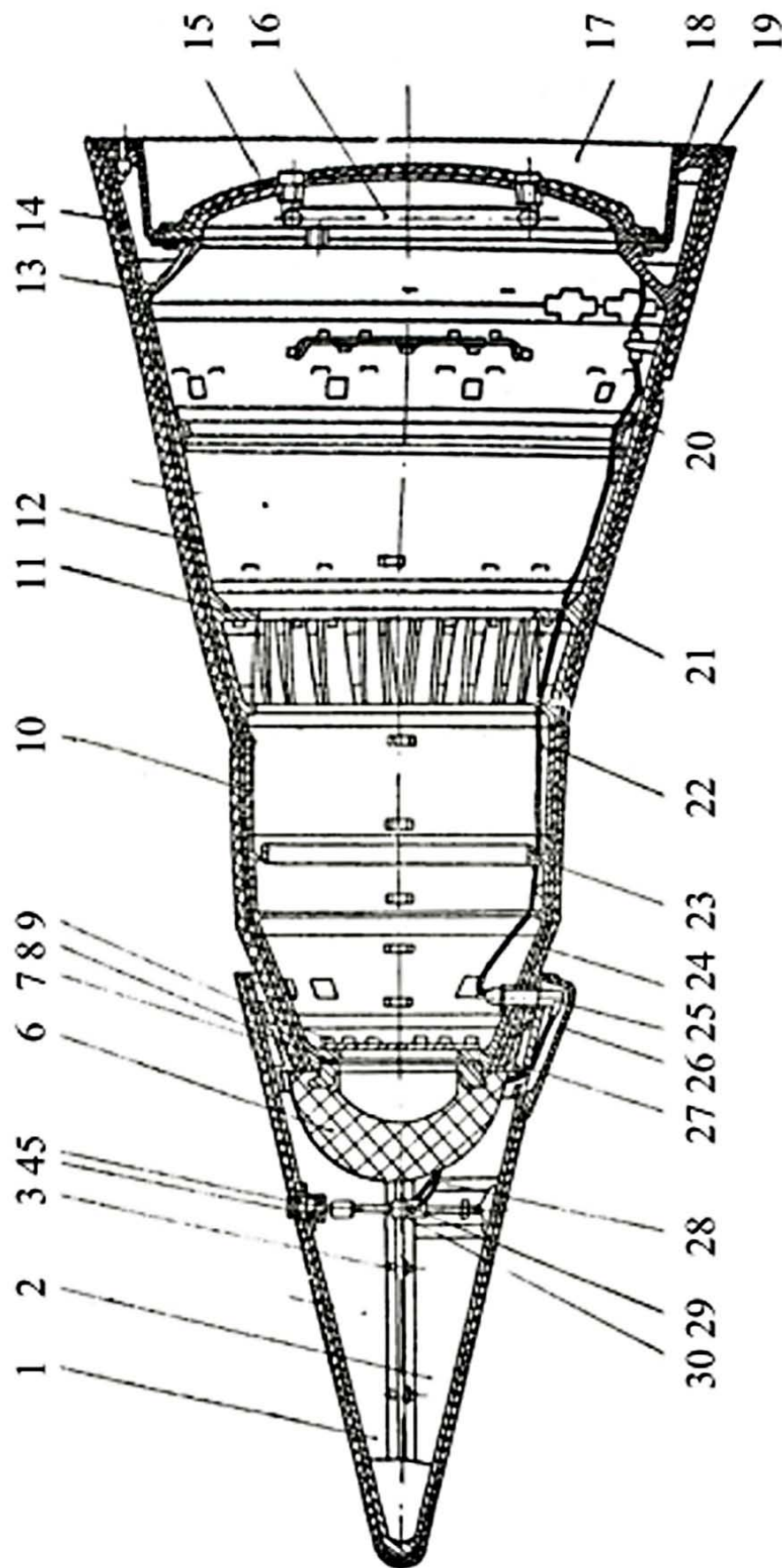
- канал стабилизации по углу крена;
- канал боковой стабилизации ракеты;
- канал управления нормальной скоростью;
- канал управления продольной скоростью;
- канал управления дальностью полёта (канал управления выключением двигателя второй ступени и отделением головной части);
- канал управления разделением ступеней.

Каждый из первых четырех каналов управления представляет собой замкнутую систему автоматического регулирования, работающую по принципу устранения рассогласования между текущим значением регулируемого параметра и его программным значением. Работа пятого и шестого каналов осуществляется по разомкнутой схеме, т.е. при выполнении необходимых условий подаются команды на разделение ступеней, выключение двигателя второй ступени и отделение головной части.

Связь бортовой аппаратуры с пусковой установкой осуществляется с помощью платы бортовых разъемов (ПБР), состоящей из двух частей. Одна часть расположена на внешней поверхности корпуса приборного отсека, другая - на внутренней поверхности ТПК. Перед выходом ракеты из контейнера при помощи пироболтов и отталкивающих пружин часть ПБР контейнера отделяется и соединяется с частью ПБР ракеты. После выхода ракеты из ТПК ПБР целиком отстреливается от ракеты. Оставшиеся на ракете разъемы закрываются крышкой.



Вдоль корпусов обеих ступеней, переходного и хвостового отсеков проложен желоб с бортовой кабельной сетью (БКС). С противоположной стороны вдоль корпусов второй ступени и переходного отсека проложены трубопроводы пневмогидравлической системы (ПГС). Трубопроводы ПГС и кабели в желобе БКС закрываются пластмассовыми крышками.



«Легкая» головная часть:

1, 2 – створки обтекателя; 3 – штырь; 4 – гайка; 5 – шток; 6 – наконечник; 7 – штангоут обтекателя; 8 – прокладка; 9 – болт; 10, 12, 14, 24 – оболочка; 11 – штангоут в сборке; 13, 20, 23, 27 – штангоут; 15 – днище; 16 – кольцо усреднительное; 17 – конус; 18 – кольцо; 19 – штангоут торцевой; 21 – теплозащитное покрытие; 22 – кабель; 25 – разъем; 26 – крышка; 28 – кабель; 29 – пиропатрон; 30 – пиротолкатель

Боевое оснащение МБР

Боевое оснащение ракеты - моноблочная термоядерная головная часть и система преодоления противоракетной обороны противника. Были разработаны два типа ГЧ для комплектации ракеты - «легкая» и «тяжелая», мощностью 0,4 Мт и 1,0 Мт, соответственно. Дальность полета с «тяжелой» головной частью - 8000 км, а с «легкой» - до 11000 км, соответственно, что позволяло, таким образом, обеспечить гибкое применение комплекса и решение различных стратегических задач. Согласно данным из ряда источников, в ходе испытаний ракетного комплекса также проходили испытания и ГЧ различных типов, удельные массогабаритные характеристики которых постоянно улучшались, что позволяло достичь определенного прогресса в увеличении дальности стрельбы.

«Легкая» ГЧ состоит из собственно ГЧ, в которой размещается термоядерный боезаряд и аппаратура подрыва, и головного обтекателя («тяжелая» ГЧ головным обтекателем не комплектовалась). «Легкая» ГЧ имеет обозначение 15Ф993. По форме ГЧ представляет собой набор трех усеченных конусов со сферическим притуплением, углы полураствора конусов составляют 20, 2 и 15°. ГЧ состоит из наконечника, корпуса, днища и конической хвостовой юбки, защищающую внутреннюю часть нижней оболочки корпуса от действия высоких температур при прохождении плотных слоев атмосферы. Конический наконечник со сферическим притуплением изготовлен из радиопоглощающего теплозащитного покрытия РТП-170. Корпус ГЧ - многослойный: на подложку, выполненную из алюминиевого сплава АМг6, была произведена намотка стеклопластика, поверх которого нанесено двухслойное сублимирующее теплозащитное покрытие, состоящее из слоя материала РЛТ-1 (внутренний слой) и слоя пористого асботекстолита АТ-1 (внешний слой). Днище изготовлено из алюминиевого сплава АМг6, на его поверхность нанесено теплозащитное покрытие из асболованотекстолита АПАТ-50. Из материала АПАТ-50 изготовлена также коническая хвостовая юбка. Влажностный режим в корпусе ГЧ обеспечивается установленными внутри патронами с силикагелем. ГЧ крепится к корпусу ракеты через торцевой шпангоут ГЧ при помощи трех пироболтов. Связь между аппаратурой ГЧ и аппаратурой системы управления ракеты осуществляется через отрывные разъемы на наружной поверхности днища ГЧ. Там же расположены штуцеры для забора воздуха к барометрическим приборам ГЧ и для проверки герметичности корпуса ГЧ. Для уменьшения аэродинамического сопротивления ракеты и частичного снижения аэродинамического нагрева ГЧ на активном участке траектории на "легкой" ГЧ устанавливался остроконечный конический головной обтекатель, сбрасываемый во время работы двигателя второй ступени, когда аэродинамическое сопротивление становится относительно незначительным. Обтекатель состоит из двух тонкостенных створок, изготовленных из алюминиевого сплава АМг6 с нанесением на наружную поверхность створок теплозащитного покрытия ТПГ-81. Створки обтекателя сбрасываются по команде системы управления при помощи пиротолкателя, в котором установлены 2 пиропатрона.

Ракета оснащалась системой преодоления противоракетной обороны противника, созданной по типу СП ПРО «Лист» МБР Р-36 (8К67) разработки ОКБ-586. СП ПРО включала в себя следующие компоненты:

- вторая ступень, выполняющая после отделения ГЧ роль ложной цели;
- радиопоглощающее покрытие на наконечнике ГЧ МБР, совмещенное с соответствующим теплозащитным покрытием;
- семейство пассивных легких ложных целей (дипольные отражатели и надувные ложные цели), имитирующих головную часть по радиолокационным и баллистическим характеристикам на заатмосферном участке нисходящей ветви траектории ГЧ.

Контейнеры с легкими ложными целями крепились к специальным кронштейнам на нижнем днище топливного отсека второй ступени. Это обеспечивало отстрел ЛЛЦ с требуемыми скоростями и направлением для обеспечения построения совместно с ГЧ эффективной боевой цепочки. Выброс каждой ложной цели осуществлялся путем минометного выстрела из контейнера в конце активного участка полета. Направления и импульсы выстрелов варьировались и были индивидуальными для каждой ракеты. Работы по созданию СП ПРО в ОКБ-586 проводились в вычислительном отделе 126 во главе с Н. И. Урьевым.

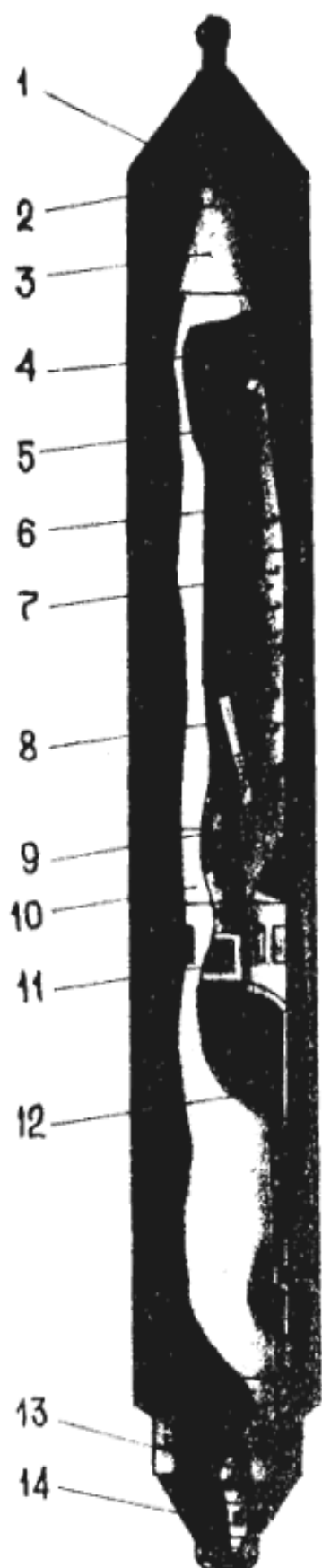


Тяжелая головная часть МБР 8К99

(с) Александр Хороших



(с) Александр Хороших



**Межконтинентальная
баллистическая ракета РТ - 20
(в транспортно-пусковом
контейнере)**

- 1 - транспортно-пусковой
контейнер;
- 2 - сбрасываемый наконечник
головной части;
- 3 - головная часть;
- 4 - приборный отсек;
- 5 - демпфирующий конус;
- 6 - бак окислителя II ступени;
- 7 - демпфирующая перегородка;
- 8 - бак горючего II ступени;
- 9 - маршевый ЖРД II ступени;
- 10 - переходник с газозащитным
экраном;
- 11 - пороховой двигатель конечн
ступени тяги;
- 12 - маршевый РДТТ I ступени;
- 13 - поворотные сопла РДТТ
I ступени;
- 14 - стартовый пороховой
аккумулятор давления.

Ранний проект транспортно-пускового контейнера ракеты 8К99

Транспортно-пусковой контейнер и вспомогательные вопросы обеспечения старта МБР

Ракета размещается в специальном устройстве — транспортно-пусковом контейнере, который обеспечивал транспортировку, длительное хранение ракеты в состоянии боевой готовности и ее «минометный» старт. Крепление ракеты к опорным пятам контейнера производится с помощью восьми разрывных болтов, установленных на нижнем торцевом шпангоуте двигателя первой ступени. Он имеет узлы продольного крепления ракеты к ТПК. В качестве узлов поперечного крепления ракеты в ТПК используются четыре кольцевые опоры-обтюраторы, сбрасываемые после выброса ракеты из ТПК.



Кольцевые опоры-обтюраторы с пиропатронами разрыва



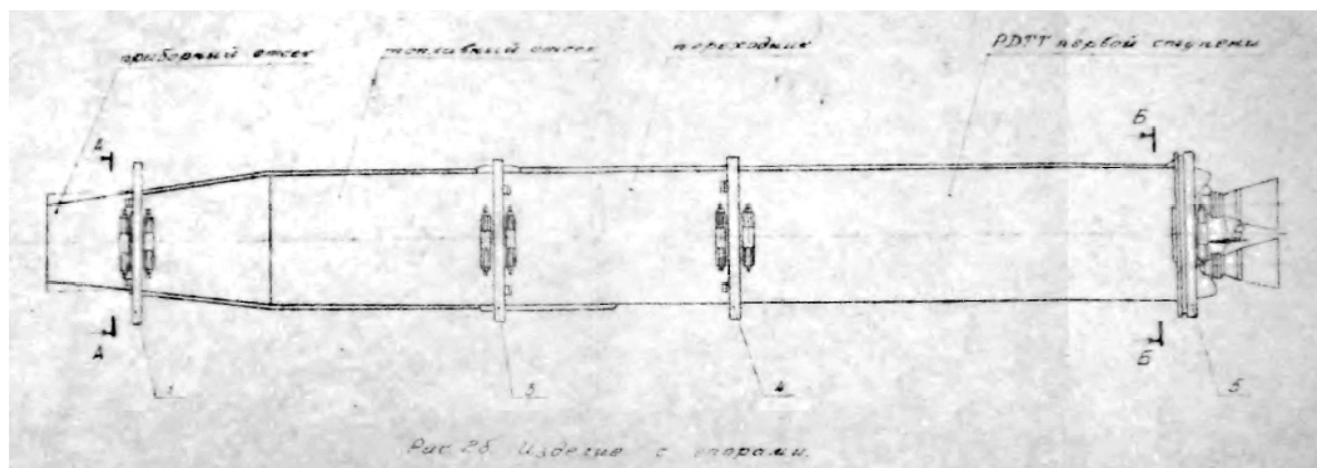


Схема размещения кольцевых опор-обтюраторов на ракете









Транспортно пусковой контейнер снаряженный ракетой

Транспортно-пусковой контейнер представляет собой цилиндрический сварной корпус из алюминиевого сплава АМгб с рядом силовых шпангоутов и обечаек, имевшем на наружной поверхности кронштейны для крепления к пусковой установке (ПУ), а также для проведения такелажных работ и подъема ракеты в вертикальное положение. Контейнер оборудован системами термостатирования и дистанционного контроля давления в баках.

Старт ракеты происходил особым способом, до того времени никогда не применявшемся в мировой практике для МБР. Впервые для МБР наземного базирования был отработан минометный, или т.н. «холодный», старт, значительно снижающий разрушительное воздействие газовой струи на стартовые агрегаты. Ракета выстреливалась с помощью мощного ПАД, и при достижении в подракетном объеме давления $6 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$ ракета начинала свое движение в ТПК. В момент выхода из транспортно-пускового контейнера скорость ракеты достигала 30 м/с. На высоте не более 20 м от среза контейнера происходил запуск РДТТ первой ступени, одновременно происходит отделение опорных колец и ПБР, и ракета начинала полет к цели.

На разработку и отработку типа старта было обращено очень много внимания. Обычная «открытая» схема с запуском двигателя первой ступени не годилась. Необходимо было или иметь заранее подготовленную стартовую площадку (что снижало боевые возможности подвижного ракетного комплекса), или иметь в составе самоходной пусковой установки специальный газоотражатель, что существенно увеличивало ее массу. Очень заманчивой представлялась «замкнутая» схема старта, когда ракета за счет давления газов выбрасывается из контейнера, а

затем запускается ее маршевый двигатель. Так, например, происходил старт у американских БРПЛ семейства Polaris – их выталкивало из шахты ПЛАРБ давление специально создаваемой «холодной» парогазовой смеси. В условиях сравнительно компактного подвижного наземного ракетного комплекса осуществление такого способа представлялось крайне сложным. ЦНИИмаш, являвшийся головным институтом отрасли, настоятельно рекомендовал принять комбинированную схему старта, реализованную в шахтном комплексе с МБР РТ-2 (8К98) разработки ОКБ-1: в задонный объем ТПК предварительно заливалась вода, испарявшаяся при воздействии на нее газовой струи РДТТ I ступени, при запуске маршевого двигателя давление регулировалось путем сброса части парогазовой смеси наружу через люки со сдвижными крышками на боковой поверхности контейнера. Но реализация этого принципа в условиях подвижного ракетного комплекса представлялась достаточно сложной задачей. ОКБ-586 предложило свою оригинальную схему старта, которая в дальнейшем станет своеобразной «визитной карточкой» ОКБ-586. Суть ее состояла в том, что в задонном объеме ТПК размещался пороховой аккумулятор давления, газы которого выталкивали ракету из контейнера, а необходимая величина этого усилия обеспечивалась прогрессивной расходной характеристикой порохового заряда, форма которого выбиралась таким образом, чтобы давление в подракетном объеме после начала движения ракеты в ТПК в течение всего процесса движения поддерживалось постоянным. ПАДы для минометного старта ракеты РТ-20П были созданы в НИИ-125 (директор Б. П. Жуков). Отработка этой схемы старта проводилась на моделях на стенде КБСМ – разработчика наземного комплекса (Главный конструктор Б. Г. Бочков), а натурная – на Павлоградском механическом заводе.



Погрузка ТПК в железнодорожный вагон

РОЖДЕНИЕ КОНТЕЙНЕРА

« В открытом виде ракета транспортироваться не может, ее надо надежно укрыть в специальном контейнере, из которого она и должна стартовать. В проектируемом подвижно-грунтовым комплексе все было новым, в том числе и необходимость защиты от атмосферных воздействий, и вопросы эксплуатации. Но если при создании собственно ракеты еще как-то можно было использовать опыт предыдущих решений, то относительно транспортно-пускового контейнера, из которого выстреливалась ракета, следовало выразиться более конкретно: такого понятия на момент начала проектирования вообще не существовало. Конструкторское бюро не разрабатывало не только ТПК, но и контейнеры как таковые.

Вначале казалось, что создание транспортно-пускового контейнера не вызовет особых сложностей: цилиндрическая оболочка с поперечным силовым набором -шпангоутами. Такие конструкции давно отработаны в практике самолето- и ракетостроения, и практически стали стандартными. Но по мере проработки контейнера требования к конструкции непредвиденно стали усложняться. Условие соблюдения температурно-влажностного режима поставило на повестку дня необходимость создания наружного теплоизоляционного слоя. Его же, в свою очередь, надо защитить от механических воздействий.

В результате появляется, кроме несущей внутренней металлической и теплоизоляционной оболочек, дополнительная наружная, также металлическая. Несущие - наружная и внутренняя оболочки соединяются между собой силовыми элементами, а это, по сути, уже трехслойная конструкция - сэндвич.

Связь ракеты и контейнера вначале предполагали осуществить с помощью бугелей, движущихся по направляющим. Такое решение, успешно использованное в шахтных установках, применительно к подвижному старту имело существенный недостаток: непомерно большие зазоры между корпусом ракеты и контейнером приводили к крайне нежелательному увеличению габаритов последнего. Ведь если в шахтном варианте с этим можно было как-то мириться, то транспортировка оболочки неоправданно больших размеров могла поставить под сомнение весь проект.

В противовес этому явно неудачному варианту было предложено ввести специальные кольцевые опоры, которые позволяли реализовать компоновку системы ракета-контейнер так, что между ними зазоры сокращались до минимальных размеров. Уменьшение же зазоров давало возможность успешно решать основную задачу - выталкивание ракеты из контейнера, как поршень из цилиндра с помощью газов пороховых аккумуляторов давления.

Одна из сложных проблем была связана с неизбежным технологическим искривлением оси корпуса контейнера и оси ракеты, которые могли привести к заклиниванию последней при движении в контейнере. Максимально "выпрямить" ось контейнера удалось с помощью технологических ухищрений: транспортно-пусковой контейнер собирался из отдельных частей, которые предварительно растачивались на специально созданном прецизионном станке, а затем с помощью сварки собирались также в специально разработанном

сборочном приспособлении - стапеле. Для достижения высокой точности при сборке они выставлялись с помощью оптических визиров оригинальной конструкции. В итоге контейнер представлял собой, по сути, артиллерийский ствол принципиально новой конструкции и нового назначения. Обеспечить необходимые зазоры между корпусом ракеты и контейнером удалось за счет опор, на которых она покоилась. С этой целью была предусмотрена возможность их регулировки в радиальном направлении. При создании контейнера произошел один показательный случай, который лишний раз подтвердил, насколько неожиданным образом может проявиться скрытая, непредусмотренная, но возможная ситуация.

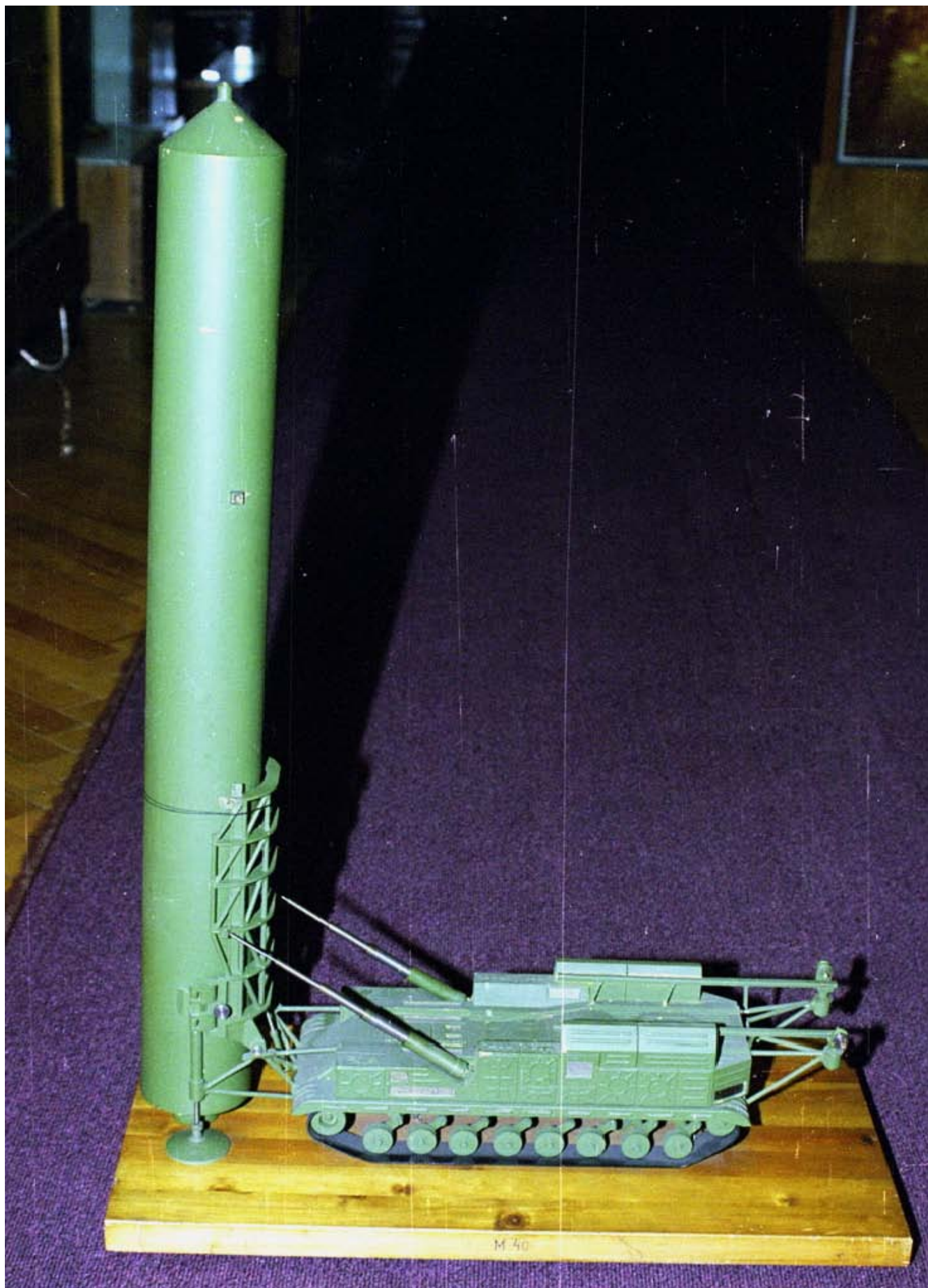
Для сохранения температурного режима была спроектирована система воздухопроводов, выходивших в верхней части контейнера на его внутреннюю поверхность. Однако при этом не была учтена особенность принятой системы подачи команды на запуск маршевого двигателя, которая осуществлялась по выходу соответствующего контакта из контейнера. Последний двигался в утопленном состоянии по зеркалу контейнера и, освобождаясь в момент выхода, давал сигнал в систему запуска. Во время одного из пусков произошло непредвиденное: контакт попал в отверстие воздуховода и выдал преждевременную команду, хотя ракета еще не вышла из контейнера. В результате - аварийный пуск со всеми вытекающими последствиями. Для избежания подобных "попаданий" в дальнейшем была предусмотрена специальная дорожка с учетом возможного разворота при движении ракеты. В этой зоне не было отверстий для воздухопроводов.

С тех пор, несмотря на то, что появились более совершенные и не механические, а электронные контакты, в которых никакого западания быть не может, все равно ситуация любого возможного непредвиденного "провала" находится всегда под особым контролем. Такова цена горького опыта.

Схематично процесс старта выглядел так. По команде системы управления мгновенно, с помощью кумулятивного шнура "отрезалась" верхняя крышка транспортно-пускового контейнера и пороховым ракетным двигателем уводилась в сторону. В этот момент запускались пороховые аккумуляторы давления, установленные на нижнем днище контейнера. Выбатываемые ими газы выталкивали ракету, и, после выхода ее из контейнера, на высоте 15-20 метров, запускался маршевый двигатель.

Выбранное и отработанное при создании ракеты РТ-2ОП для мобильных подвижных стартов направление с использованием ТПК для боевых стратегических ракет стало основным и сохранило свое значение до сегодняшнего дня. Накопленный опыт определил стратегию проектирования и в дальнейшем использовался не только в ОКБ М.К. Янгеля, но практически во всех конструкторских бюро (В.Н. Челомей, А.Д. Надирадзе, В.П. Макеева), занимавшихся проектированием боевых ракет».

Из книги Л.Андреева и С.Конюхова Янгель: уроки и наследие.



Самоходная пусковая установка Объект 819 (модель из музея Кировского завода)

Самоходная пусковая установка

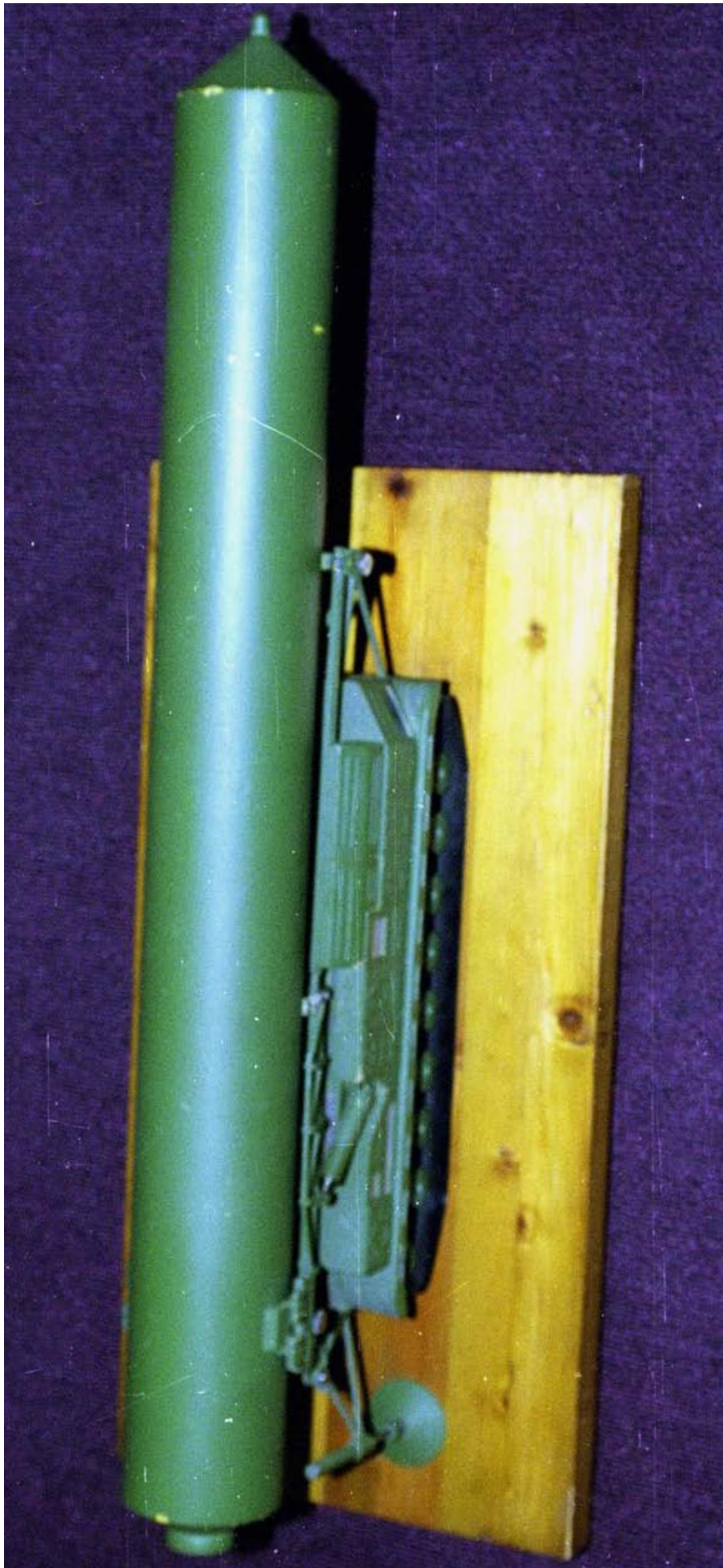
С самого начала ракета РТ-20П разрабатывалась для грунтового базирования на самоходной гусеничной пусковой установке. Эту идею подал известный создатель легендарных советских тяжелых танков серий КВ и ИС времен Великой Отечественной войны Ж.Я.Котин. Вот как вспоминает об этом В.Федоров, работавший тогда проектантом в КБ Янгеля:

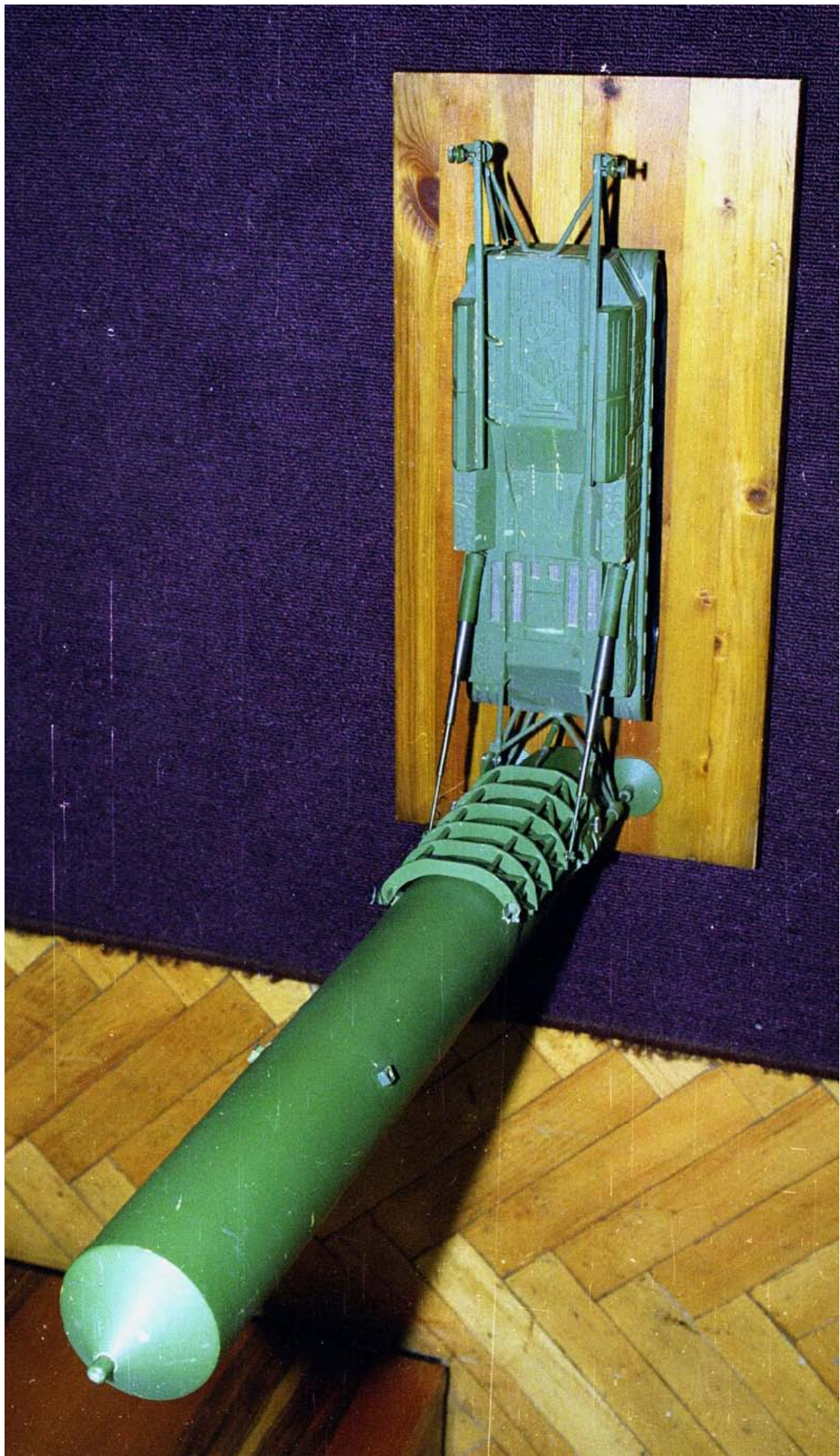
«— Мы приехали в Ленинград на Кировский завод, чтобы согласовать документацию на транспортную тележку под «лунную ракету» Янгеля. Встретились с главным конструктором Кировского завода Жозефом Котиным. Документацию согласовали быстро, а Котин говорит: «Ну что это за работа для нашего КБ — телегу делать? Вот если бы у вас была ракета тонн на тридцать, мы бы сделали подвижную ракетную установку». Я сказал, что такая ракета у нас есть. «Передайте Михаилу Кузьмичу, что я хотел бы работать с ним по этой теме».



В. Федоров







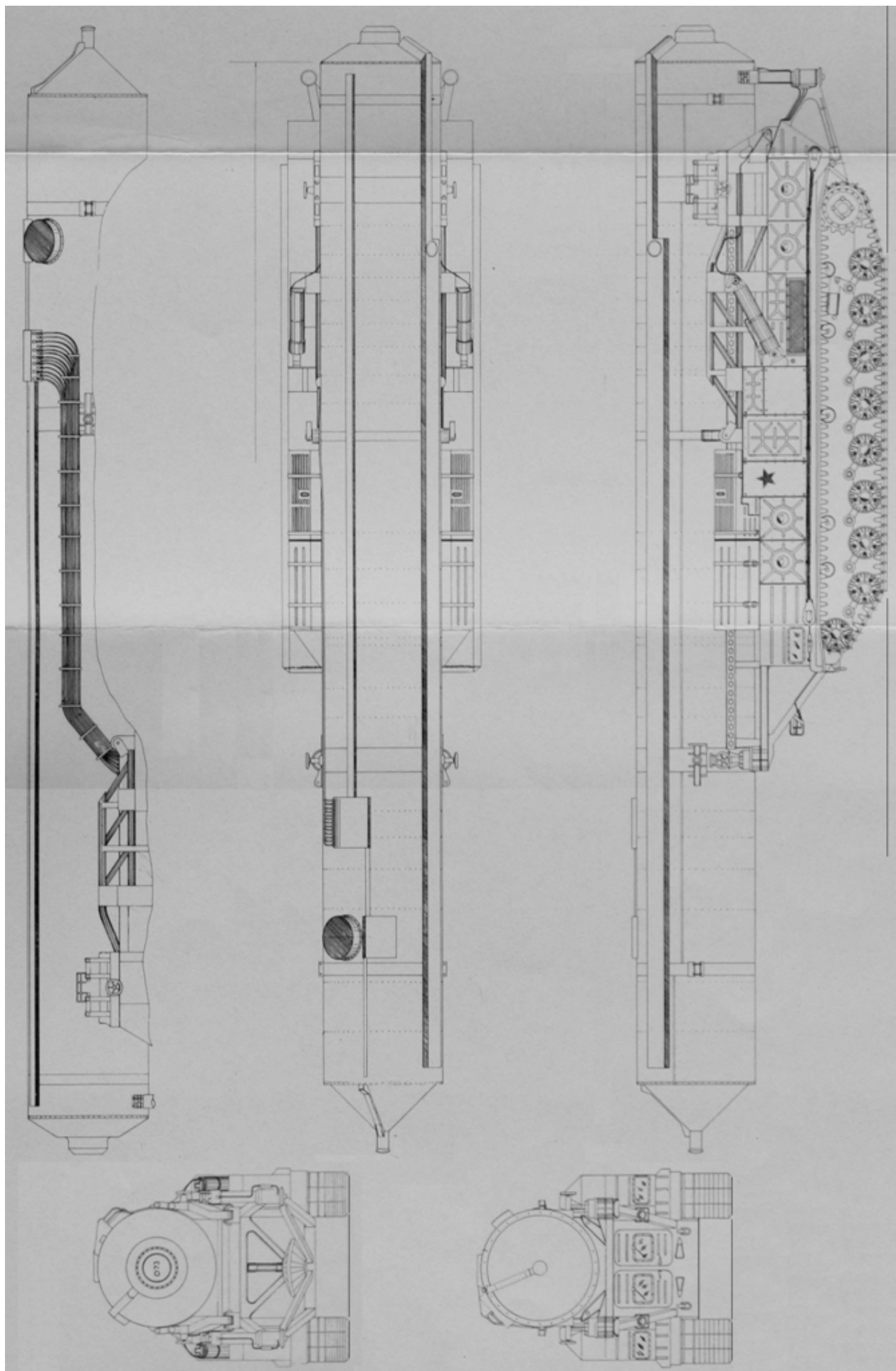


Ж.Я. Котин

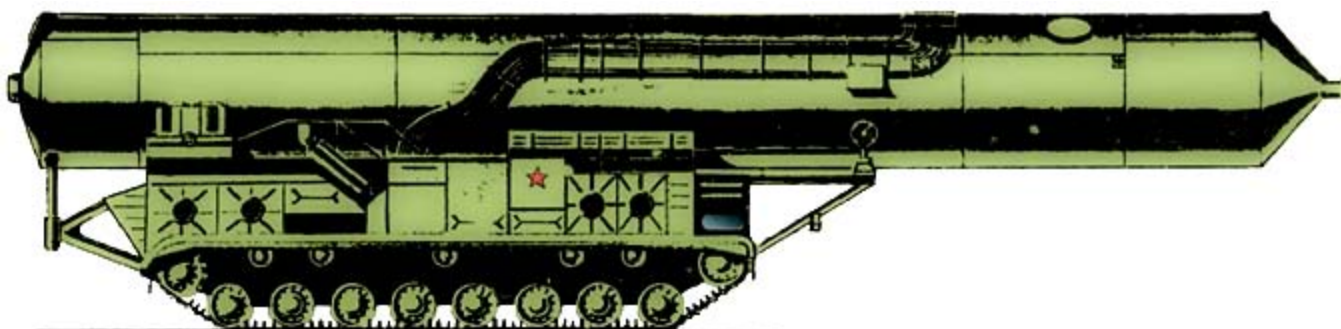


Конструкторы Ленинградского Кировского завода

Совместными усилиями специалистов ОКБ-586 и КБ-3 ленинградского Кировского завода в 1963 году началось проектирование первого в мире наземного самоходного транспортно-пускового агрегата для межконтинентальной ракеты. В 1963-65 гг. последовательно рассмотрев несколько проектов СПУ на базе тяжелых артиллерийских установок – «объект 818» и «объект 819» весом в 42 тонны в короткие сроки был создан «объект 820» – полноценная боевая машина.



Самоходная пусковая установка Объект 820



«Объект 820» – самоходная пусковая установка 15У20, был разработан на базе узлов и агрегатов тяжелого танка Т-10М и самоходной артустановки ИСУ-152. Собственный вес машины – 42 т, с заряженной ракетой контейнером – 78 т. Мощность дизельного двигателя 810 л. с. Скорость движения по шоссе достигала 40 км/ч, а по бездорожью до 15 км/ч. Длина установки с ТПК – 20 м, ширина – 3,15 м. Высота с контейнером в горизонтальном положении – 4,4 м. Пусковая установка 15У20 представляет собой гусеничную платформу. В передней ее части расположена кабина экипажа, состоящего из трех человек. Вход в кабину осуществляется через две двери, находящиеся в лобовом листе установки. С левой стороны по ходу движения машины находится место механика-водителя. Справа – откидное сиденье командира. В глубине кабины установлен пульт и вращающееся кресло оператора. Обзор из кабины осуществляется через большие окна в дверях. Кроме этого присутствуют и два щелевых окна по бортам установки расположенные под углом 45° к лобовой проекции. На крыше кабины находятся четыре ящика для оборудования, по два с каждого борта. Справа на крыше смонтирован антенный ввод радиостанции. За кабиной, по бортам установки находятся ящики с вспомогательным оборудованием закрытые дверками и съемными щитками. Ближе к задней части машины расположены выхлопные щели двигателя. Над ними находятся домкраты подъема корзины с контейнером. Всю кормовую часть машины занимает силовое отделение. Корпус пусковой установки представляет собой сварную раму с обшивкой. Для уменьшения веса машины в качестве обшивки был выбран тонкий дюралюминиевый лист. Для предания ему большей прочности лист подвергался фигурной штамповке. Гусеничная ходовая часть имеет по 8 опорных катков с торсионной подвеской с каждого борта взятых от тяжелого танка Т-10М. Для плавности хода передние три и задние два катка имеют гидроамортизаторы. СПУ оснащена тремя выдвижными наземными опорами. Первая – с упором пирамидальной формы, располагается в передней части днища между гусеницами. Две другие – тарели, находятся на несущей раме установки, в ее кормовой части. Передний упор не съемный, а задние тарели во время движения установки демонтируются. Вывешивание СПУ на стартовой позиции осуществляется вышеуказанными тремя выдвижными опорами. Вначале корма приподнимается двумя задними опорами так, что ТПК носовой частью опускается до 1 м к земле, затем выдвигается передняя опора. После того, как передняя часть транспортно-пускового контейнера возвращался примерно в горизонтальное положение, включался автомат горизонтирования.

Сверху, по всей длине корпуса и выходя за его габариты, проходят две горизонтальные балки. Передний их вылет поддерживается двумя подпорками, упирающимися в лобовую часть установки. На концах балок приварены подставки под пяты упора контейнера которые соединены между собой балкой – перемычкой. На поддерживающих раму опорах крепятся фары, прикрытые решетчатой защитой. Задние части балок соединены между собой решетчатой перемычкой. На

задних концах балок расположены места крепления поворотных кронштейнов корзины. В этих точках находятся подпорки передающие нагрузку на корпус установки. Кроме этого, в места крепления осей корзины и корму корпуса упираются треугольники опорных балок, на которых установлены домкраты задних наземных опор установки. Сверху, между балками, в передней части, над крышей кабины установки крепятся два ложементы под контейнер. Параллельно основным опорным балкам, они соединены по краям перфорированными рельсами. Вся эта конструкция представляет собой опорную раму для корзины и контейнера. Корзина представляет собой поворотный сегмент решетчатой конструкции с двумя ложементами. Она подвижно крепится к несущим балкам рамы своими задними кронштейнами. В горизонтальном положении корзина лежит на балках несущей рамы и образует вместе с передними ложементами и рельсами (продолжение которых находится в корзине) неподвижное ложе для контейнера. Контейнер жестко крепится к корзине своей задней частью. В передней части рамы на пятах упора контейнера находятся ручные фиксаторы - замки контейнера в горизонтальном положении. Жесткое фиксирование передней части контейнера с рамой осуществляется вручную при помощи штурвалов. При их вращении в специальные гнезда на корпусе контейнера вводятся фиксирующие штифты. Подъем контейнера осуществляется двумя мощными телескопическими домкратами, расположенными справа и слева по бортам установки. Передние концы гидравлических домкратов подвижно закреплены в средней части корзины, а задние на корпусе установки. Для поднятия контейнера в вертикальное положение в домкраты нагнетается жидкость, заставляющая их раздвигаться. Упираясь в корзину, они проворачивают ее на кронштейнах вместе с контейнером. На кронштейнах корзины крепятся демпферные устройства, которые в вертикальном положении корзины ложатся на верхние части домкратов задних наземных опор установки. Этим обеспечивается жесткость в вертикальном положении контейнера. В поднятом состоянии контейнер кормой садится на грунт.





Так как СПУ «объект 820» оказался готов раньше летных образцов ракеты, то он стал настоящей подвижной лабораторией. На нем отрабатывались и испытывались различные узлы и агрегаты – ходовая часть, двигатель, подъемное устройство контейнера и др. Заправленную ракету на испытаниях заменял ее макет с уложенным внутри балластом – мешками с песком.









Модель СПУ Объект 821



С незначительными изменениями в 1967 году на базе СПУ «объект 820» была изготовлена СПУ 15У21 - «объект 821». В дальнейшем оба типа СПУ использовались для пуска ракет. Ж.Я. Котин внимательно следил за своими детищами – несколько раз прилетал в Плесецк на Северный ракетный полигон, где проходили летные испытания нового ракетного оружия. Серьёзных нареканий при проведении пусков в адрес КБ-3 не было. Котину также было особенно приятно, что этот ракетный комплекс собирали в его родном городе Павлограде.

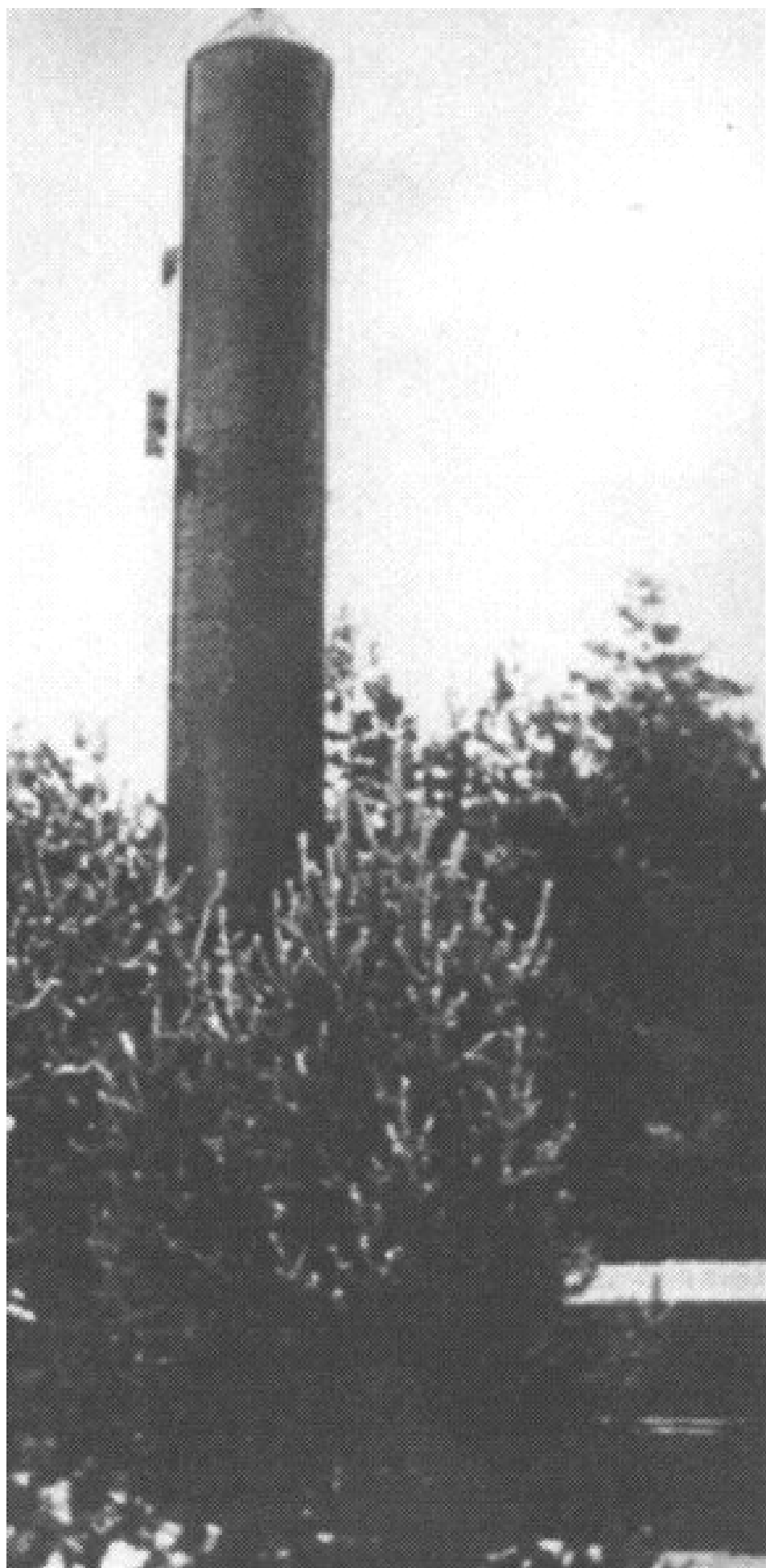
Уникальные самоходки «объект 820» и «объект 821» стали последней разработкой главного конструктора Кировского завода. В 1968 году генерал-полковника инженерно-технической службы Ж.Я. Котина назначили заместителем министра оборонной промышленности СССР.



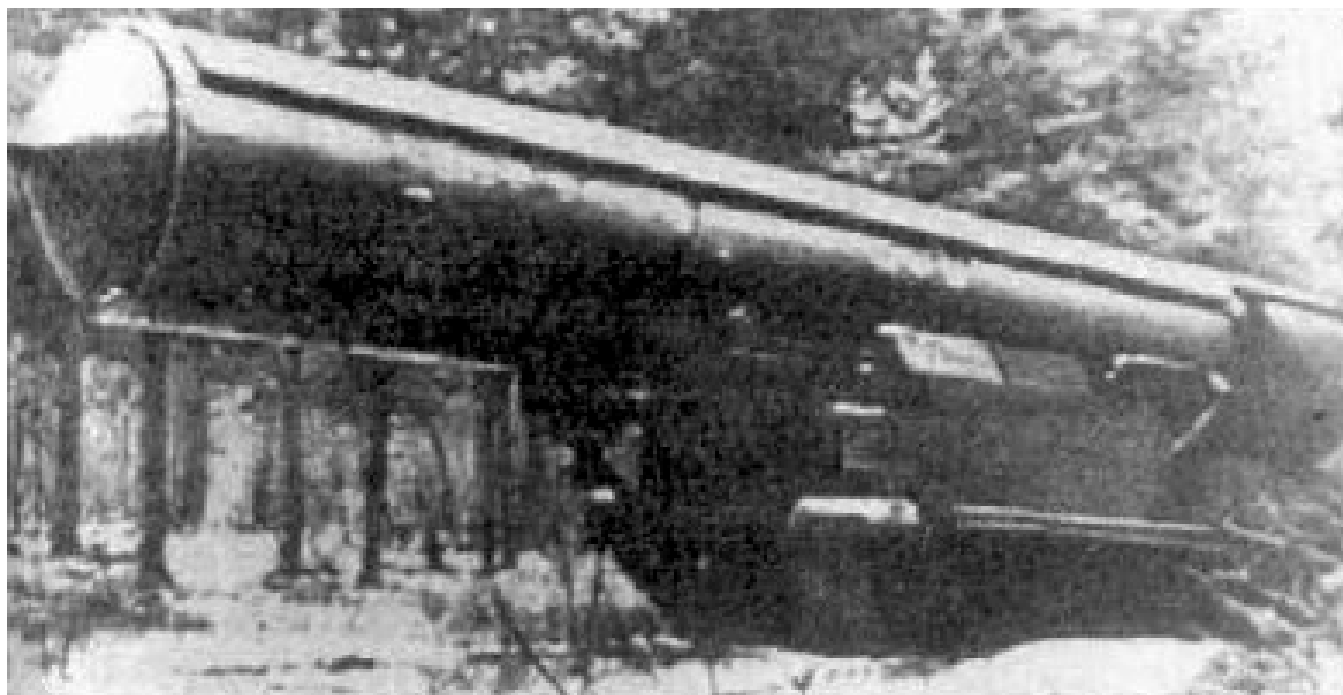








Боевой ракетный комплекс приобретает законченный вид



Официально разработка подвижного ракетного комплекса с МБР РТ-20П была задана 24 августа 1965 г. В 1966 году был выполнен эскизный проект. В состав подвижного ракетного комплекса 15П699 (ракетного полка) входило по плану 6 самоходных пусковых установок 15У21 (заводской индекс СМ-СП-21) с ракетами 8К99. Кроме них в комплексе находились: машина боевого управления 15Н809 на базе МАЗ-543, две машины подготовки стартовой позиции 15Н1034, узел связи «Рельеф» на двух машинах и две подвижные дизель-электростанции 15П694, кабелеукладчик, 3 фургона для личного состава. Проектом предусматривалось, что комплекс в составе ракетного полка будет уходить в лесные пространства Советского Союза на автономное боевое дежурство аналогично ракетным подводным лодкам. Периодичность смены позиции - 2-4 раза в месяц. Гарантийный срок нахождения на боевом дежурстве при регламенте 1 раз в год – 5-7 лет. Боевое применение комплекса осуществляется в любых метеоусловиях, при температурах от -40 °С до +50°С и скорости ветра до 25 м/с.

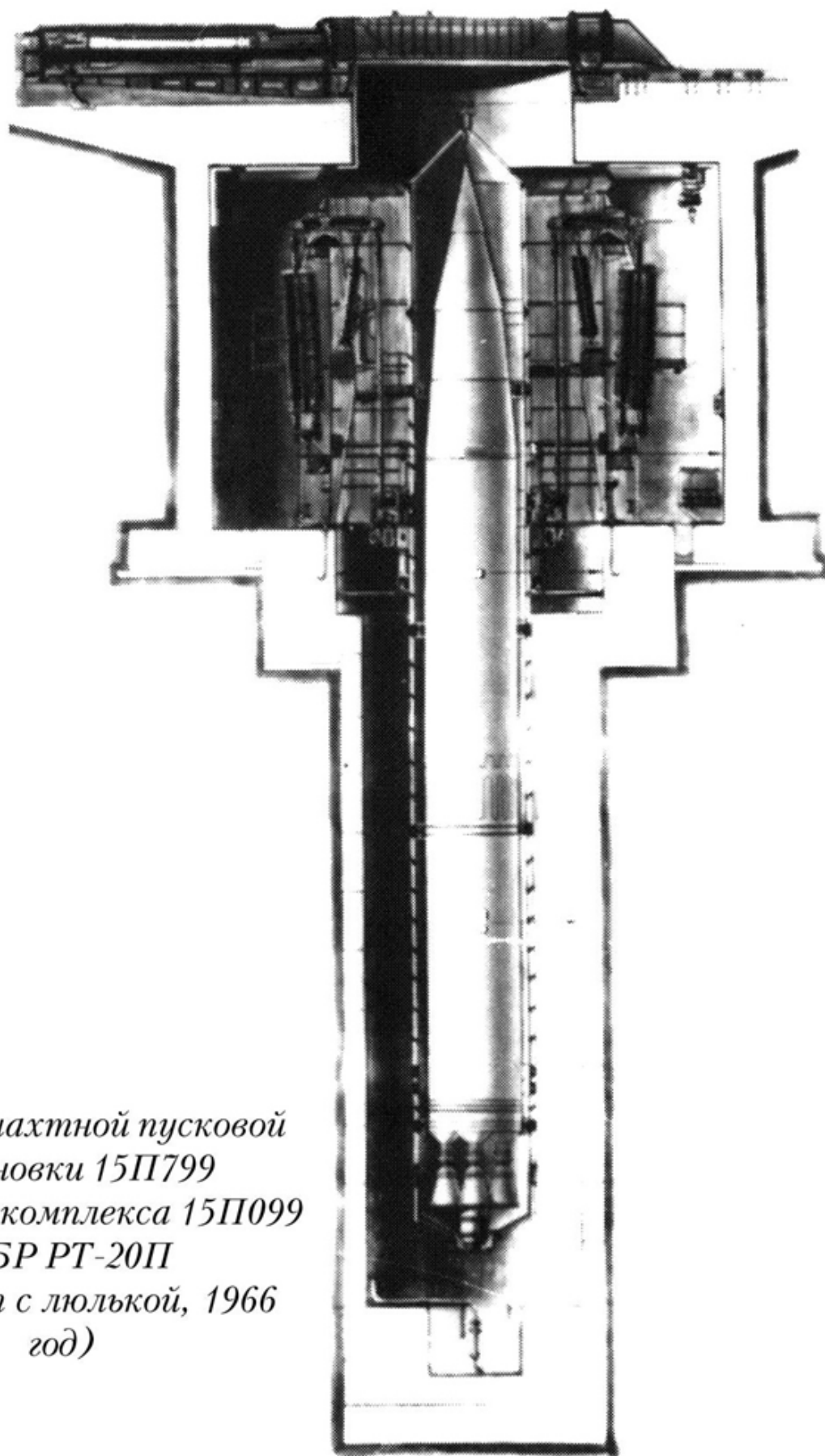
Основа комплекса – межконтинентальные баллистические ракеты 8К99, предназначались для стрельбы по неподвижным наземным целям расположенным на дальностях от 8000 км (с «тяжелой» ГЧ), до 11000 км (с «легкой» ГЧ). Они имели стартовый вес в пределах 30-31,1 т и длину без ГЧ -16,2 м, при максимальном диаметре корпуса -1,6 м. На ракетах предусматривались два типа ГЧ – «легкие» (вес 545 кг, мощность 0,4 Мт) и «тяжелые» (вес 1410 кг, мощность 1 Мт). Длина ракеты с «легкой» ГЧ – 17,48 м, с «тяжелой» – 17,8 м. Ракеты размещались в полностью герметичных транспортно-пусковых контейнерах. Длина ТПК – 18,9 м, диаметр – 2 м. Вес с заправленной ракетой, оснащенной «легкой» ГЧ – 38,8 т.

Самоходные пусковые установки 15У21 (заводской индекс СМ-СП-21) имели следующие характеристики: масса – 79 т, длина с ТПК – 20 м, высота – 4,4 м, ширина в походном положении – 3,15 м. Установка имела скорость движения по шоссе – до 40 км/ч, по бездорожью – до 15 км/ч. Запас хода: по ресурсу шасси – 15000 км, по ресурсу гусениц – 2500 км/ч, по топливу – 250 км.

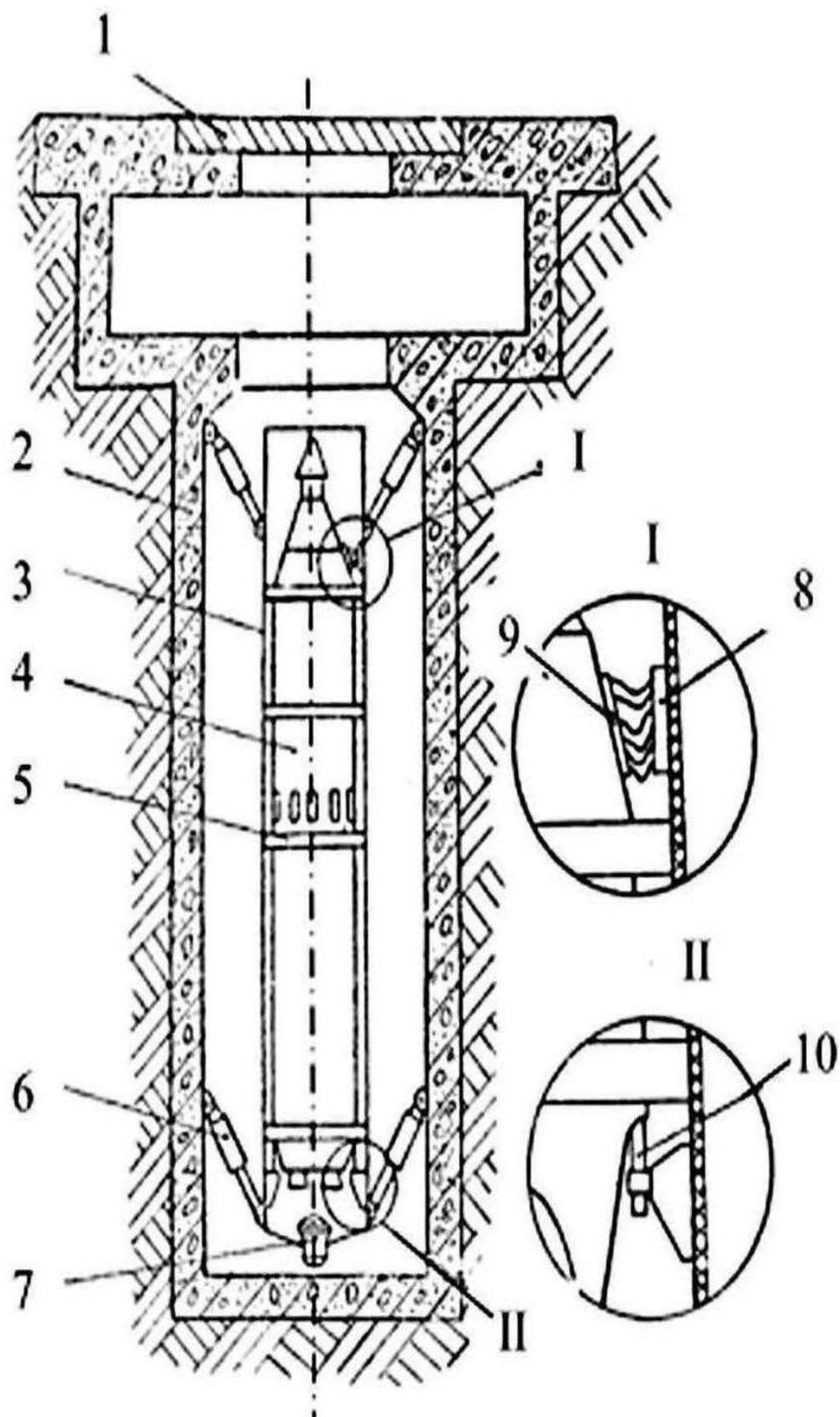
При осуществлении непосредственной подготовки к применению комплекса сначала осуществляется предварительная подготовка позиций, в ходе которой производится геодезическая привязка. Непосредственно при разворачивании БРК на позиции происходит поиск заранее привязанной опорной точки и привязка электровех по азимутам. СПУ, 6 штук, расставлялись по кругу «носом» на центральную электровеху. В ходе прицеливания автоколлиматоры каждой СПУ должны были захватить центральную электровеху для привязки к базовому направлению. Для стартовой позиции выбиралась ровная площадка размером $\times 40$ м с уклоном не более 2° и твердым грунтом. Стартовая позиция должна была обеспечить размещение машины подготовки стартовой позиции (МПП) с последующей заменой ее СПУ, комплекса приборов прицеливания и возможность маневрирования в пределах сектора пуска.



Помимо описанного выше подвижного грунтового ракетного комплекса постановлением Правительства задавалась разработка еще двух типов базирования ракеты РТ-20П. Это железнодорожный и стационарный шахтный ракетные комплексы, соответственно. Работы по железнодорожному ракетному комплексу были приостановлены уже на начальном этапе проектирования ввиду возникших технических сложностей, а шахтный РК в одиночном исполнении продолжал разрабатываться. Он получил заводское наименование СМ-СП-20 и индекс 15П099. В состав подземного ракетного комплекса входят: шахтная пусковая установка 15П799 одиночного старта, транспортно-загрузочная машина 15У52 на колесном ходу и транспортно-пусковой контейнер с ракетой. Амортизация ТПК в ШПУ - двухпоясная, с нижним и верхним поясами, соответственно. Расчетная защищенность ШПУ от ударной волны - $2,1 \cdot 10^6$ Н/м², что было сравнимо с защищенностью части американских ШПУ ОС (WS-133A mod.0, составлявших до 30% ШПУ ОС всех МБР Minuteman), в которых размещались первые МБР Minuteman IA/IB.



*Проект шахтной пусковой
установки 15П799
ракетного комплекса 15П099
МБР РТ-20П
(вариант с люлькой, 1966
год)*

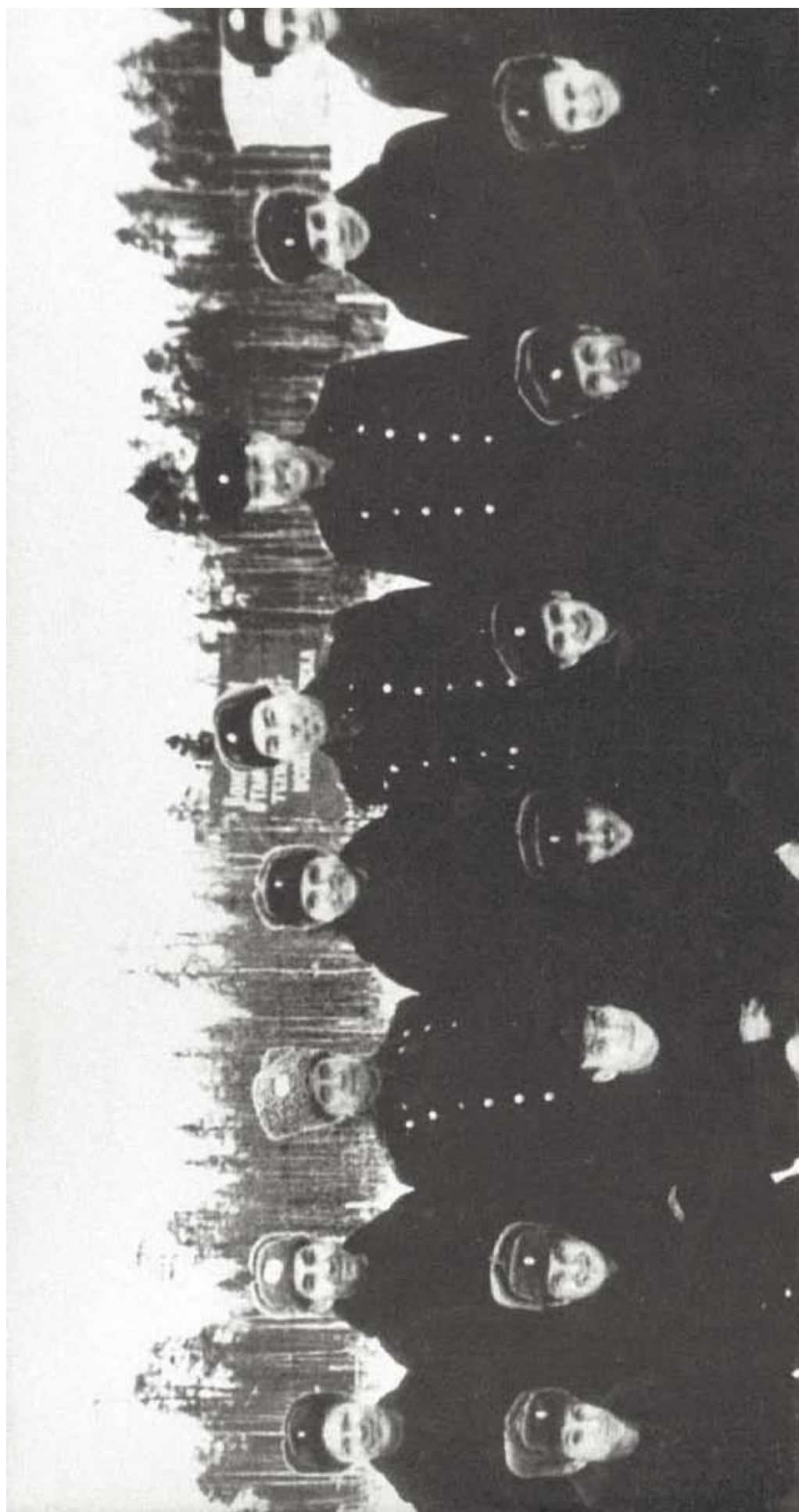


Размещение ракеты в шахтной пусковой установке:

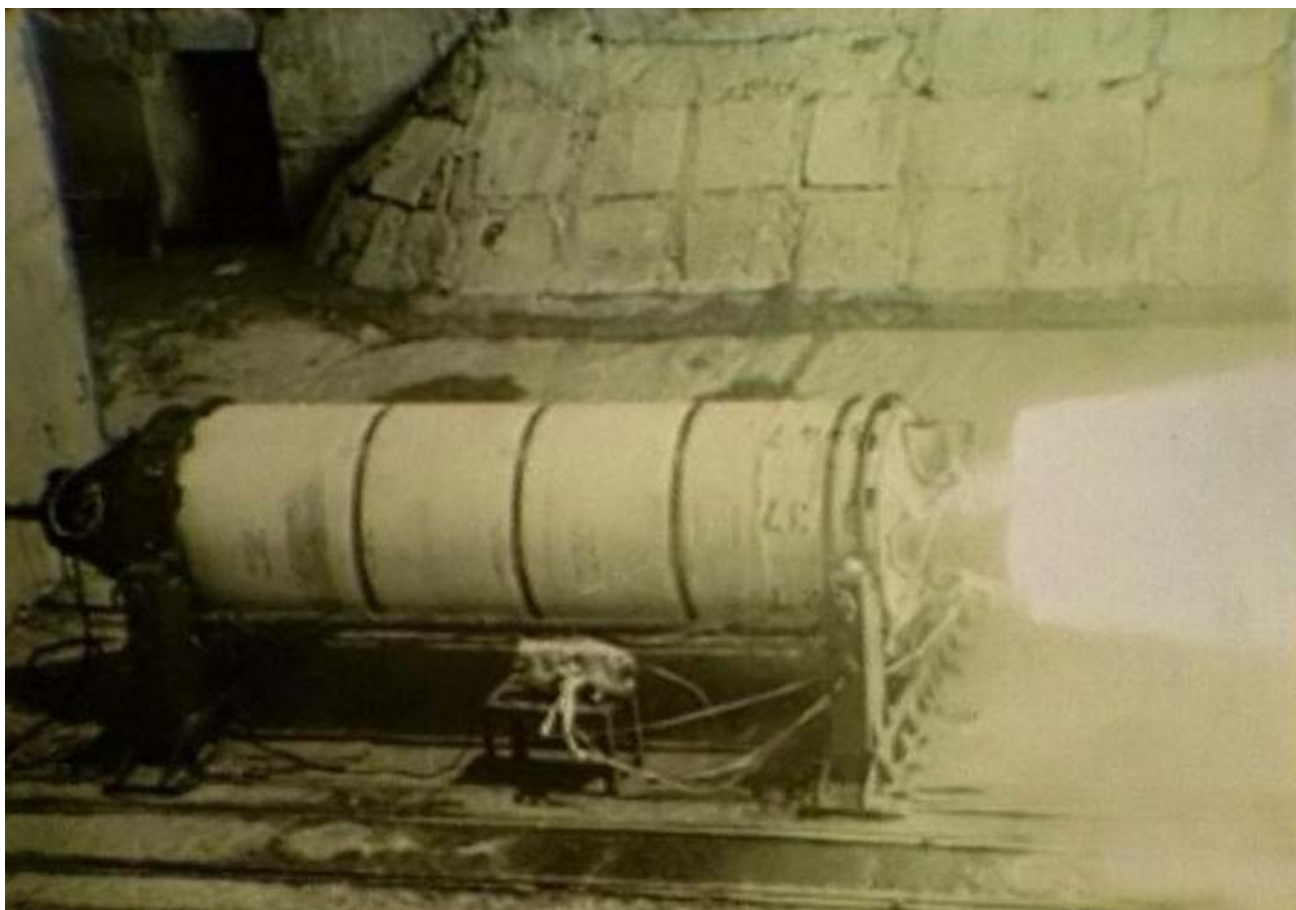
1 – крыша ШПУ; 2 – ствол ШПУ; 3 – ТПК; 4 – ракета; 5 – опорный пояс; 6- амортизатор; 7- ПАД; 8,9 – ПБР; 10- узел крепления ракеты к ТПК.



Часть 3
Испытания.
Заккрытие программы



Испытатели комплекса РТ-20П



Стендовое испытание РДТТ 15Д15

В апреле 1965 г. на стенде НИИ-58 было проведено первое огневое испытание двигателя 15Д15. Испытание прошло успешно. В сентябре 1965 г. начаты огневые испытания двигателя на павлоградской стендовой базе (площадка №3). Новизна темы и отсутствие достаточного опыта в ОКБ и смежных организациях привели к тому, что к экспериментальной отработке 15Д15 были приняты одновременно несколько конструктивных вариантов, и выбор окончательного варианта производился в процессе экспериментальной отработки. Так, например, стремясь максимально улучшить массовое совершенство конструкции двигателя, разработчики выбрали для материала корпуса наиболее прочную сталь из имевшихся марок — СП-43. Однако в результате экспериментальной отработки выяснилось, что эта сталь очень чувствительна к любым концентрациям напряжений, неизбежно появляющимся в процессе изготовления (риски, задиры и прочее), и реализовать ее высокую исходную прочность практически невозможно. Пришлось перейти на менее прочную, но более пластичную сталь СП-28 (в некоторых источниках также обозначается как сталь 28ХЗСНМВФА). Определенных усилий потребовал выбор наиболее рационального конструктивного исполнения и отработка прочности распорных шпангоутов и клиновых соединений полукорпусов. Непосредственно по вкладному заряду твердого топлива возникла проблема огневой стойкости его наружного бронезащитного покрытия — имели место локальные прогары цилиндрической части корпуса. Проведенными исследованиями был однозначно установлен факт повышенной газопроницаемости бронировки. Усовершенствованием технологического процесса нанесения на заряд бронепокрытия и увеличением его толщины проблема была решена. В двигателе 15Д15, как упоминалось ранее, был принят оригинальный способ создания стабильного длительного конечного режима малой тяги за счет применения устанавливаемого на переднем днище РДТТ конечной ступени, продукты сгорания которого

вначале попадают в основную камеру сгорания, а затем через сопловой блок истекают наружу. Потребовалось проведение специальной научно-исследовательской работы, в процессе которой с использованием созданных модельных и опытных двигателей, имитирующих работу системы «РДТТ конечной ступени — основная камера сгорания» в штатном режиме, были изучены все протекающие газодинамические и тепловые процессы и получены соотношения, характеризующие достигаемый уровень ее расходно-тяговых характеристик. Вместе с тем, как выяснилось впоследствии, проработка проектных и конструкторских решений по ракете была недостаточной, недостаточными были и требуемые изменения конструкции ракеты в процессе наземной отработки. Как следствие, выход на совместные летные испытания был осуществлен с фактически недостаточно отработанной в наземных условиях конструкцией. Например, до начала СЛИ было проведено 48 огневых стендовых испытаний двигателя 15Д15 и из них только 28 с полностью положительными результатами. Все это самым негативным образом сказалось на результатах первых пусков. Дальнейшие испытания комплекса были продолжены на 53-м НИИП в Плесецке.

Для испытаний МБР на твердом топливе, а также для запуска ИСЗ на полярную околоземную орбиту постановлениями Правительства страны от 2 января и 16 сентября 1963 г. создается научно-исследовательский испытательный полигон №53 ракетного и космического вооружения Министерства обороны (НИИП-53 МО СССР). Местом его дислокации был выбран район расположения первого соединения МБР в стране — объект «Ангара» (г. Плесецк Архангельской области), что позволило значительно сократить время и расходы на капитальное строительство испытательного комплекса, жилых и служебных помещений. Объект «Ангара» был реорганизован в полигон, его начальником был назначен генерал-майор Г. Е. Алпаидзе. Для предстоящих испытаний ракеты РТ-20П на полигоне началось строительство стартовых площадок 157 и 158, технической позиции (площадка 171 А), заправочно-сливной станции для заправки топливом второй ступени ракеты, полигонного измерительного комплекса, дорог и мостов. В марте 1966 г. было сформировано новое испытательное управление под командованием полковника П. П. Щербакова и отдельная инженерно-испытательная часть под командованием подполковника Ю. А. Яшина. Первый отдел управления руководил испытаниями твердотопливной МБР РТ-2 (8К98) разработки ОКБ-1, второй отдел — летными испытаниями комплекса с МБР 8К99 разработки ОКБ-586 (с 01.10.1966 г. - КБ «Южное»), командир отдела - майор Г. А. Ясинский.

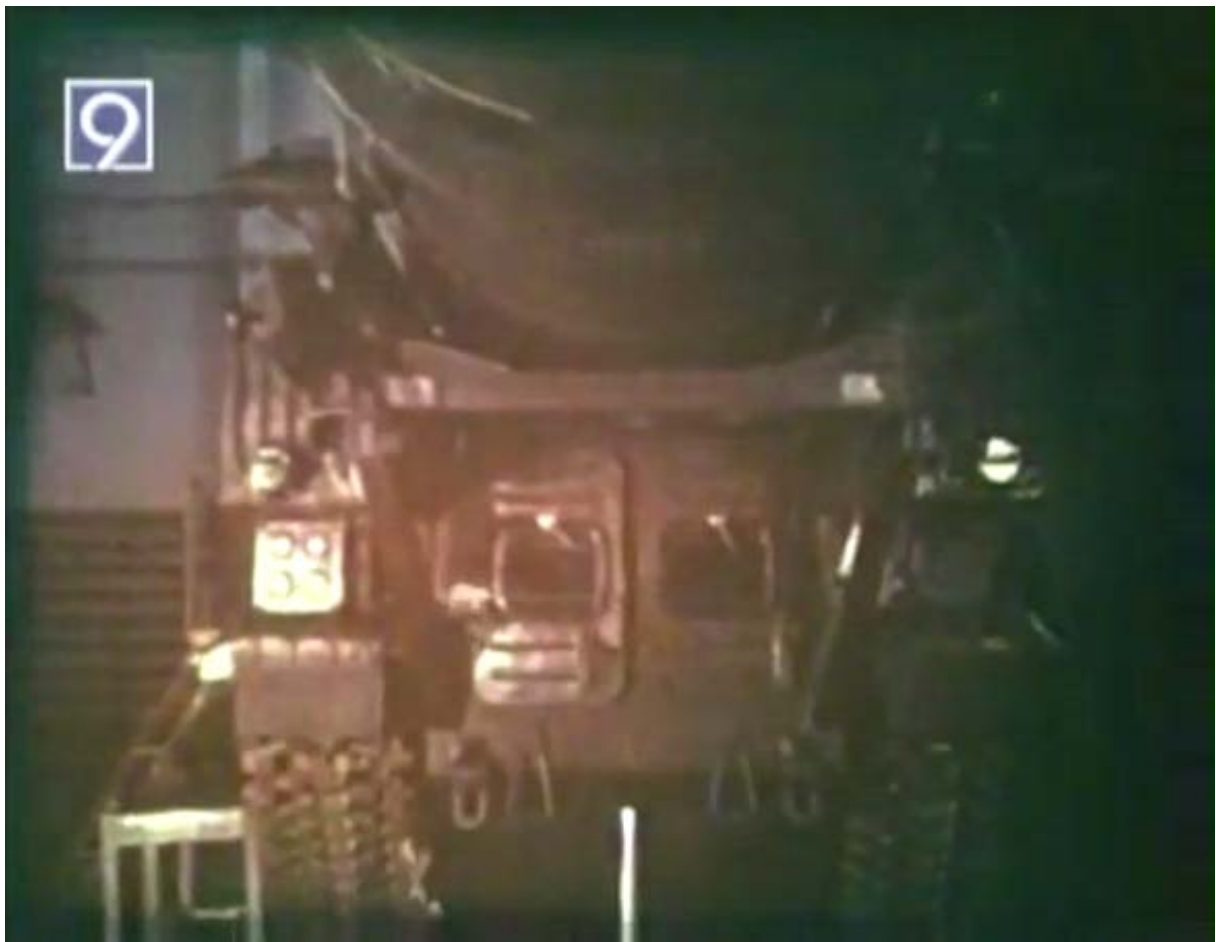
Постановлением правительства СССР №583-186 от 26 июля 1966 г. для проведения летных испытаний ракеты 8К99 была создана Государственная комиссия под председательством заместителя командира корпуса РВСН Н. К. Зайцева (которого вскоре заменил генерал-полковник А. И. Холопов — командующий Ракетной армией РВСН). Заместителями председателя Госкомиссии были В. С. Будник — технический руководитель испытаний, Г. Е. Алпаидзе, Е. Н. Рабинович — главный инженер 1-го Главного управления Министерства Общего Машиностроения. Заместителем технического руководителя испытаний был В. В. Грачев, членом Госкомиссии был ведущий конструктор комплекса Б. А. Ковтунов. Всего по программе СЛИ планировалось испытать 35 ракет, причем начиная с ракеты 9Л — в полном штатном исполнении как ракеты, так и комплекса в целом. Первые изготовленные летные ракеты 1Л и 2Л были отправлены на полигон 11 марта и 28 апреля 1967 г., соответственно. Обе они были использованы для проверки испытательно-пусковой аппаратуры технической позиции и самоходной пусковой установки. Летные испытания начались 27 сентября 1967 г. с более чем годичным отставанием от сроков, ранее установленных Правительством, пуском ракеты 3Л. И начались с неудач. После нажатия кнопки «Пуск» в процессе набора циклограммы прошла команда АПП (аварийное















9



27













прекращение пуска) по причине разрушения фильтра в системе воздушного питания гиросtabilизированной платформы. Ракета осталась в контейнере.

24 октября и 1 ноября были проведены пуски ракет 4Л и 5Л. Оба закончились аварийным

























исходом из-за прогара диафрагмы соплового блока ДУ первой ступени и его последующего разрушения. Сказывалось отсутствие опыта в изготовлении и эксплуатации зарядов твердого топлива и соответствующих ракетных двигателей. Растрескивание зарядов увеличивало площадь горения, что приводило к нерасчетному повышению давления газов и, в конечном итоге, к взрыву. Падение одной из аварийных ракет в район Братской гидроэлектростанции привело к тому, что разработчики порохового двигателя взяли «таймаут».

Несмотря на неудовлетворительный ход летных испытаний по итогам первых трех пусков, решением ВПК №32 от 2 февраля 1968 г. поручалось изготовить и поставить Министерству обороны ракеты и агрегаты, необходимые для проведения опытной войсковой эксплуатации одного ПБРК 15П699 с МБР 8К99. Этим же решением поручалось изготовить и поставить Министерству обороны ракеты и агрегаты, необходимые для проведения опытной войсковой эксплуатации одного ПБРК 15П699.

После двухмесячного перерыва для доработок ДУ первой ступени летные испытания были продолжены. С февраля по октябрь 1968 г. Было проведено 7 пусков ракет (7Л, 8Л, 10Л, 9Л, 11Л, 15Л, 14Л) и из них только три с относительно положительными результатами.

































Аварии были по вине и конструкторов, и двигателистов КБ-4, и управленцев. Случались и курьезы. Вот как о них вспоминают очевидцы:

«Был пуск ракеты 8Л. Из-за ошибки в установке механизма контакта выхода двигатель 15Д15 запустился внутри ТПК. Ракета после выхода из ТПК развалилась, при этом вторая ступень упала на стартовую позицию, вызвав взрыв и пожар. Я находился в бункере, расположенном в 100 м от ПУ. Пуск производился из этого бункера, а наблюдение за стартом ракеты велось через перископ. Руководство Госкомиссии размещалось на наблюдательном пункте, который находился в 4 км от СП. О взрыве и начале пожара мы доложили на НП и приняли меры по эвакуации, надев изолирующие противогазы. В это время с НП нам позвонили: «Вы что там, все пьяны? Ракета летит по траектории». Как потом оказалось, неуправляемый двигатель первой ступени действительно летел, но в другую сторону, в сторону старого аэродрома, откуда в это время производилась киносъемка. Оператор, не понимая, что двигатель летит прямо на него, производил съемки до удара ДУ в землю и взрыва. Только тогда он, осознав опасность, бросил кинокамеру и пустился наутёк. Эти кадры сохранила кинохроника».

«При другом испытании, от тряски гусеничного шасси ракета провернулась в направляющих и при пуске разворотила и пусковой контейнер, и саму пусковую установку».

«Одна из проблем, которая возникла при создании ракеты РТ-2ОП, была связана с привязкой команды на запуск маршевого двигателя после выхода ракеты из контейнера. Бортовых цифровых вычислительных машин тогда еще не было. Поэтому был сконструирован электромеханический контакт выхода ракеты при старте из транспортно-пускового контейнера. В качестве чувствительного элемента прибора, отслеживавшего движение по контейнеру, использовался подпружиненный поршень, опорой которого являлся шарик в обойме. При движении внутри контейнера шарик скользил по его поверхности, а при выходе ракеты выталкивался пружиной и тем самым освобождал выключатель запуска двигателя. В результате подавалась команда на его запуск. Одновременно катящийся по алюминиевому корпусу контейнера шарик оставлял след, что свидетельствовало о пройденном пути.

При проектировании контакта выхода были поставлены очень жесткие требования к условиям эксплуатации. Механизм контакта должен был сохранять работоспособность, находясь в составе ракеты без техобслуживания при транспортировке в течение всего ресурса ракеты, предстартовой эксплуатации, выдерживать высокие температуры, возникающие в процессе работы пороховых аккумуляторов давления, и вибрационно-ударные нагрузки при старте ракеты из транспортно-пускового контейнера. И после всего этого устройство должно было сработать и выдать команду на запуск первой ступени через О,12 с после выхода последней опоры ракеты из транспортно-пускового контейнера.

Прибор хорошо зарекомендовал себя в процессе пусков, но ракету по разным причинам преследовали неудачи. И вдруг доходит тревожный сигнал и для создателей контакта выхода. При очередном пуске происходит нерасчетный запуск маршевого двигателя в контейнере. Он практически разрушен, во всяком случае для дальнейшей эксплуатации не годится. Результаты расшифровки телеметрических измерений показали, что причина

аварии в контакте выхода. Он выдал преждевременную команду на запуск маршевого двигателя.

Руководителя подразделения, в котором разрабатывался датчик, срочно ночью отправляют на северный полигон в Плесецк, более известный как Мирный, что никак не соответствовало его назначению. На стартовых площадках полигона отрабатывались и боевые и космические ракеты.

Обгоревший контейнер лежит в монтажно-испытательном корпусе. Прибывший инженер заходит внутрь контейнера и начинает изучать след на его поверхности, оставляемый чувствительным элементом - шариком, просматриваемый через копоть, образовавшуюся от пороховых газов. Различим след, соответствующий загрузке в контейнер. Отчетливо виден след, свидетельствующий о транспортировке ракеты в горизонтальном положении. А вот и след в момент старта при движении по контейнеру. Он слегка расходится со следом, соответствующем движению при загрузке. Значит ракета при выходе несколько закручивалась относительно продольной оси. И вдруг на половине длины контейнера стартовый след от шарика обрывается. На пути контакта выхода отверстие миллиметров сорок в диаметре! А после отверстия след опять продолжается.

Так вот причина преждевременного срабатывания! Шарик провалился в отверстие, а прибор продемонстрировал свою надежность: нырнув в отверстие шарик санкционировал выдачу преждевременной команды на запуск маршевого двигателя. Но откуда взялась дыра? Кто ее сделал? И почему контакт выхода не сработал при загрузке?

Оказалось, что в процессе втягивания ракеты в контейнер чувствительный элемент прошел всего лишь в нескольких миллиметрах от края отверстия. При старте же за счет закрутки ракеты, угодил в нее.

В процессе аварийного выхода из контейнера ракета разломалась пополам. Вторая ступень упала сразу, а первая, пролетев некоторое расстояние, "приземлилась" на расположенном поблизости аэродроме, и пока не заглохла, "ползала" между самолетами но, к счастью, не повредила ни одного из них.

Солдат из киноотряда, занимавшийся съемкой выхода ракеты из контейнера, не растерялся и отснял на пленку весь процесс аварийного пуска, а также разрушения при выходе из контейнера, и умудрился даже зафиксировать пролетевшую над ним первую ступень. Этот "подвиг" был высоко отмечен руководством - находчивый смельчак получил десятидневный внеочередной отпуск.

Но откуда же появилось злополучное отверстие, за которое пришлось заплатить такой дорогой ценой?

Оказалось, что, не согласовав с другими подразделениями, отверстие предусмотрели конструкторы ракеты при разработке системы термостатирования контейнера. В

номинальном состоянии путь шарика не проходил через это отверстие. Но при этом упустили из виду, что ракета в процессе движения может закручиваться.

В конструкцию контейнера незамедлительно были внесены изменения. Возникшее после этого аварийного пуска подозрительно-настороженное отношение к конструкторскому бюро начальника полигона генерал-майора Г.А. Алпаидзе рассеялось только после последовавших нескольких успешных пусков.

– Приходилось, - вспоминает Ю.А. Панов, рассказавший эту историю, - доставать из ближайшего болота полукольца нижнего обтюратора, на котором устанавливался контакт выхода, и показывать, что даже после падения с нескольких сот метров они оставались целыми...»

Из книги Л.Андреева и С.Конюхова Янгель:уроки и наследие.

Для устранения выявленных в 1968 г. неисправностей в двигателях первой и второй ступеней, бортовой и наземной аппаратуре системы управления были произведены необходимые доработки. Однако постановлением Правительства №12-6 от 6 января 1969 г. серийное производство ракет и технологического оборудования БРК для МБР 8К99 было прекращено. Разрешалось только в течение первого полугодия 1969 г. провести пуски ракет из уже имеющегося задела для проверки в натурных условиях технических решений, которые могли быть использованы в перспективных разработках. Это решение было принято по предложению Министерства обороны, которое на протяжении всей разработки настороженно относилось к комбинированной ракете, считая, что разрабатываемый в МИТ (с 1966 г. - новое название НИИ-1) практически параллельно комплекс «Темп-2С» с полностью твердотопливной МБР 15Ж42 должен успешно решить все задачи, возлагаемые на комплекс 8К99. Официальная версия причины появления этого решения — «ввиду значительного



Самоходная пусковая установка Объект 825 комплекса Темп2С (модель из музея Кировского завода)

количества неудачных пусков ракеты...». Отмечалась и недостаточная надежность твердотопливного двигателя первой ступени 15Д15. Неудачным, по мнению ряда экспертов, было и решение транспортировки заправленной и ампулизированной ракеты РТ-20П в ТПК, установленном на гусеничном шасси. Опыты такой транспортировки с имитаторами компонентов жидкого топлива второй ступени показали образование небольших трещин на внутрибаковых перегородках-успокоителях жидкости. Указывалось на возможность передвижения комплекса только вне дорог с твердым покрытием (поскольку асфальт ими разбивался), на малый ресурс хода. Персонал отмечал сложность эксплуатации самоходных пусковых установок. У них был крайне затруднен доступ ко многим элементам шасси. Замена одних специальных систем требовала демонтажа смежных систем.

Однако, как отмечено в ряде материалов по истории советской ракетной техники, на самом же деле это решение якобы было связано, прежде всего, с нежеланием военных эксплуатировать подвижный боевой ракетный комплекс с жидкими самовоспламеняющимися компонентами топлива на борту ракеты, а также с неготовностью Ракетных войск к развертыванию позиционных районов (места дислокации ПБРК, маршруты боевого дежурства, размещение хранилищ, ремонтно-технических баз, связь, охрана, социальная сфера и т. д.). Вместе с тем, аргумент о «неготовности» РВСН, по-видимому, весьма сомнителен, т.к. развертывание ПГРК «Темп-2С» предполагало те же самые мероприятия.

После всесторонних доработок в июле-августе 1969 г. на полигоне Капустин Яр были проведены успешные пуски ракет 16Л, 12Л, 13Л. Появилась реальная возможность завершения



























летных испытаний в 1970 г. с учетом того, что из 19 оставшихся ракет три были уже собраны, а остальные находились в разных стадиях изготовления. Учитывая опасения Заказчика, связанные с эксплуатацией комбинированной ракеты с самоходной ПУ, М. К. Янгель направил предложения о создании БРК стационарного базирования с ракетами 8K99, размещенными в доработанных шахтных пусковых установках взамен морально устаревших БРСД Р-12У и Р-14У разработки КБ «Южное». К тому времени в КБСМ было проработано несколько шахтных вариантов базирования МБР РТ-20П. Однако и эти предложения были отклонены. Постановлением Правительства от 6 октября 1969 г. разработка ракетного комплекса 15П699 с МБР РТ-20П (8K99) прекращалась. Вся конструкторская документация по комплексу была передана в МИТ.



Использование контейнера РТ-20П в качестве нагрузки перспективной СПУ Объект 829 для комплекса Темп2С





Хронология проведения СЛИ МБР 8К99 в 1967-1969 гг.

№ пуска	Дата пуска	Номер ракеты	Примечание
01	27.09.1967 г.	3Л	После подачи команды «Пуск» прошла команда аварийного прекращения пуска по причине разрушения фильтра в системе воздушного питания гиросtabilизированной платформы.
02	24.10.1967 г.	4Л	Пуск аварийный из-за прогара диафрагмы соплового блока ДУ первой ступени и его разрушения.
03	01.11.1967 г.	5Л	Пуск аварийный из-за прогара диафрагмы соплового блока ДУ первой ступени и его разрушения.
04	12.02.1968 г.	7Л	Пуск неудачный.
05	1968 г.	8Л	Из-за ошибки в установке механизма контакта выхода РДТТ 1-й ступени запустился внутри ТПК. Ракета после выхода из ТПК развалилась на части, вторая ступень упала на стартовую позицию, вызвав взрыв и пожар. Неуправляемый двигатель 1-й ступени продолжил полет в противоположную направлению пуска сторону.
06	1968 г.	10Л	Три пуска из числа пусков №№06-10 были признаны «условно успешными». В одном из пусков серии от тряски гусеничного шасси ракета провернулась в направляющих и при пуске повредила ТПК и ПУ.
07	1968 г.	9Л	
08	1968 г.	11Л	
09	1968 г.	15Л	
10	10.1968 г.	14Л	
11	07.1969 г.	16Л	Успешный пуск.
12	07-08.1969 г.	12Л	Успешный пуск.
13	08.1969 г.	13Л	Успешный пуск.



В докладе по итогам работы за пятилетку 1963-1968 гг. М. К. Янгель отметил:

«Впервые за последние годы и вообще за годы существования нашего предприятия, приходится говорить о серьёзной неудаче по теме «99». В чем причина неудачи? Вопрос сложный, многосторонний, но, однако, несколько очевидных причин выделить все-таки можно. Во-первых, к разработке совершенно новой для нашего предприятия темы мы подошли, не имея опыта в этой области; в процессе работы нам приходилось учиться, а это, как известно, практически всегда сопряжено с ошибками (проектными и конструкторскими). Во-вторых, параллельно с разработкой самой темы нужно было создавать экспериментальную базу в другом городе, что приводило к затягиванию сроков отработки. В-третьих, руководящий состав, начальники комплексов и отделов не оценили в достаточной степени новизны темы, специфики сложнейших технических вопросов. Другими словами - подошли к разработке темы «99» как к старой знакомой, а она оказалась более сложной и «капризной». Главной причиной нашей неудачи явилось то, что наша страна еще не была готова к созданию такого сложного комплекса. Тут надо посмотреть правде в глаза...Но нет «худа без добра»: на основании опыта, накопленного по теме «99», уже в ближайшем будущем мы сможем успешно решать еще более сложные задачи по новому для нас направлению».

«В сложившейся ситуации Главный конструктор московского института, занимающегося проектированием ракет на твердом топливе, А.Д. Надирадзе не упустил своего шанса и срочно затребовал техническую документацию. М.К. Янгель, в который уже раз, должен был без сохранения прав авторства передать все чертежи, в том числе и все, что связано с отработкой контейнера и выходом из него ракеты. Более того, по просьбе А.Д.

Надирадзе был полностью спроектирован старт ракеты, разрабатывавшейся Московским НИИ: выбраны все параметры ПАДов, в том числе расходные характеристики и вес, рассчитана скорость выхода ракеты из контейнера и динамика старта, термодинамические процессы при старте, а также волновые и акустические нагрузки.

Но пройдет еще десять лет, прежде чем возглавляемый А.Д. Надирадзе институт создаст полностью твердотопливную ракету. Правда, она окажется в полтора раза тяжелее, чем было заявлено на момент начала проектирования. И только лишь на "следующем витке", пройдя еще один цикл, он спроектирует нужную по характеристикам машину. Но это будет уже через шесть с половиной лет с момента отказа от принятия на вооружение РТ-20П. Именно настолько, практически, отстанет в своем развитии это направление ракет стратегического назначения».

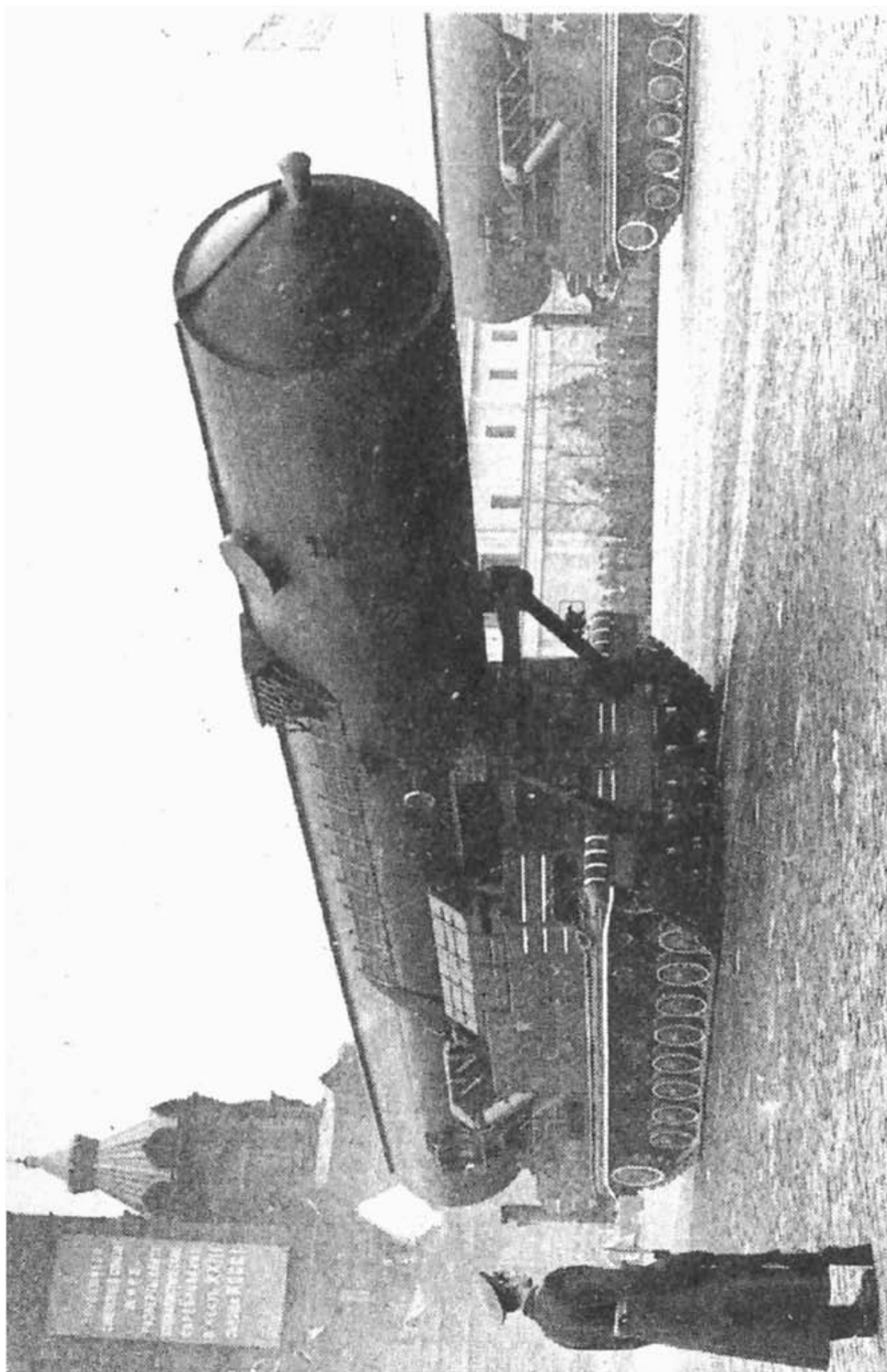
Из книги Л.Андреева и С.Конюхова Янгель:уроки и наследие.

Подытоживая драматические страницы истории разработки первой твердотопливной (комбинированной) ракеты РТ-20П, первого подвижного боевого ракетного комплекса 15П699 разработки ОКБ-586, так и не увидевшего боевых позиций, можно смело считать, что его разработка сыграла значительную роль не только в плане приобретения опыта в ОКБ-586, но и в развитии всей боевой ракетной техники в стране. Если бы комплекс был принят на вооружение, то МБР 8К99 стала бы самой «легкой» МБР из существовавших при вполне удовлетворительном значении отношения массы полезной нагрузки к стартовой массе. Разработка этого комплекса не только подняла на ноги, но и утвердила право на самостоятельную жизнь твердотопливной тематики в ОКБ-586. Проверенные в натурных условиях конструкторские и технологические решения ОКБ были в дальнейшем с успехом использованы при разработке новых поколений боевых ракет на жидком и твердом топливе, некоторые из них даже стали классикой мирового ракетостроения, намного опередив свое время.

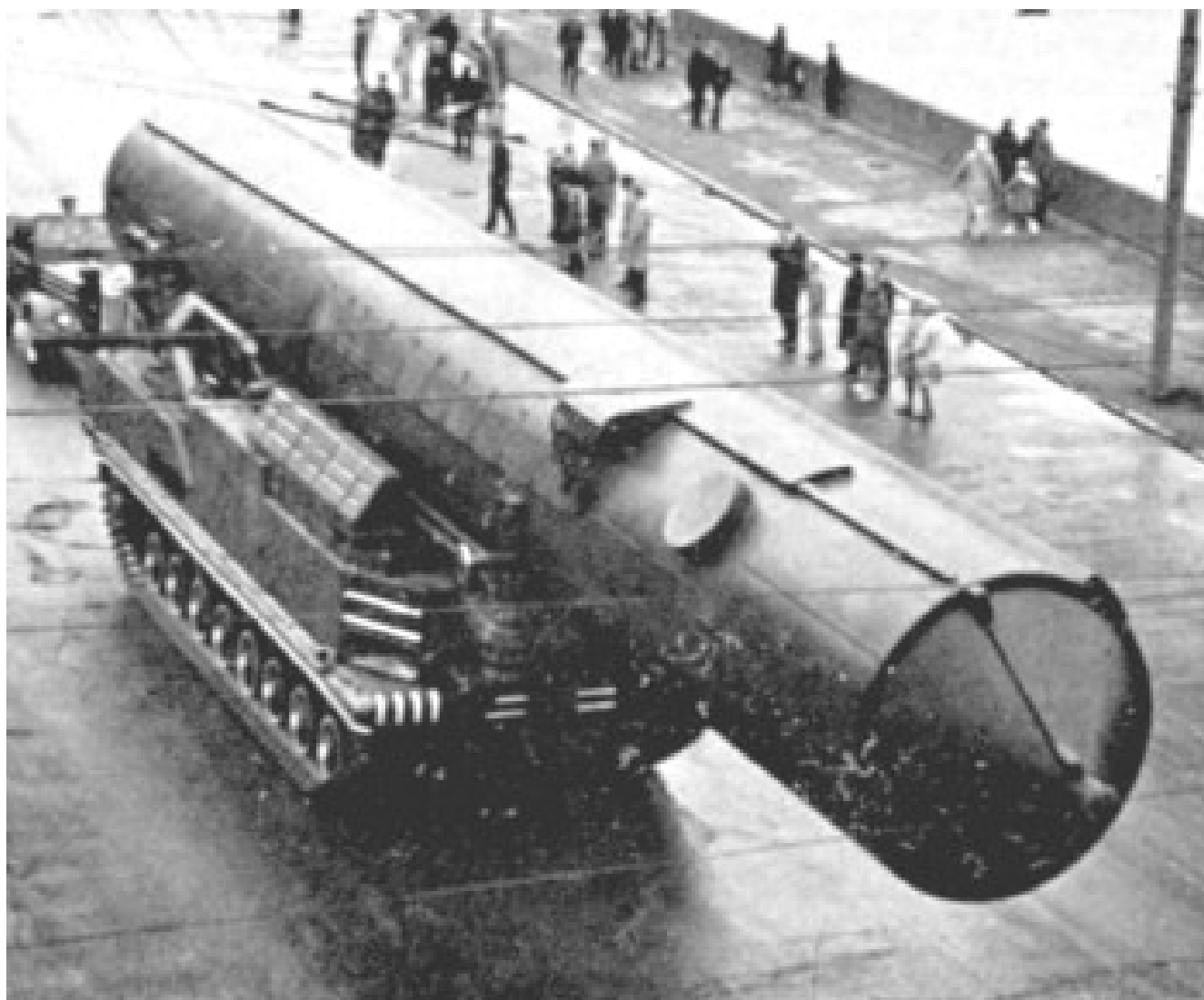


Часть 4

Заключение



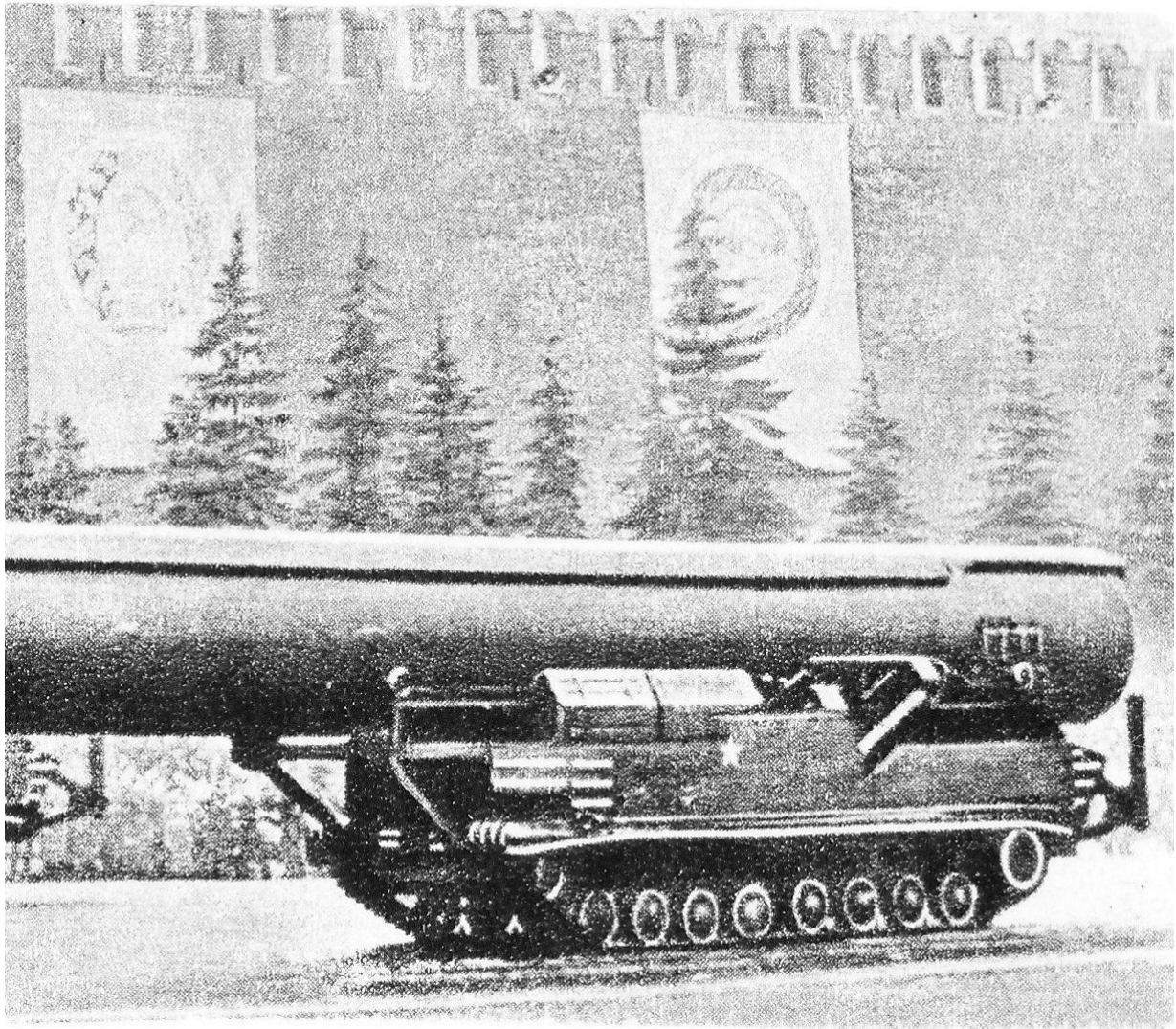
Объект 820 Москва 7 ноября 1965 года

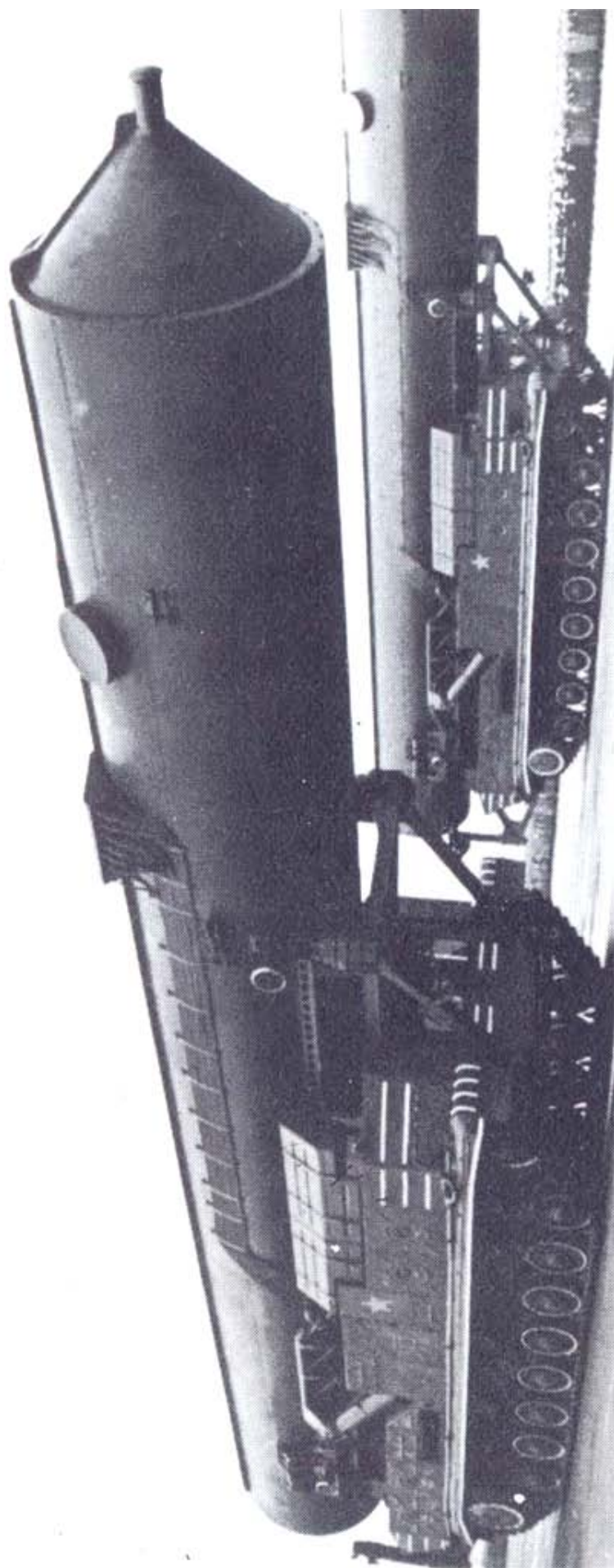


Самоходная пусковая установка Объект 820 на дорогах Москвы.

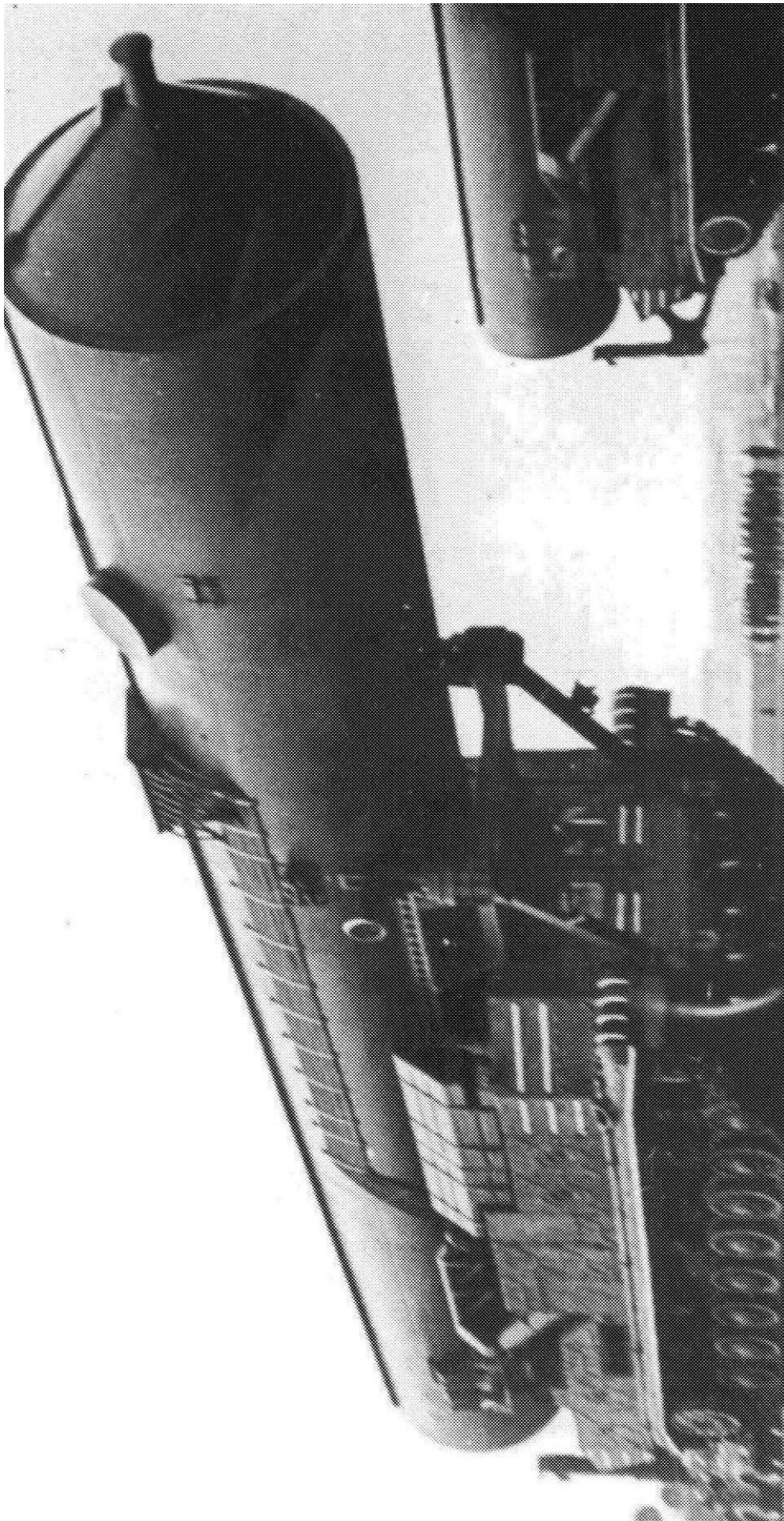
7 ноября 1965 года две СПУ «объект 820» были продемонстрированы на Московском военном параде, посвященном 48-й годовщине Великой Октябрьской Социалистической Революции. Они были представлены как самоходные пусковые установки с малогабаритными межконтинентальными твердотопливными ракетами, способные оперативно менять стартовые позиции. Когда в КБ пришло распоряжение готовить к параду новейшие сверхсекретные СПУ, конструкторы были в шоке от такого нарушения режима секретности. Вероятнее всего такая «щедрость» на раскрытие секретной стратегической ракетной техники была вызвана недавним политическим переворотом в стране. В октябре 1964 г. был смещен со всех постов 1-й секретарь ЦК КПСС и Председатель Совета Министров СССР Н.С.Хрущев. Новое руководство во главе с Генеральным секретарем ЦК КПСС Л.И. Брежневым стремилось всеми средствами обезопасить себя от всяких неожиданностей. Так, на параде 1 мая 1965 года уже были представлены 2 СПУ с баллистическими ракетами средней дальности РТ-15. Подвижные РСД и МБР в 1960-е годы было невозможно обнаружить на том этапе развития средств разведки, а наличие неизвестного количества ракет такого типа у СССР рушило все военные планы нападения на него.

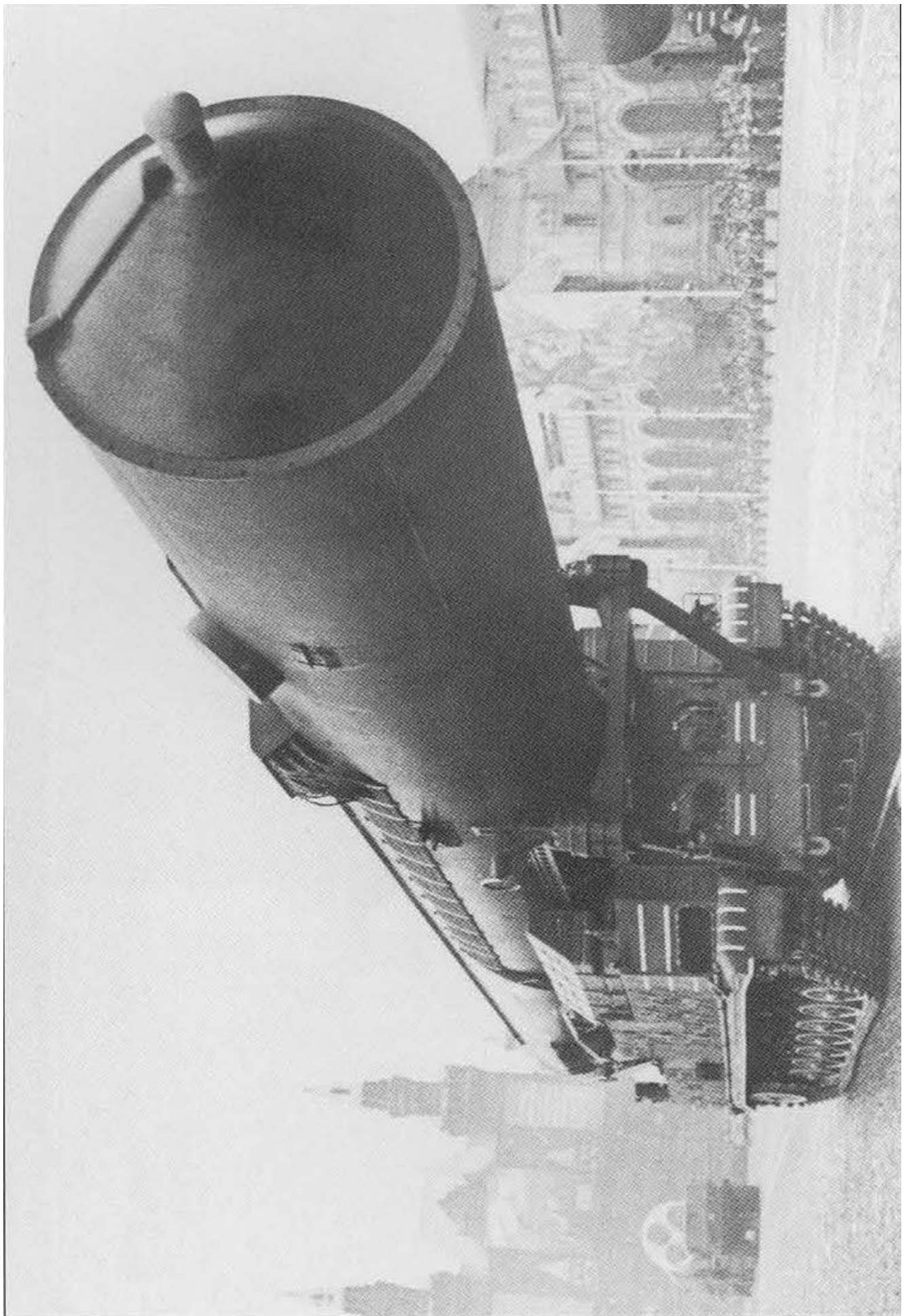


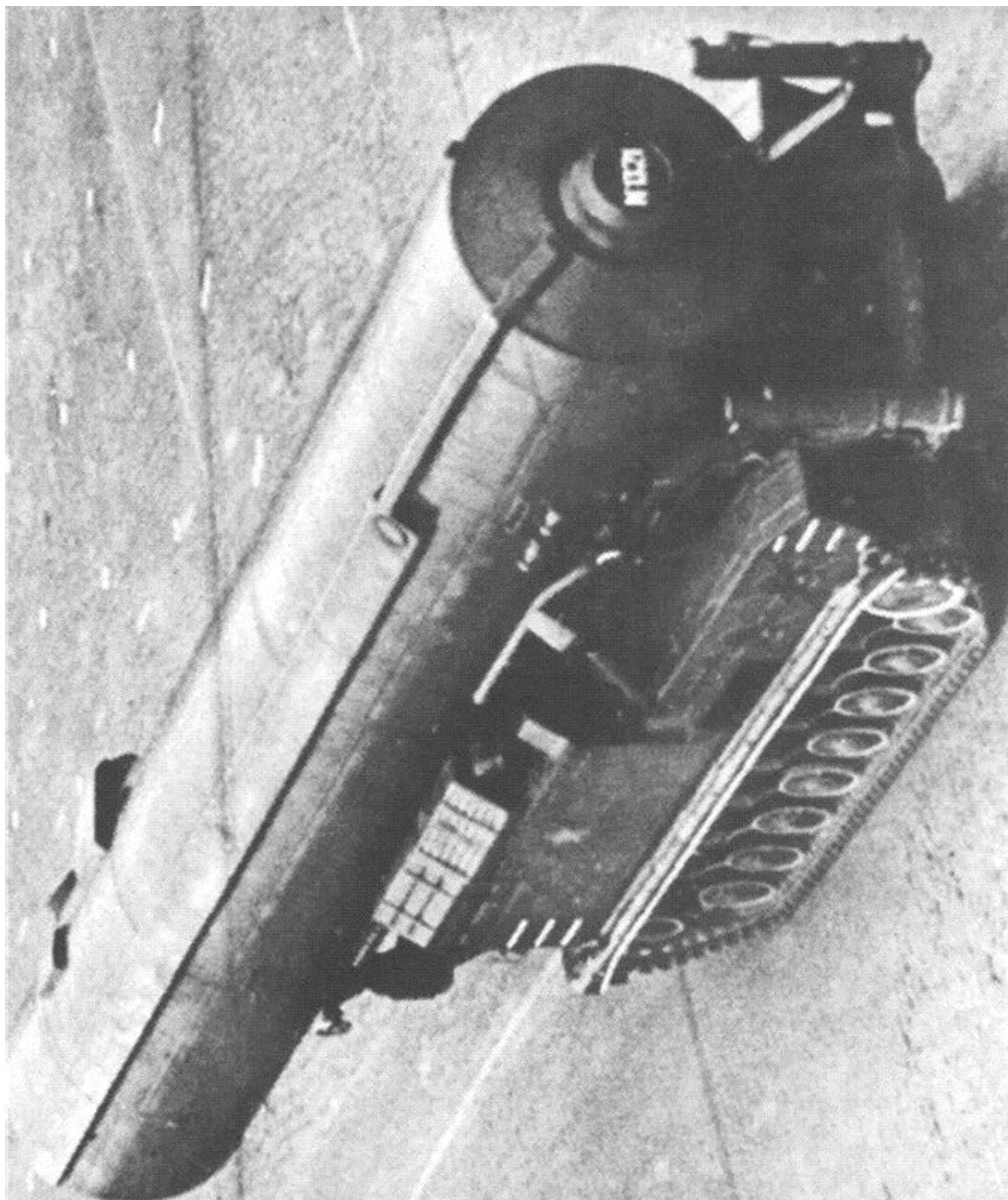




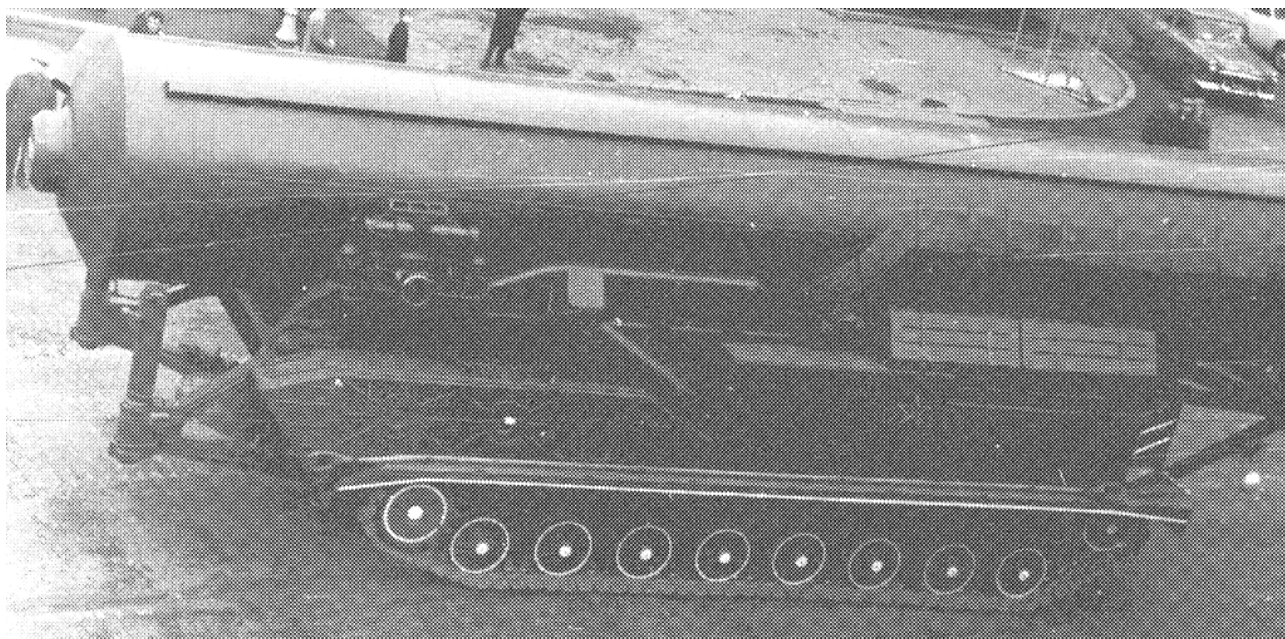
Комплекс РТ-20П настолько опережал уровень техники своего времени, настолько это было необычно и неожиданно, что присутствовавшие на параде американские специалисты не смогли до конца разобратся в увиденном и посчитали, что демонстрируется не межконтинентальная баллистическая, а ракета средней дальности, и что "русские" показали лишь контейнер с ракетой, а для ее запуска, по всей видимости, используется еще не одна машина вспомогательного оборудования, в том числе и специальный пусковой стол.





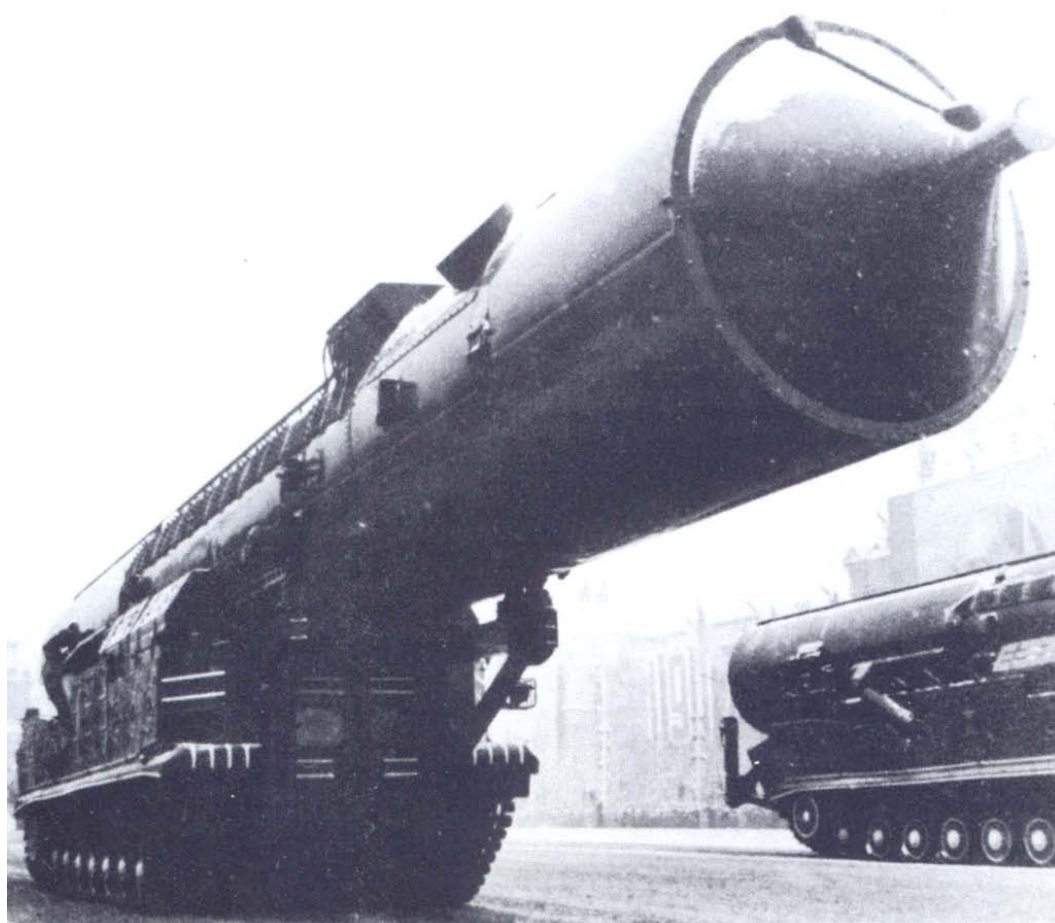


Объект 820



Объект 820

СПУ типа «объект 820» проходили по Красной площади и в 1966, и в 1967 годах. В ноябре 1967 года, на параде в честь 50-летия Великой Октябрьской Социалистической Революции их заменили на СПУ типа «объект 821». С тех пор, вплоть до начала 1970-х годов, они были неизменным атрибутом как весенних, так и осенних парадов в Москве.



Объект 821



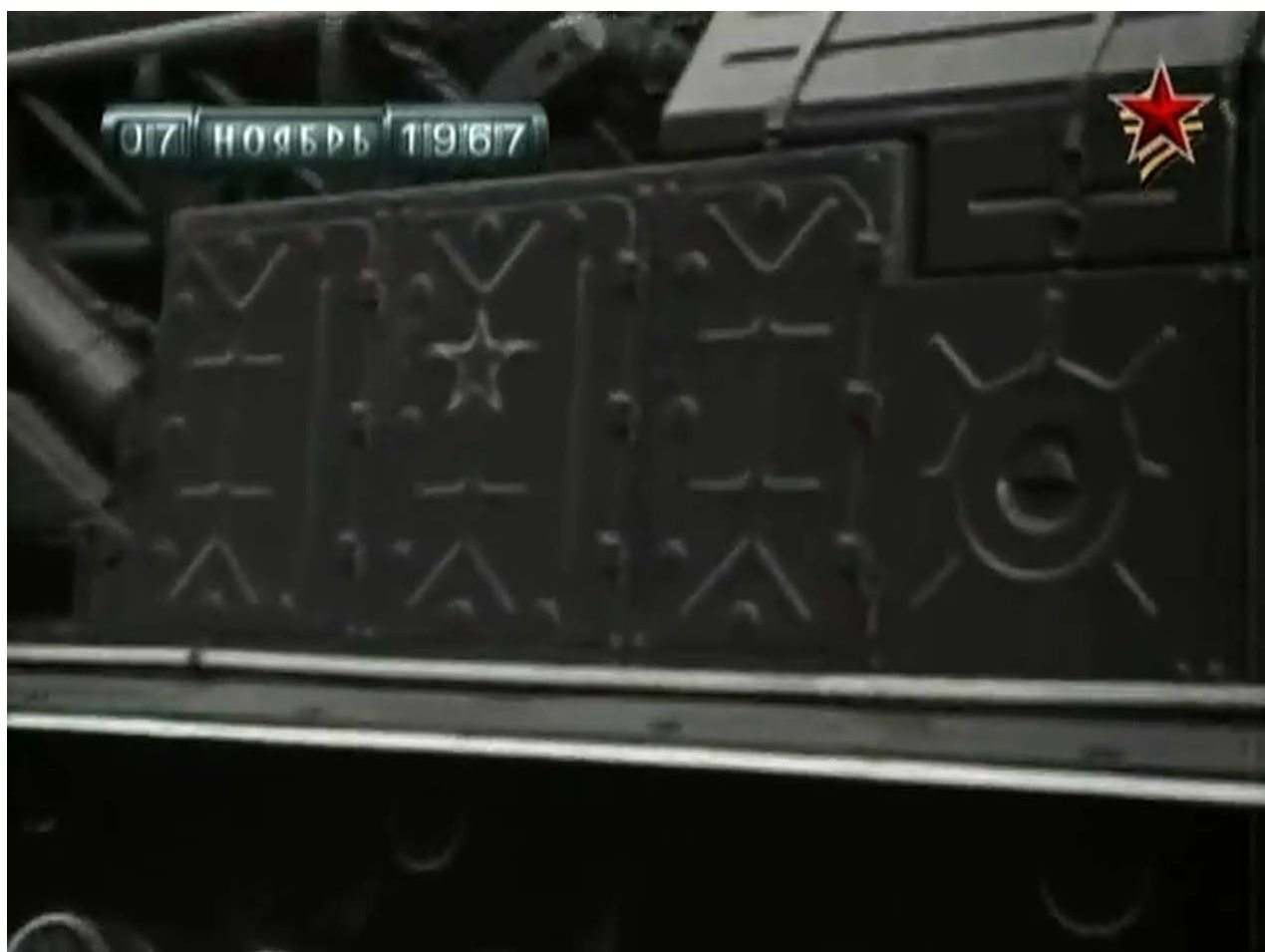
Объект 821 Москва 7 ноября 1967 года

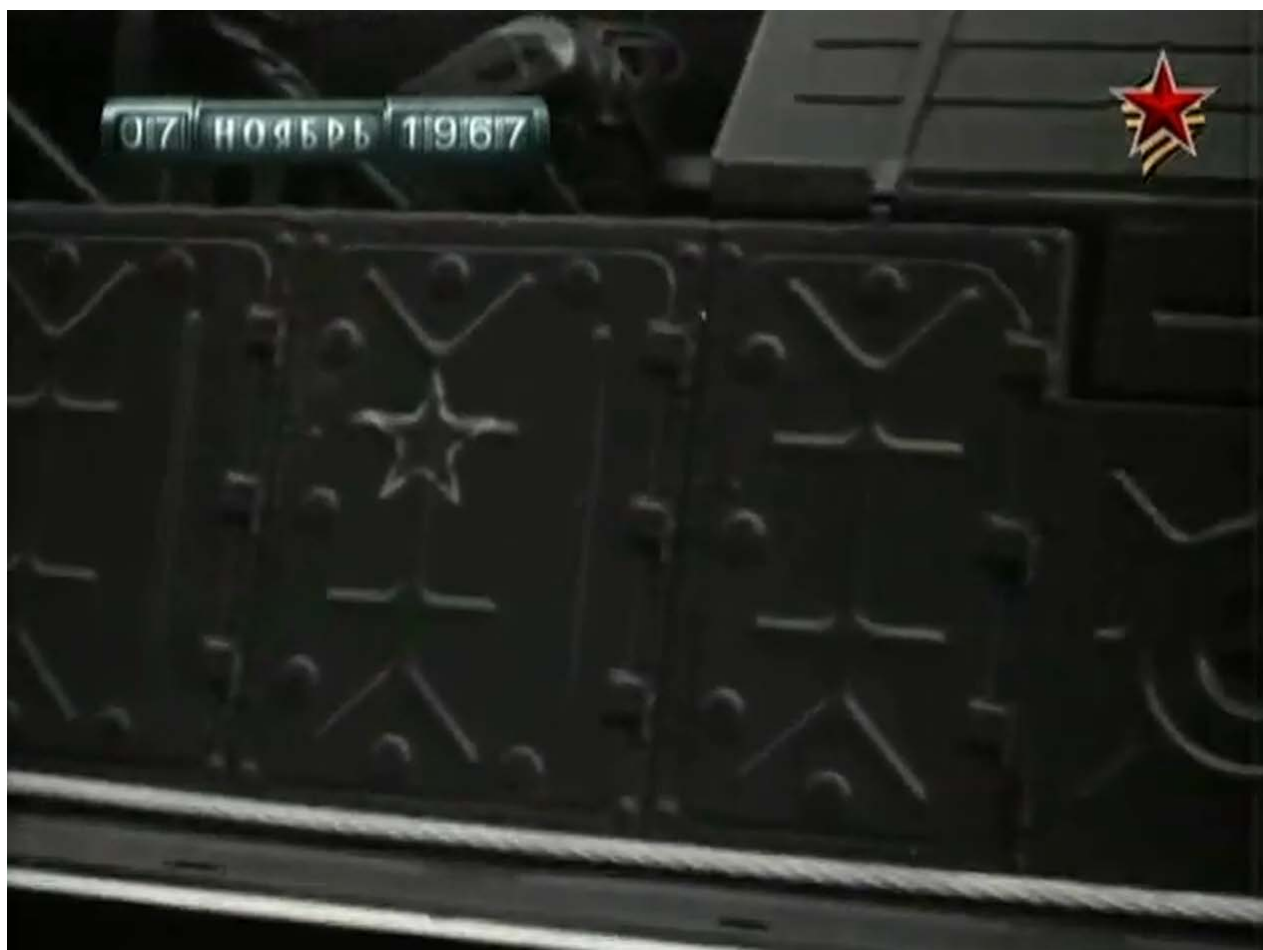












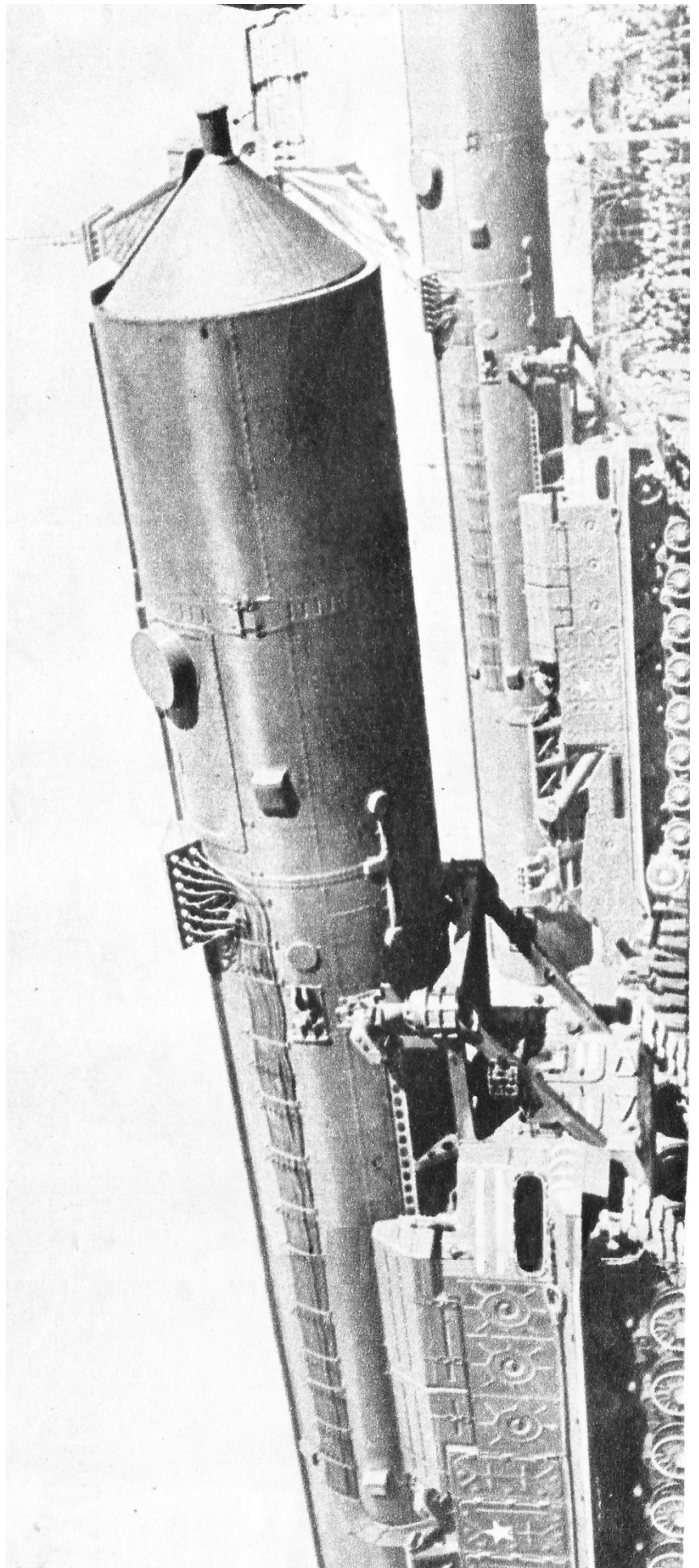
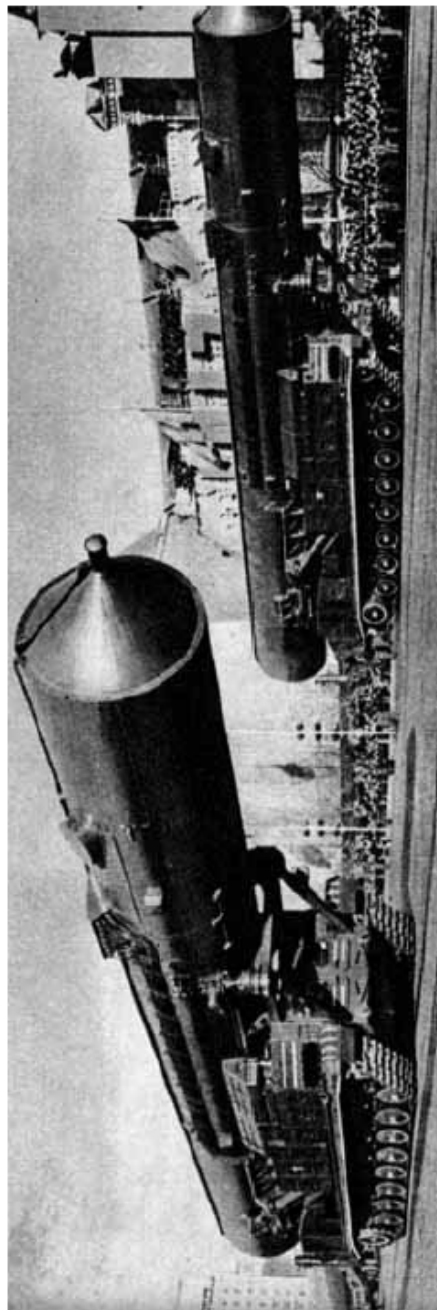


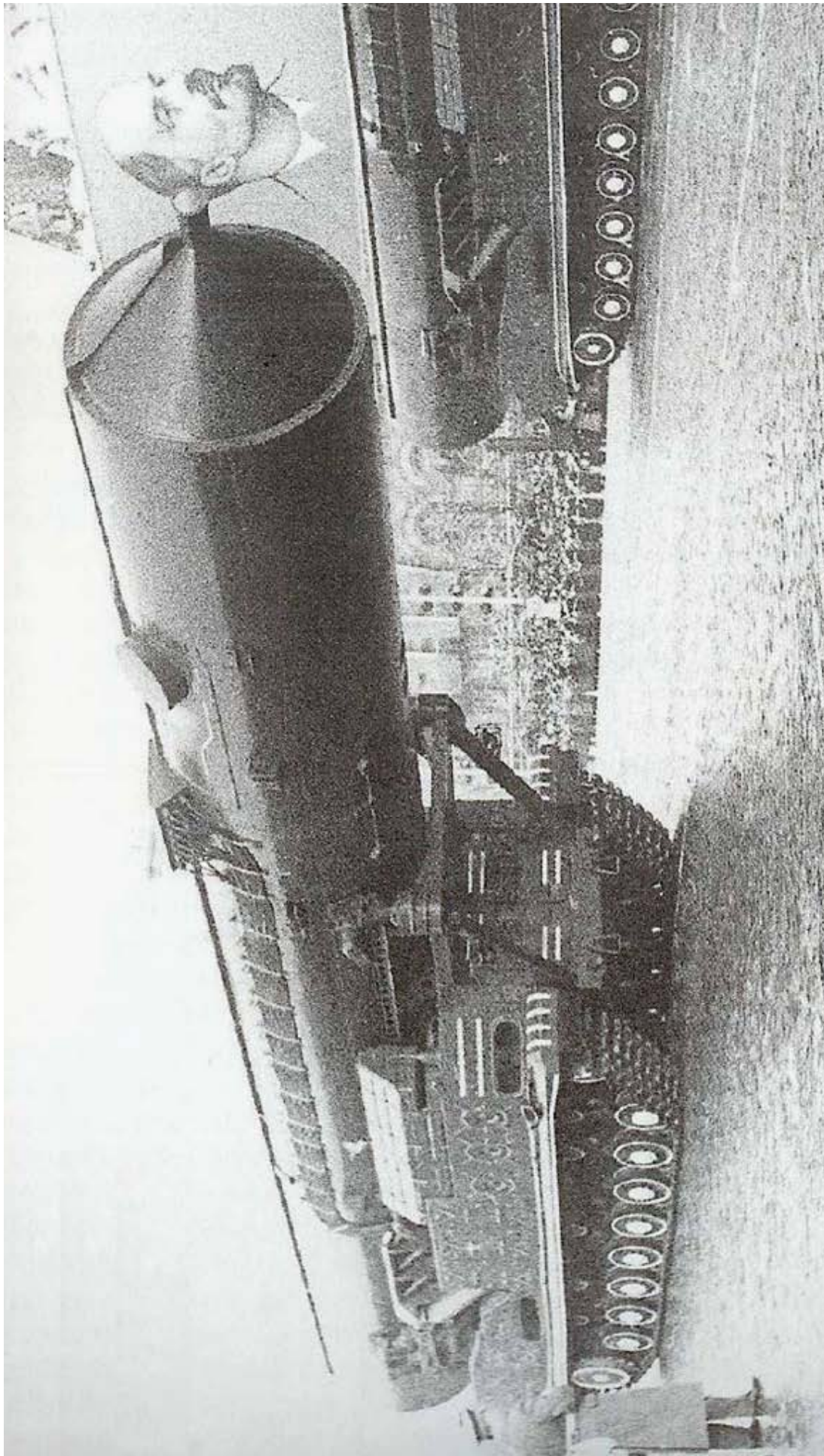




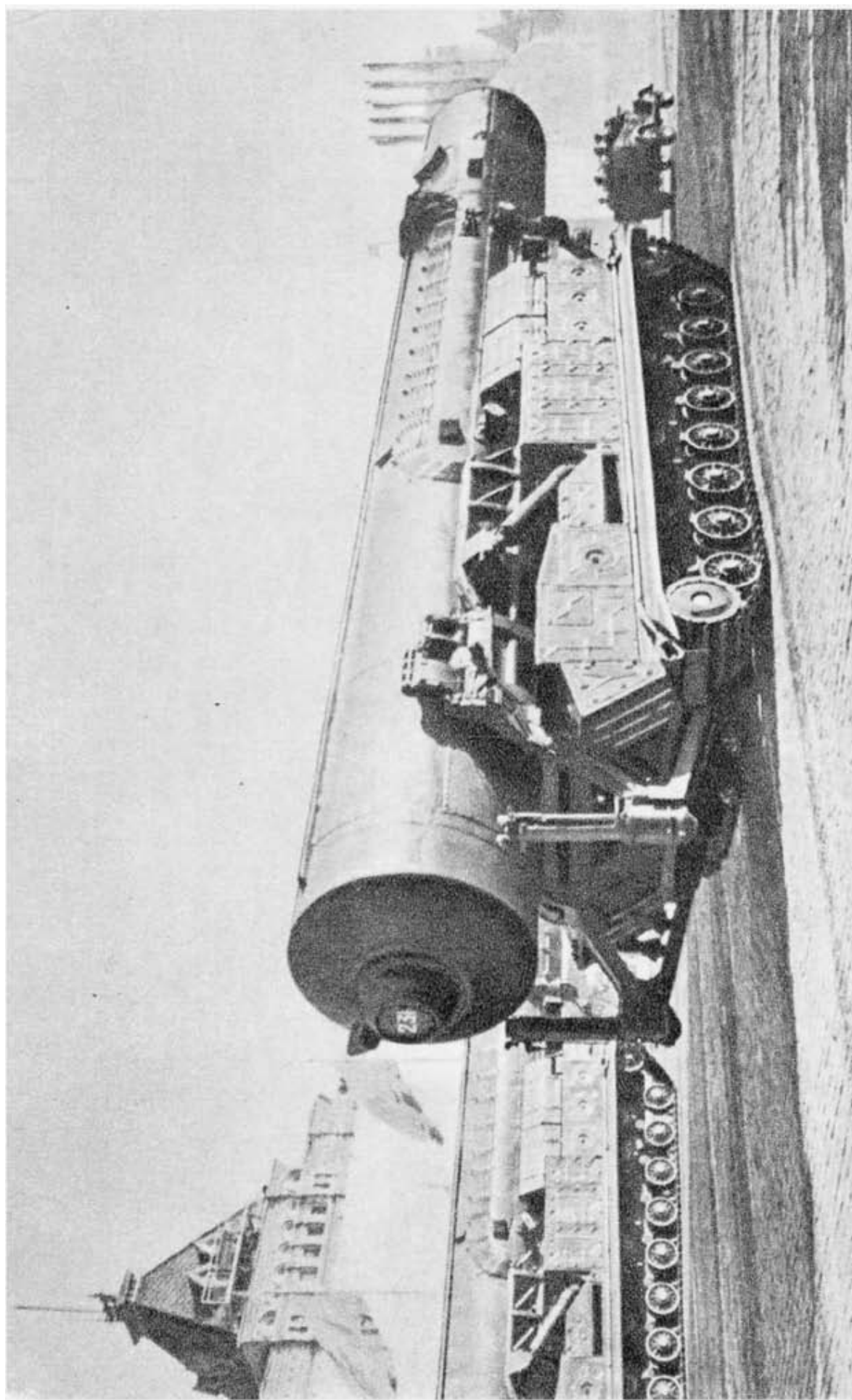








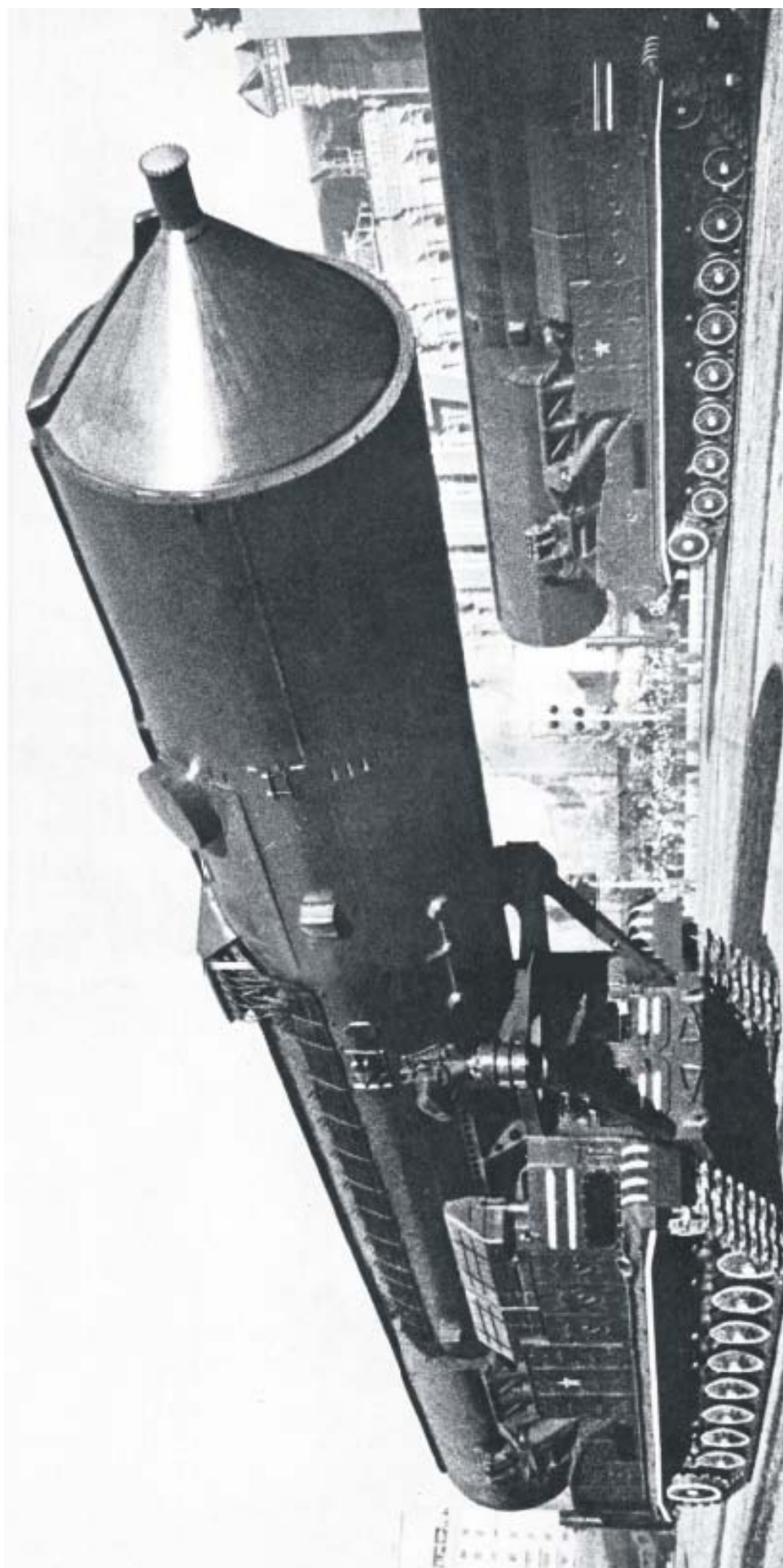


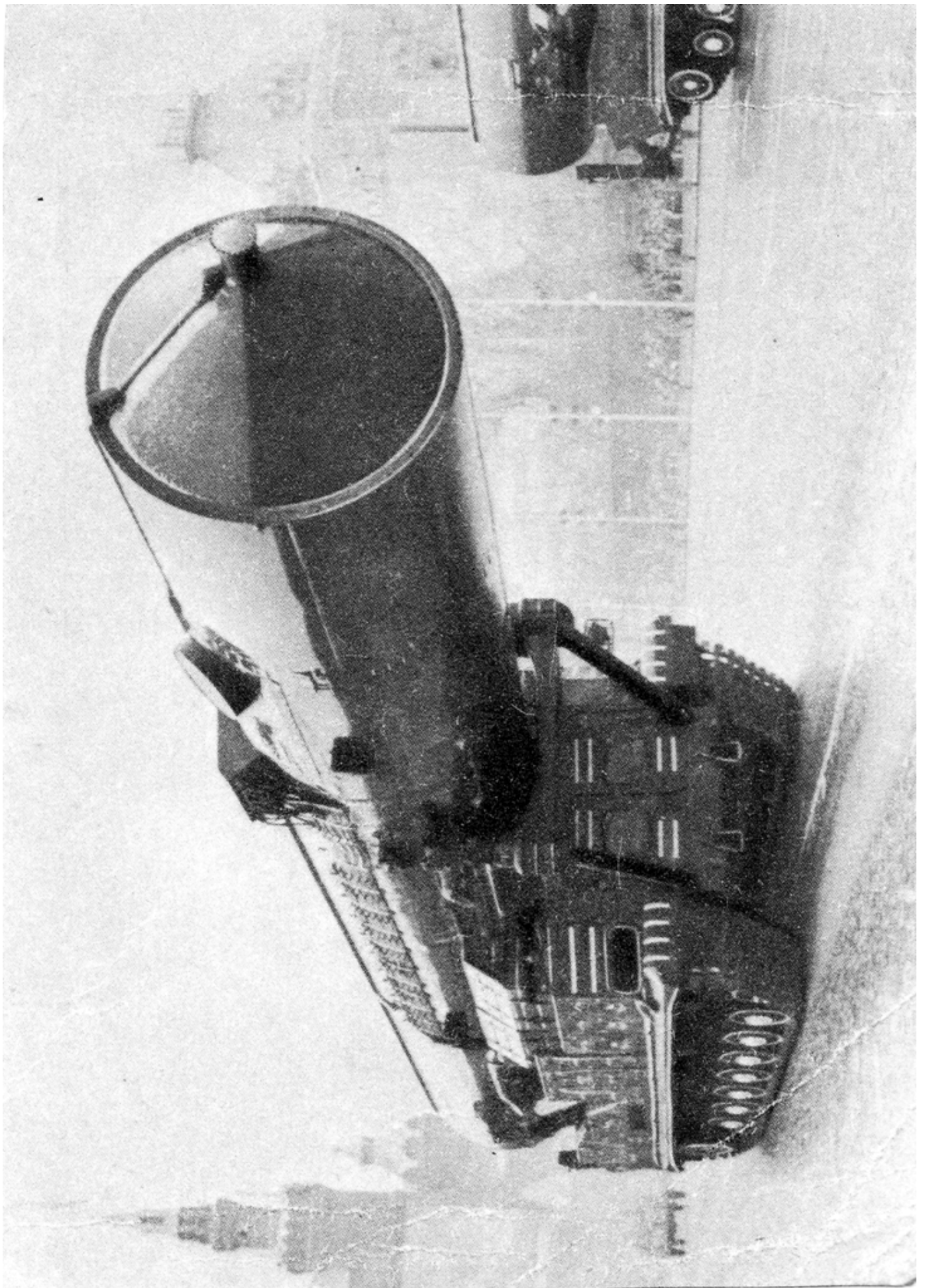


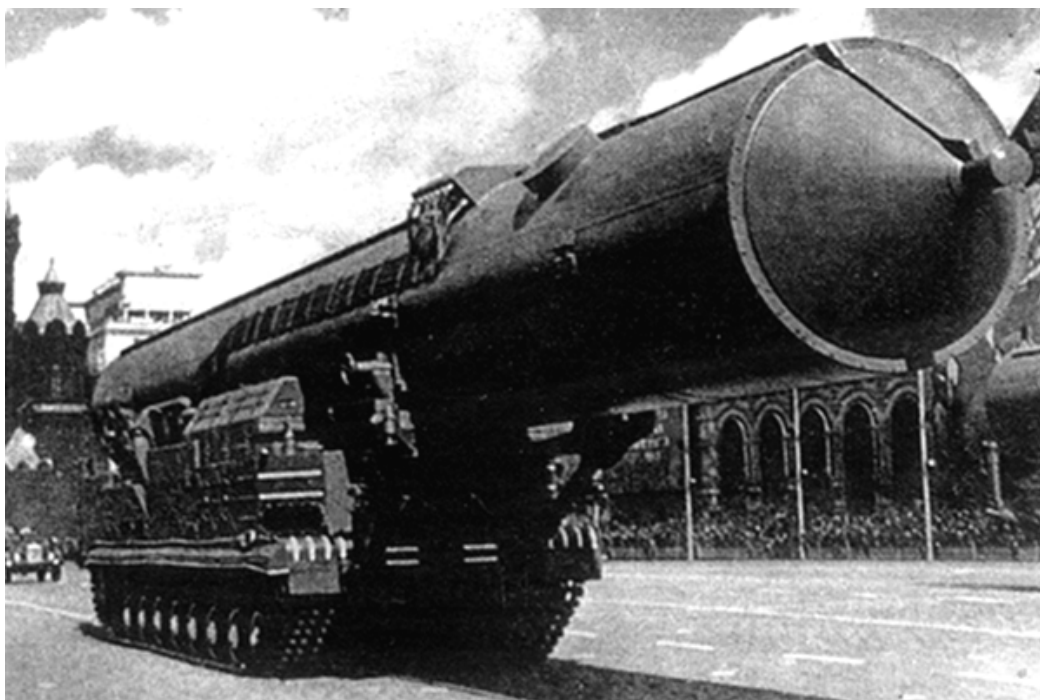
Объект 821. Вид сзади (правый борт)



Объект 821. Вид сзади (левый борт)



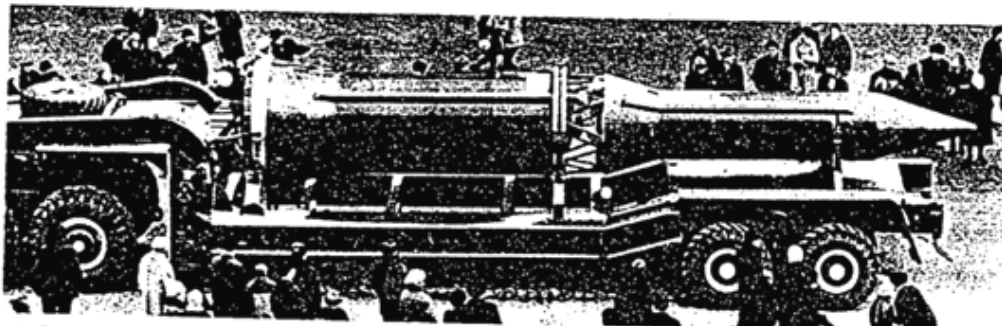




В 1965 г. СПУ «объект 820» так спешили продемонстрировать миру, что не успели установить защитные короба, прикрывающие кабельную сеть на транспортно-пусковом контейнере. Вся кабельная сеть была «доступна для обозрения». В дальнейших показах этот недочет устранять было поздно, так как это могло навести на мысль о том, что данные системы являются опытными образцами. С тех пор все СПУ «объект 820» и «объект 821» проходили на парадах с открытой кабельной сетью. Однако это не ввело в заблуждение американскую разведку. Реальное состояние дел было установлено довольно быстро и точно - уже в 1969 году, в секретном докладе ЦРУ для высших должностных лиц США, указывалось, что появление ракетных систем типа SS-14 и SS-15 (РТ-15 и РТ-20П, соответственно) на вооружении РВСН СССР следует ожидать не ранее начала 1970-х годов.

~~TOP SECRET~~

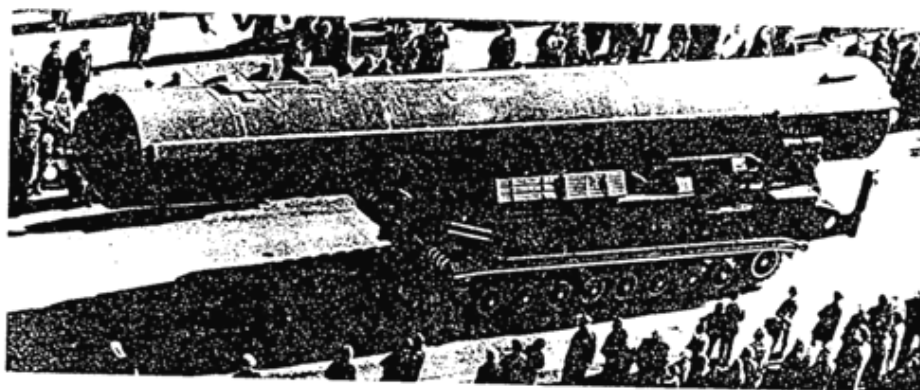
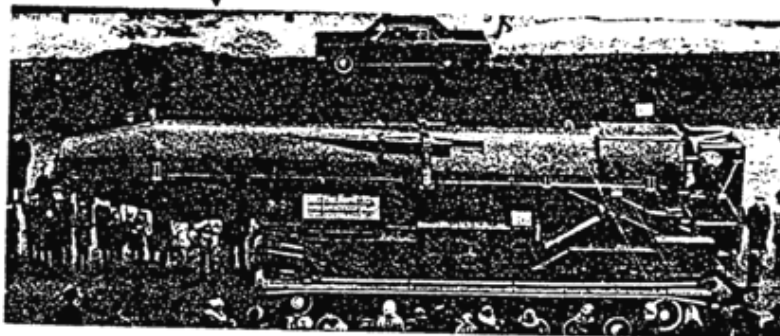
Future Soviet Peripheral Missile Systems



▲ Scamp missile . . . and its transporter-erector-launcher ▼

SS-14 Scamp

Initial flight 1965
IOC (projected) 1970
Range 1,500 nm
CEP nm
RV weight 1,000 lbs
Propellant solid
Guidance inertial



Scrooge

(Probably the PL-1,
now called the SS-X-15.)

Initial flight 1968
IOC (projected) 1971-1972
Range 4,000 nm (approx.)
CEP nm
RV weight 750-1,100 lbs.
Propellants liquid in second stage,
first stage unknown
Guidance inertial

~~TOP SECRET~~

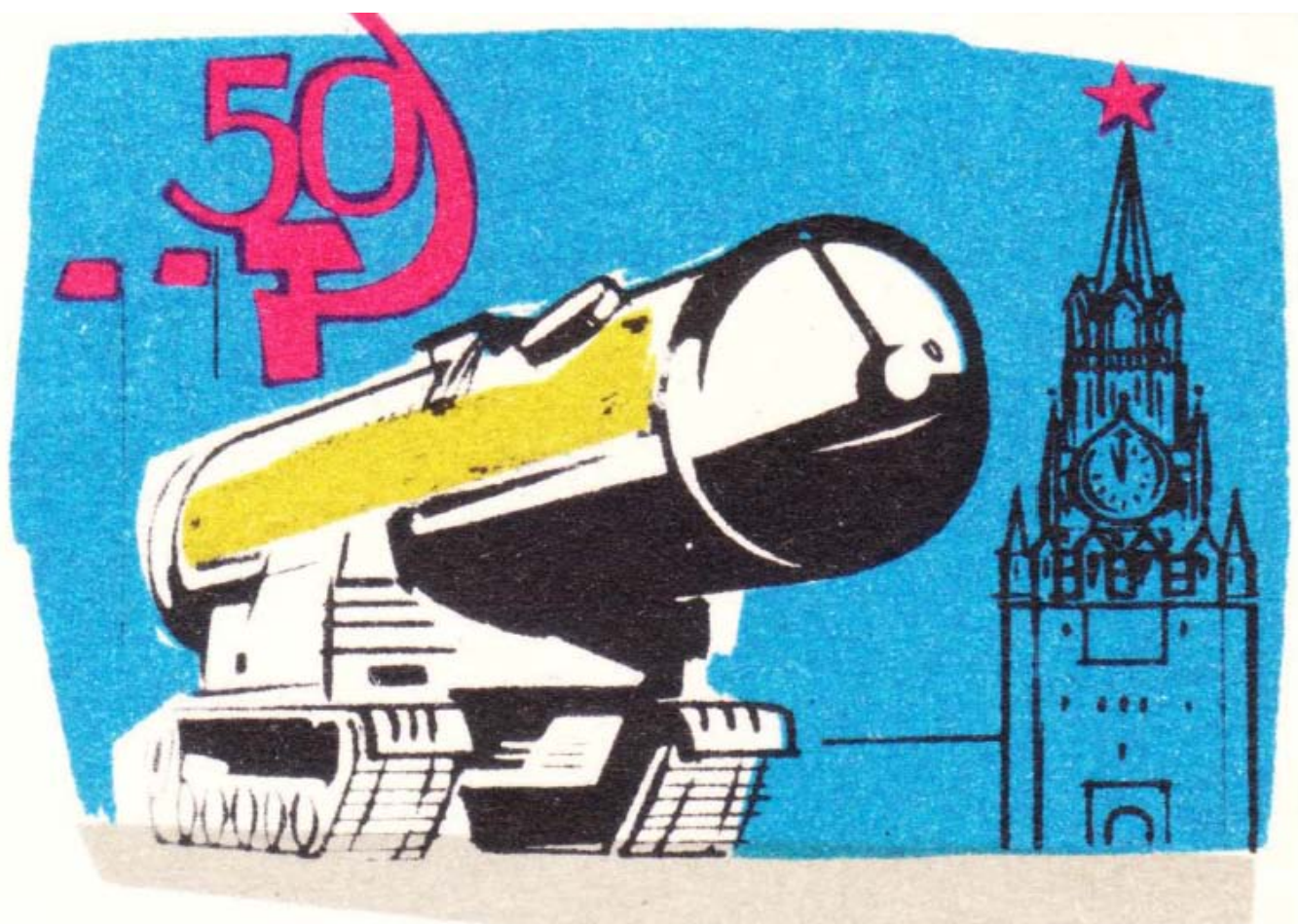
6-70 CIA

- 26 -

~~TOP SECRET~~



Вместе с тем, показы самоходных пусковых установок МБР РТ-20П на Красной площади в Москве всегда вызывали фурор как в советской, так и в зарубежной прессе. Их фотографии публиковались большинством советских центральных журналов. Вошли они и в Большую Советскую Энциклопедию. Их рисунки украшали открытки, обложки журналов и даже спичечные этикетки (причем как советские, так и иностранные!). СПУ «объект 820» и «объект 821», благодаря прессе, стали олицетворять собой техническую мощь Советского социалистического государства. Они стали в один ряд с атомным ледоколом «Ленин», космическим аппаратом «Спутник», автоматическими межпланетными станциями серии «Луна», межконтинентальным пассажирским самолетом Ту-114, антарктическим вездеходом «Харьковчанка», пилотируемым космическим кораблем «Восток» и другими образцами передовой техники СССР.



SOLO SUŠICE ČSN 494705

ARMÁDY
VARŠAVSKÉ



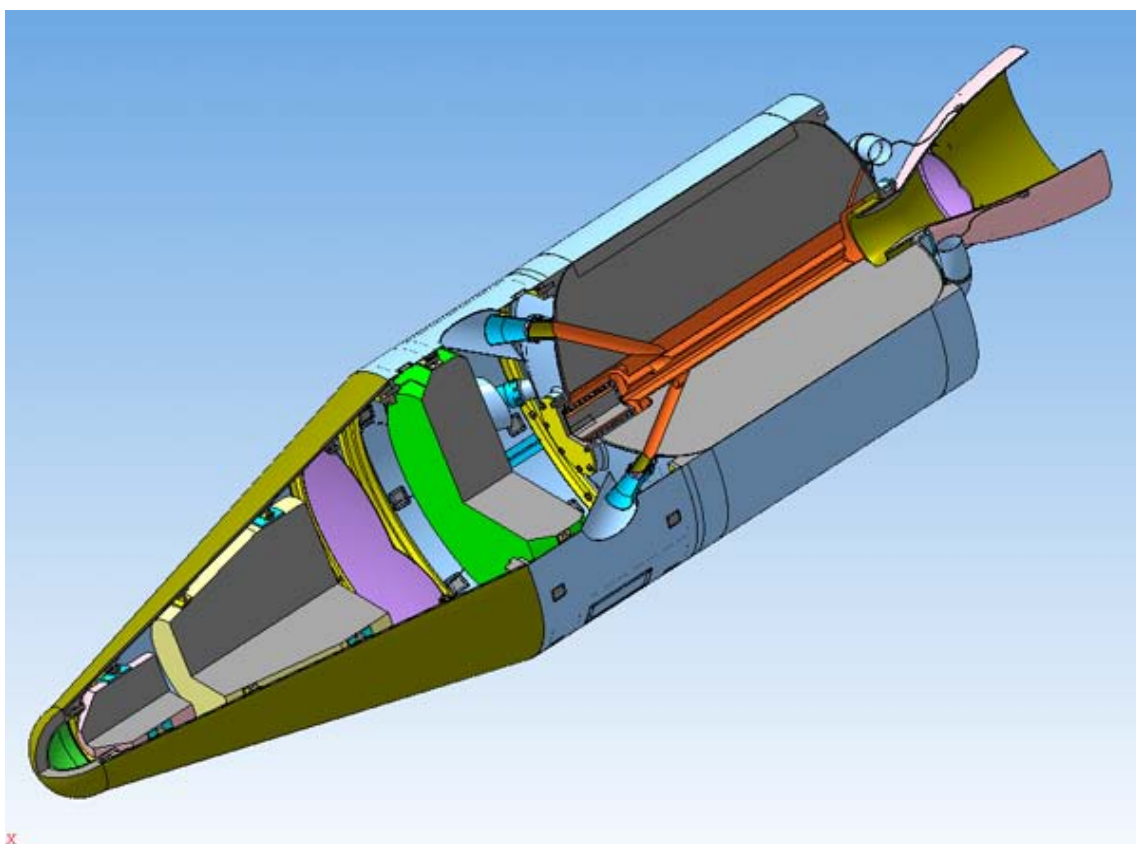
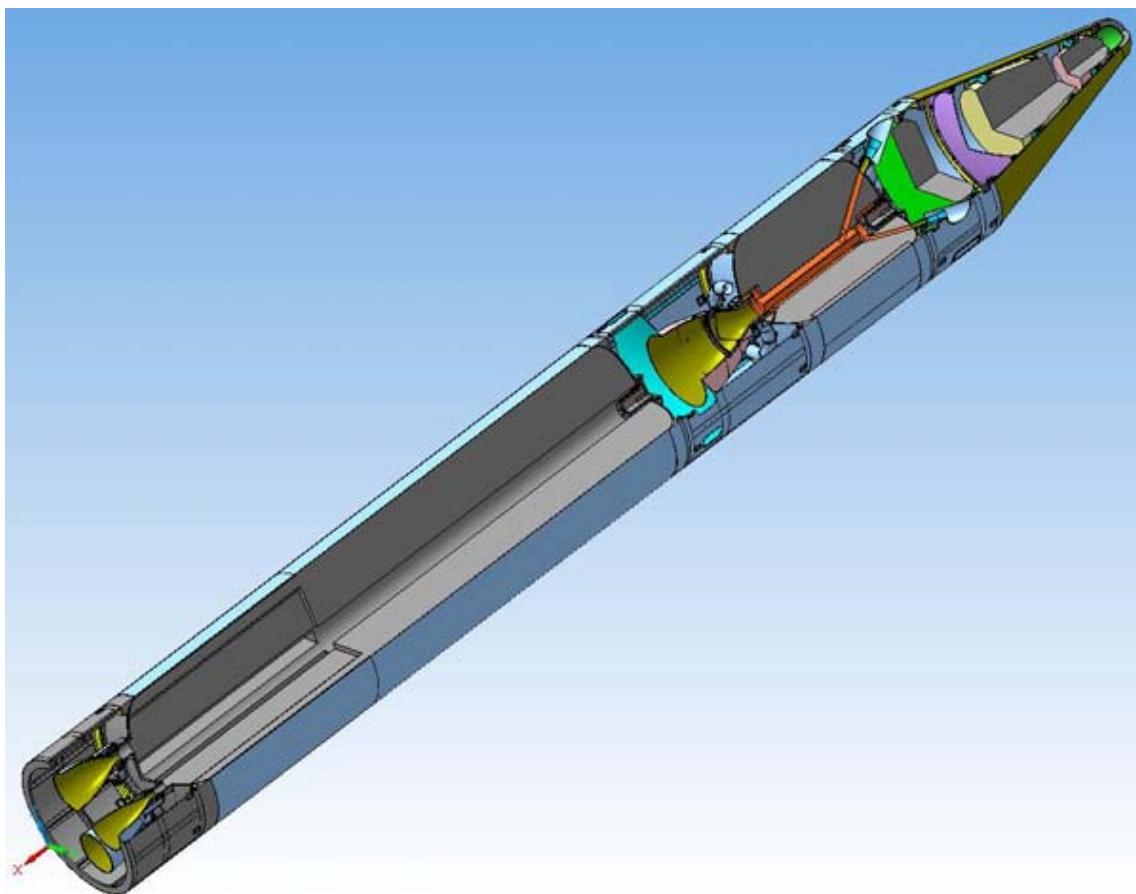
SMLOUVY



Во времена холодной войны в одном из западных журналов появилась фотография этого здания с надписью «Гнездо советских ракетных кадров»

Стоит отметить, что закрытие программы по созданию МБР РТ-20П не привело к забвению ракеты, как это часто случается с образцами техники, не принятыми на вооружение. Ракету 8К99 стали изучать в Ленинградском Военно-Механическом Институте (ЛВМИ), в настоящее время носящем название Балтийский Государственный Технический Университет «Военмех» имени Д.Ф. Устинова. «Вовлечение» 8К99 в учебный процесс обеспечивается кафедрой «Ракетостроение» (А1), являющейся частью Факультета ракетно-космической техники (А). Устройство и функционирование ракеты изучается студентами, слушающими учебную дисциплину «Устройство и функционирование ЛА». Это очень удобно - с одной стороны, ракета 8К99 есть вполне конкретный ЛА, с другой - она никогда не состояла на вооружении, создавалась и проходила испытания свыше 40 лет назад, что позволяет минимизировать шанс на разглашение сведений, составляющих государственную тайну.

Несмотря на то, что по своему технико-технологическому уровню ракета 8К99 очень давно не стоит на переднем крае оборонной науки и техники, изучение ракеты студентами-творцами будущей ракетной техники продолжается и в настоящее время. Ученые и инженеры шестидесятых, вложившие в это по-своему оригинальное и этапное «изделие» свои силы и душу, словно «передают», таким образом, свою эстафету молодым. А значит, можно смело сказать - уже на протяжении сорока с лишним лет РТ-20П успешно несет свою службу по защите Отечества!



*Современный проект твердотопливной МБР
слушателя кафедры «Ракетостроение» на базе МБР 8К99*



Приложения

Тактико-технические характеристики БРК РТ-20П с МБР 8К99

ТТХ БРК РТ-20П, представленные в разных источниках, зачастую значительно отличаются друг от друга. Здесь представлены все имеющиеся характеристики. За основные приняты фигурирующие в материалах, опубликованных КБ "Южное". Альтернативные характеристики представлены в скобках. При наличии более одного значения альтернативных характеристик в скобках они представлены через точку с запятой.

Дальность стрельбы максимальная, км:
 - "легкой" ГЧ - 11000, с "тяжелой" ГЧ - 7000-8000;
 (с "легкой" ГЧ - 12000, с "тяжелой" ГЧ - 8000-9000)

Предельное отклонение, км ±4 (±2-4)

Боевое оснащение:

- моноблочная ГЧ «легкого» класса мощности, Мт 0,4 (0,55)
- моноблочная ГЧ «тяжелого» класса мощности, Мт 1,0 (1,5)

Система преодоления ПРО:

- ложные цели
- система искажения радиотехнических характеристик ГЧ

Боеготовность:

- постоянная, мин 10
- повышенная, мин 3

Условия боевого применения:

в любых метеоусловиях, при температуре от -40°C до +50°C и скорости ветра до 25 м/с

Тип базирования:

Подвижный (ПБРК), шахтный одиночного старта (ШПУ ОС)

Тип старта:

минометный из ТПК

Гарантийный срок нахождения на боевом дежурстве при регламенте 1 раз год, лет 5(7)

ПБРК обеспечивает эксплуатацию и применение в охраняемом позиционном районе с периодической сменой позиции 2(4) раза в месяц

Скорость движения ПБРК, км/ч:

- по шоссе до 40 км/ч
- по бездорожью до 15 км/ч

Запас хода, км:

- по конструкции ПУ 15000
- по гусеницам 2500
- по топливу 250

Стартовый вес МБР, тс

30,9 (30; 30,2; 31,1)

Вес ТПК с заправленной ракетой (с ГЧ «легкого» класса), тс
38,8

Диаметр ТПК, м 2

Длина ТПК, м 18,9

Число ступеней 2

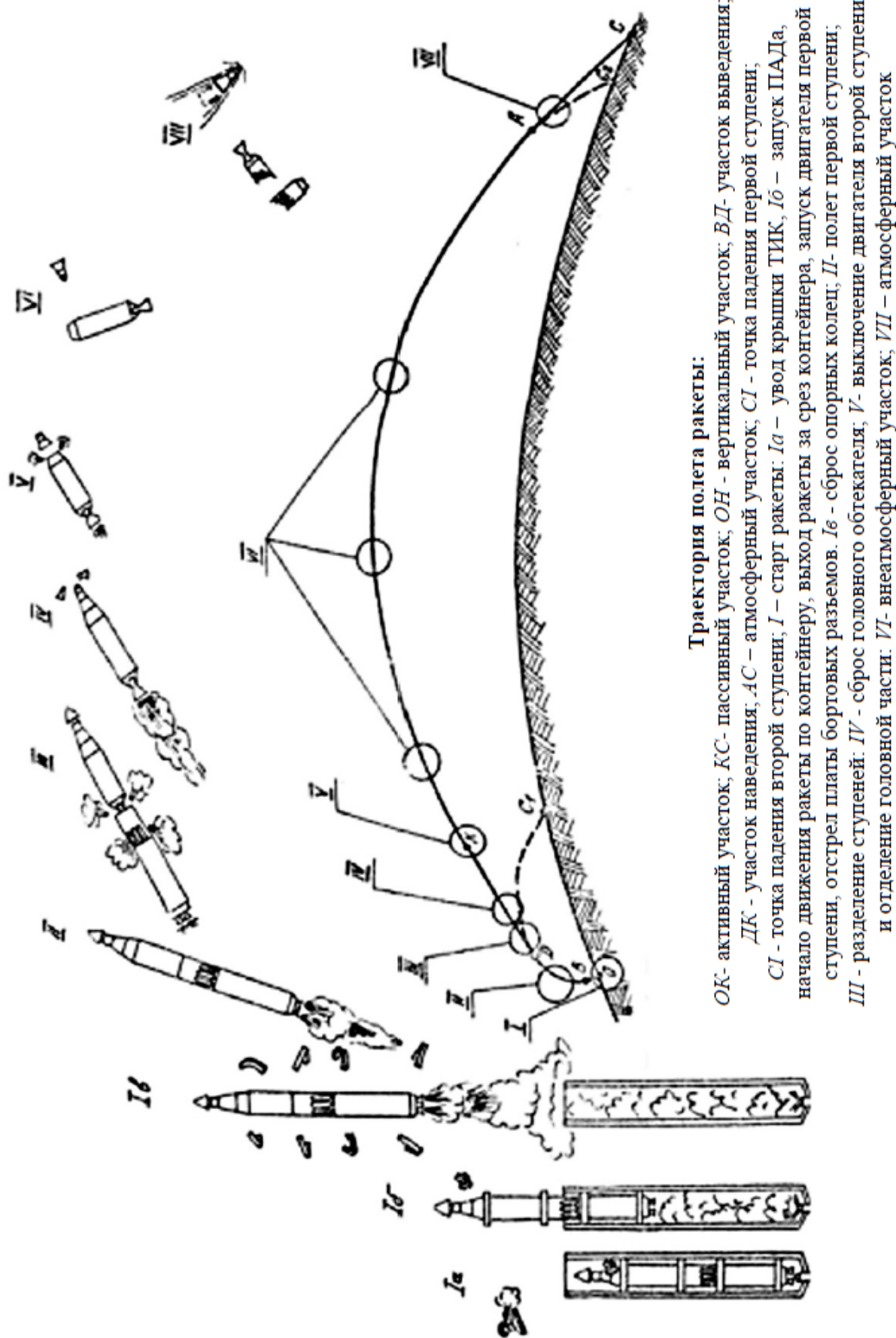
Вид топлива:

- I ступени твердое, смешанное
- II ступени жидкое, самовоспламеняющееся, АТ и НДМГ

Вес II ступени, тс 10,4

Вес ГЧ, кгс

- "легкого" класса 545 (550) - "тяжелого" класса 1410 (1500) Габаритные размеры ракеты, м - длина 18 (с "легкой" ГЧ - 17,67, с "тяжелой" ГЧ - 17,48; с "легкой" ГЧ - 17,8, с "тяжелой" ГЧ - 17,48, без ГЧ - 16,2) - диаметр 1,6 I ступень длина 6,12 м длина с переходным отсеком, м 9,8 диаметра, м 1,6 ДУ I ступени: - четырехсопловой РДТГ с вкладным зарядом и РДТГ конечной ступени - тяга(на земле/в пустоте), тс 61/70 (60/-) - удельный импульс (на земле/в пустоте), с 231/265 - масса основного заряда, т 17,2 (16,7) - масса снаряженного РДТГ, 20,0 - органы управления 4 поворотных сопла II ступень длина, м - 8,4 диаметр, м - 1,6 вес топлива, т 8,9 ДУ II ступени: - однокамерный ЖРД с дожиганием восстановительного генераторного газа в КС - тяга (в пустоте), тс 14 (15) - тяга в режиме конечной ступени, тс 0,7 - удельный импульс (в пустоте), с 327,5 - масса сухого двигателя, кг 185 - органы управления вдув генераторного газа в закрытискую часть сопла и сопла крена	Система управления: автономная, инерциальная Коэффициент энергетического совершенства с ББ «легкого» класса G_{гч}/G_о, кгс/тс 18 Пусковые установки ПБРК: 15У20 (Год 1965) Шасси - "объект 820" на базе танка Т-10М и СУ ИСУ-152 Главный конструктор - Б.Г. Бочков Разработчик шасси - КБ-3 ЛКЗ Размеры, м: - длина с ТПК 20,0 - высота 4,4 - ширина 3,1 Вес, тс 78 Число ракет на агрегате 1 15У21 (Год 1967) Самоходная грунтовая СМ-СП-21 Разработчик - КБСМ Шасси - "объект 821" на базе "объект 820" Разработчик шасси - КБ-3 ЛКЗ Размеры, м: - длина с ТПК 20,0 - высота 4,4 - ширина 3,15 Вес подвижной самоходной ПУ с заправленной ракетой, тс 78,9 Число ракет на агрегате 1 ПУ шахтного типа: типа ОС СМ-СП-20 (15П799) Разработчик - КБСМ Главный конструктор - Б.Г. Бочков Транспортно-загрузочный агрегат 15У52
---	---



Пусковой алгоритм ракеты 8К99

Сборная выдержка из учебного пособия БГТУ «Военмех» «Устройство и функционирование ракеты 8К99» С.Н.Ельцина, описывающая порядок работы систем ракеты во время полета. При описании считается, что: а) стрельба ракетой ведется на максимальную дальность, и б) при стрельбе используется ГЧ «легкого» типа. Отсчет времени, кроме специально оговоренных мест в тексте, ведется от команды «ПУСК».

«Порядок прохождения команд на включение в работу тех или иных элементов ракеты, в том числе ее ДУ, и последовательность работы пневмогидравлической системы (ПГС) двигателя второй ступени определяются временными реле (ВР), размещенными на борту ракеты. Старт ракеты производится из вертикально расположенного контейнера с помощью ПАД. Перед стартом осуществляется вертикализация и азимутальное прицеливание ракеты. При этом ось x гиросtabilизированной платформы совмещается с плоскостью стрельбы. Грубое совмещение оси x с плоскостью стрельбы ($\pm 10^\circ$) производится путем разворота стартового агрегата.

ВР включается в работу по команде «ПУСК» с поста управления стартом ракеты, происходит проверка системы управления, давления в баках и пр. Через 12 с выполняется подача электропитания на борт ракеты. Первыми, через 21 с после команды «ПУСК», подрываются пиропатроны клапана, открывающего доступ воздуха из шара-баллона, размещенного в приборном отсеке, для раскрутки гироскопов и предварительного наддува бака окислителя (прекращается спустя 106 с). Затем, спустя 137 с, происходит запуск бортовых батарей, после включения их контроля и успешного выполнения контроля спустя 171 с ВР переключает все системы ракеты на бортовое питание, запускает твердотопливный газогенератор рулевого блока, подрывает удлиненный конический заряд крышки ТПК, запускает пороховой ракетный двигатель увода крышки ТПК (после чего последняя отделяется от контейнера), пиропатроны системы термостатирования ТПК и ракеты. Через 179 с ВР подает команду на разрыв пироболтов ПБР, крепящих ее к ТПК, снимает предохранение с пиропатронов РДТТ первой ступени, РДТТ конечной ступени и ПАД ТПК, подрывает пироболты крепления ракеты к ТПК. Через 185 с ВР запускает ПАД ТПК, и через 0,35 с после запуска ПАД, при достижении в подракетном объеме давления $6 \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$, ракета начинает движение - срабатывает контакт подъема, который, в свою очередь, запускает ВР второй ступени. Форма топливного заряда ПАД выбрана таким образом, что вышеуказанное давление в подракетном объеме в процессе движения ракеты в контейнере поддерживается постоянным. Через 1,4 с после срабатывания контакта подъема срабатывает контакт выхода, который запускает ВР первой ступени, которое, в свою очередь, запускает РДТТ первой ступени спустя 187 с после команды «ПУСК», выдает команды на подрыв пироболтов опорных колец и крепления ПБР к ракете. В момент выхода из ТПК ракета достигает скорости 30 м/с, РДТТ первой ступени запускается на высоте 10-20 м над срезом контейнера. Перед выходом ракеты из ТПК, в случае необходимости, может быть произведено аварийное прекращение пуска. Предусмотрена также возможность аварийного подрыва ракеты в полете в случае неприемлемого отклонения от траектории.

В конце работы двигателя первой ступени ракета набирает высоту ~ 27 км. Производить разделение ступеней на такой, относительно малой, высоте невыгодно, поскольку из-за больших аэродинамических сил, действующих на ракету, потребовались бы значительные усилия для разведения ступеней на безопасное расстояние. В связи с этим ступени разделяются после достижения ракетой высоты ~ 40 км. В период подъема до этой высоты управляемость ракета обеспечивается вспомогательным двигателем - РДТТ конечной ступени тяги, который запускается

после выгорания топлива в двигателе первой ступени по сигналам системы датчиков давления ступени (через 58 с после запуска основного РДТТ первой ступени) и работает до полного выгорания топлива. Через 10,7 с после запуска РДТТ конечной ступени ВР первой ступени дает сигнал на запуск твердотопливного стартера турбонасосного агрегата двигателя второй ступени. Еще через 3,4 с, после достижения заданного давления в стартере, последовательно рвутся мембрана на магистрали подачи окислителя и мембрана на магистрали подачи горючего, осуществляются все необходимые процедуры по запуску ДУ второй ступени и сам запуск, происходит подрыв 4 из 8 пироболтов, связывающих переходный отсек со второй ступенью. Истекающие из сопла двигателя второй ступени газы поступают в переходный отсек и выходят через окна в его оболочке. Через 1,2 с после срабатывания первых 4 пироболтов - время, в течение которого двигатель второй ступени набирает 90% номинальной тяги, - подается команда на подрыв остальных четырех пироболтов. Под действием осевой силы, возникшей в результате взаимодействия газовой струи с центрирующим экраном и днищем РДТТ первой ступени, начинается разделение ступеней.

На 95 с полета после замыкания контакта подъема ВР второй ступени включает систему регулирования кажущейся скорости. На 130 с после замыкания контакта подъема ВР дает команду на подрыв пироболтов обтекателя ГЧ и сброс обтекателя при помощи пиротолкателя. Примерно за 5 с до предполагаемого выключения (спустя 488 с после подачи команды «ПУСК»), при достижении требуемого сочетания параметров движения ракеты - вектора скорости, координат и др. - система управления дает сигнал на перевод ДУ второй ступени на режим конечной ступени тяги. Горючее и окислитель подаются в этом случае только в газогенератор ТНА. Режим конечной ступени тяги обеспечивается, таким образом, только поступлением газа газогенератора ТНА в камеру сгорания двигателя. Переход двигателя на режим конечной ступени тяги позволяет уменьшить разброс импульса последствия тяги и, соответственно, повысить точность. По достижении заданной скорости, но не ранее чем через 5 с после перехода на режим конечной ступени тяги (спустя 493 с после подачи команды «ПУСК»), система управления подает команду на окончательное выключение двигателя. Отделение головной части производится в конце активного участка траектории в период последствия тяги двигателя второй ступени, переведенного в режим конечной ступени тяги, сразу же после подачи команды на окончательное выключение двигателя. Сначала срабатывают три пироболта, при помощи которых головная часть крепится к приборному отсеку, а затем производится торможение ракетной части второй ступени за счет истечения газа наддува бака окислителя через два противосопла, расположенных на переднем днище бака. Противосопла сообщаются с атмосферой через два люка в корпусе приборного отсека. Вскрытие сопел происходит в результате срабатывания удлиненных детонирующих зарядов, приводимых в действие электродетонаторами. Крышки люков приборного отсека вышибаются заглушками, вылетающими из сопел. После вскрытия сопел и увода второй ступени на некоторое расстояние от ГЧ срабатывают: а) система преодоления ПРО, формирующая, наряду с ГЧ, эффективную боевую цепочку, и б) пироклапан, через который газ наддува бака истекает в направлении, перпендикулярном продольной оси ракеты (в результате этого вторая ступень, выполняющая также роль ложной цели, окончательно уводится с траектории головной части)».

Изучение ракеты в ЛВМИ не могло не привести к появлению студенческого фольклора, например одна из таких историй была выложена в сети Интернет (<http://boenmex-a192.narod.ru/baiki/Case.html>)

Случай в спецкабинете.

Авторы Хадонов Алексей, Рябков Андрей.

От Алексея. Стих 1. Глава 1.

«Ну что же господа и дамы, всем доброе время суток, послушайте (понятно, что почитайте) и мою баечку.

Итак, случай в спецкабинете. Для людей непосвященных это таинственное место кажется чем-то невероятным? А как вам СПЕЦтетрадь? Это такая тетрадь, но непростая!! И очень!! Все листочки тщательно пронумерованы и проковырены шильцем, в те дырочки засунута веровочка, веровочка приклеена к последней страничке бумажечкой, на бумажечку печать, тетрадь в железный шкаф за семью железными дверьями и допусками и пропусками и НИ-НИ!! Шоб ни одна вражеская сволочь не прознала скока и какого килограмма металлолома рухнет на его голову. Та же фигня со СПЕЦкабинетом - с помощью «небольших» ухищрений (хе!) обычное с виду помещение (за белыми покрашенными окнами - Московский проспект!) превращается в ОПЛОТ! Чего... ну этого, как его... кузницы обороны нашей Родины! Ну ладно, ближе к телу, как говаривал Остап. В этом самом кабинетике лежало.. тело.. оболочка ... всякие термины плохо описывают первые ощущения от того что там лежало... Там находился корпус от твердотопливной ракеты. Попроще выражаться? Простите уважаемые сокурсники, я все же опишу остальным ЧТО это было. После прохода по многочисленным хитрым лестницам - коридорам - дверям вы заходите в мрачное слабо освещенное помещение... и там лежит нечто ... под брезентом... А помещение немалое, потолки метра 3, длина метров 15. И вот все это помещение под завязку занято ЭТИМ - с боку от нее все боком проходили (каламбур). А по виду ЭТО - две цистерны с толстыми стенками одна покороче другая подлиннее. По с одного бока у них (там, где перед) железки всякие. Но самое интересное (здесь пауза ... для пущего эффекта) с другой стороны - там СОПЛА! То есть эдакие круглые... дырки с воронками на концах (простите-простите коллеги, не только мы это будем читать - для потомков создаем ведь!!!) через которые ... проистекало.. струи раскаленного пламени! Страшно? Мне тоже... Дык, дальше!! ТО, чего когда-то должно было сторгать и проистекать, разумеется, в ТОМ что у нас лежало в спецкабинете не было. Ну, понятно, его никто не стырил на дачу (иначе долго бы собирали местные жители калоши такого умника в радиусе многих километров), не присвоил и не спрятал. Чтобы показывать пытливым умам студентов и задавать и всякие дурацкие вопросы, в боках сделали окошки-прорези эдак сантиметров 50 на 50, на высоте примерно метра полтора. И все заглядывали в гулкое черное мрачное нутро... изделия! (во вспомнил как оно.. его надо называть!). Итак, САМОЕ интересное. 3-й курс. Наша группа как стадо бизонов после водопоя медленно фланирует по СПЕЦкабинету со СПЕЦлитературой и СПЕЦтетрадями и изучает СПЕЦизделие. Все напряженно вчитываются, шевелят губами, морщат лбы.. скоро зачет у упоминавшегося в других рассказах Ельцина... а познать витиеватые и причудливые ходы мысли создателей не всегда представляется возможным. Короче, атмосфера полной и напряженной

академической подготовки. Преподавателей в момент подготовки нет. И вот мы с Андреем Рябковым продвинулись дальше!! Ума-то палата! План созрел как-то моментально. Ловким слаженным дуэтом. Андрюха подсаживает меня. Соскальзываю в ЧРЕВО изделия. Накрывается брезент. Через отверстия сантиметров по 20 СОПЕЛ (не соплев и не соплей - заметьте!!!) мне прекрасно видно происходящее рядом. Андрею досталась серьезная роль. Морща лоб и хмурия брови, он подходит к нашим очаровательным любимым всеми нами (признаемся еще раз Вам прилюдно) девушкам Ане и Майе и тыкая непрерывно в СПЕЦлитературу просто пальцем, просит спасти его и показать, где там.. вот эта... караганда.. и почему там вот это не там как здесь. Подволакивая ногу как раненая утка от гнезда, он тянет наших НИЧЕГО не подозревающих девушек к неприятно зияющей пустоте сопел... (стоять и заглядывать в них всегда было не очень приятно, по крайней мере мне).. Я сижу внутри... Вот столько предисловий ... И!!! ... В этот момент я и Андрей искренне приносим свои извинения Ане и Майе... Господа, вы согласны, что Вам исполнилось 18 лет, у вас нет болезней сердца и Вы не беременны? Тогда читайте дальше...



Два сосредоточенных личика наклоняются и вытягивая шеи заглядывают в черноту... Мгновенно им навстречу из двух сопел я выбрасываю растопыренные ладони и начинают издавать не очень приятные вопли... Герои в «Чужих», думаю, отдыхают по сравнению с тем что испытали наши девушки... визг их перешел ультра звук за доли секунды и проник, наверное, через все бетонные переборки здания... Но это не финал. Я не помню, почему мы остались живы с Рябковым, что-то нас спасло. Ах да!! Нас спас Ельцин!!! который спустя секунду был с кабинете и внимательно осматривая все вокруг. Все в порядке. Изучают материал. Вопросов ни у кого нет. Андрей Рябков с

Кубышкиной и Галкиной внимательно глядя в пособие около Изделия. Хаданова что-то не видно. Где он? Вышел? Ааа... Только румянец на щеках Рябкова какой-то, и кажется что-то Кубышкина и Галкина бледненькие какие-то... Да освещение все же плохое и душновато... а может сказал Андрей им что-нибудь не то? ... ну да ладно молодые еще... разберутся...».

От Андрея. Стих 1. Глава 2.

«Вот уж воистину, воистину! СПЕЦ... Сколько их было? И не сосчитаешь. Но тот Спецрозыгрыш остался одним из самых ярких моих учёбных воспоминаний... И так, случай в спецабинете. Экватор за спиной. Новый, 1992 год. Началась спецподготовка. Мы пришли на выпускающую кафедру А1 - УРА! Вот они, ракеточки, вот они, любимые! Целый кабинет. Вернее, три больших комнаты. Не считая мелочей вроде реактивных снарядов типа «Нибелверфер» и «Катюша», там, на ложементах, полочках и стеллажах, лежало примерно следующее. Баллистические 8К99 и Р-5, зенитные В-750 и В-610, тактические «Скад» и «Луна», воздух-воздух Р-3С и РС-2УС, Птурсы «Малютка», «Фаланга» и «Шмель». Студентов поделили на группки по 3-4 человека и поручили самостоятельно изучить пять Летательных Аппаратов, иначе пять «тем». Изучить - значит досконально разобраться, в какую сторону оно летает, за счет чего летает, почему летает именно так, и что будет, если открутить вот эту, к примеру, гайку... Задача вроде бы несложная, но усугублялось всё тем, что принимающие преподаватели имели по каждой ракете набор каверзных вопросов (10-15 штук), ответов на которые в методичке написано не было. Надо было включать мозг и начинать ДУМАТЬ самостоятельно. Включать-то мы поначалу включали, но потом, когда сдали по паре первых ракет, стали обмениваться информацией между локальными группками с целью выявить все каверзы преподавателей ДО сдачи и облегчить, соо..сно, себе дальнейшее бытие. Повторюсь, за семестр мы сдавали 5 ракет, но последовательность у каждого была своя. Появлялись «специалисты» по той или иной ракете, щедро делившиеся своим опытом удачных (неудачных) сдач с товарищами. 8К99... Монстр... Левиафан... Пи.дец Америке... Первая ступень твердотопливная. Вторая - жидкостная. Дальность - оху...ая, мощность боеголовки - нивье...ая. Сие чудо техники и требовалось изучить, наравне с другими, гораздо более мелкими «изделиями». Это была наша с Лёшей Хадановым то ли вторая, то ли третья ракета. Долго читали методички, разбирались с системами подачи топлива и расстыковки ступеней, крутили рулевые машинки, пробовали отковыривать теплозащиту с головной части. В общем, шел нормальный учебный процесс. Вторая ступень была великолепна. Горизонтально лежащий цилиндр, обделанный изнутри будто бы резиновой теплозащитой, в днище четыре похожих на пиалы сопла с рулевыми тягами. В боку прорезана дыра для обзора, а внутри повешена лампочка ватт на 40. В ее тусклом свете видны уложенные аккуратной горкой с полдюжину кусков рубероида. Что там делал рубероид - до сих пор загадка. То ли кто-то из преподавателей до дачи не довез, то ли наоборот, но, скорее всего, он имитировал шашки твердого топлива. Короче, внутри было уютно, светло и тепло, а вдобавок вкусно пахло рубероидом и теплоизоляцией. И Леся не устоял... Запихнув друга внутрь, я прикрыл брезентом лаз на боку и пошел к днищу смотреть через сопла, как Лёшику на новом месте. Ему было хорошо. Он постоял во весь свой немаленький рост внутри этой самой ступени, посидел на куче рубероида, попробовал на зуб (виноват, на ноготь) теплозащиту, покрутил лампочку. Заскучал. Чтобы развлечь товарища, я засунул руку внутрь сопла. Дружеское рукопожатие не заставило себя долго ждать. Мы поиграли в стыковку на орбите, попеременно пытались протянуть визави через двадцатисантиметровое отверстие. Потом припомнили революционера Лазо. Потом Лёша стал прихватывать проходящего меня за рукава, протягивая руки через сопла. Ощущения были незабываемые, где-то даже тёмно-мистические. Захотелось

поделиться ими с кем-нибудь еще. Ближе всех в тот момент к нам оказались... Наши девочки - Аня, Ира и Майя - уже сдали эту ракету. Мы - нет. И я отправился за жертвой. Кто был первой, кто второй, а кто третьей - не помню, но вопрос всем троим задавался один и тот же, примерно такой: «Куда садится уплотняющее кольцо в кардановом подвесе сопла 8К99 при работе рулевой машинки по тангажу?». Следовала законная реакция: «А это чо за хрень?». Я говорил: «Пойдем, покажу» и приводил леди к месту экзекуции. «Вот здесь, вот здесь», показывал я пальцем на место в глубине левого верхнего сопла. Девушка тянулась, вглядываясь в полумрак чрева ракеты. А оттуда, в относительно полной тишине, вырывалась рука Алексея Борисовича, и в трех сантиметрах от ее носика начинала делать хватательные движения на манер вставной челюсти «Чужого» из одноименного фильма. Признаюсь, страшно было даже мне. До сих пор перед глазами Лешкина клешня. Что же говорить о наших дамах...Я исправно подхватывал их подмышки, и поддерживал до тех пор, пока их мозг снова не начинал управлять организмом. Реакции у них были разные. Аня, кажется, молча упала, Майя, вроде бы, слегка подскочила, прежде чем последовать туда же. Обе вспоминали Господа и называли нас с Лешей шалунами. А вот Ирин удивленный возглас был слышен далеко за пределами спецкабинета. На него то и пришел Станислав Николаевич, положив конец нашей так и не начавшейся актерской карьере... Нас не выдали. Это было очень благородно со стороны девушек. Спасибо Вам за понимание момента, и за то, что дали себя так восхитительно разыграть!

Аминь».

Отчет
управления научно-технической разведки Великобритании
о показе советской ракеты «Скрудж» на параде в Москве

700382

SECRET

THIS DOCUMENT IS THE PROPERTY OF HER BRITANNIC MAJESTY'S GOVERNMENT

CS(RAF)/6339

53/24/004

Copy No. 22 of 100 copies

MINISTRY OF DEFENCE

DEFENCE INTELLIGENCE STAFF

(DIRECTORATE OF SCIENTIFIC AND TECHNICAL INTELLIGENCE)

MINISTRY OF DEFENCE (R.A.F.)

SCIENCE LIBRARY

FILE COPY

Moscow Parade, November 1966

SCROOGE

DEF 44/163

MINISTRY OF DEFENCE (R.A.F.)

SCIENCE LIBRARY

FILE COPY

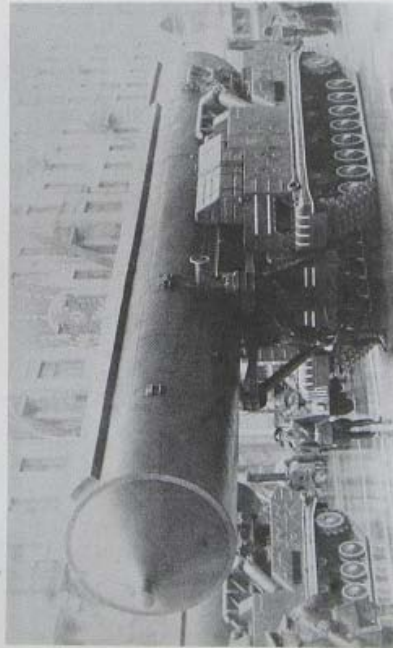
Metropole Buildings, W.C.2,
December 1966

DSTI REPORT No. 275

SECRET

M.O.D. (R.A.F.) (R.S.V. 3)	
CLASSIFICATION	
DATE RECEIVED	1967
NOTED UNDER	BY:
SUBJECT	
ORIGINATOR	
MONTHLY LIST	

SECRET



SCROOGE - AS SHOWN ON THE PARADE

Frontispiece

SECRET

SECRET

SCROOGE

Frontispiece SCROOGE as shown on the parade

Figures

- 1 General view—SCROOGE (photograph)
- 2 SCROOGE—Rear of Vehicle (photograph)
- 3 SCROOGE—Starboard side-view of Vehicle (photograph)
- 4 SCROOGE—Details of Canister (photograph)
- 5 SCROOGE—Possible Missile Configuration (Solid propellant)
- 6 Solid-propellant Missile—Range vs I_{sp}
- 7 SCROOGE—Possible Missile Configuration (Liquid propellant)
- 8 SCROOGE—Scale drawing

Reference 1

“Estimating Performance Capabilities of Boost Rockets”
by Dergarabedian and Ten Dyke. STL Publication
TR-59-0000-00792

7431

SECRET

A

SCROOGE

INTRODUCTION

1. The Russians displayed a new type of strategic missile system, subsequently nicknamed SCROOGE, for the first time on the 7th November, 1965, in the Moscow Parade. It comprised a tracked prime-mover, similar to SCAMP, carrying a cylindrical canister about 62 ft long and 6 ft in diameter. Russian commentators claimed that these vehicles were "inter-continental small-dimension solid-fuel rockets on self-propelled tracked launch installations". Two units were on display and were positioned in the order-of-march between SASIN and SCRAG.
2. This paper aims to assess the technical characteristics of the SCROOGE system.

DESCRIPTION

Introduction

3. Nothing can be seen of the missile associated with the SCROOGE system and which is assumed to be carried within the canister. Its size and configuration are therefore unknown. Later in this paper the most probable missile-fits are discussed in detail.

4. The dimensions of SCROOGE have been assessed from photographs taken on the "November 1965, May 1966 and November 1966 Moscow Parades":

(a) Canister length	...	...	...	62.2 ft
(b) Canister cylindrical length	...	...	...	56.4 ft
(c) Canister diameter	...	...	...	6.5 ft
(d) Vehicle overall height	...	...	...	14.1 ft
(e) Vehicle overall width	...	...	...	11.0 ft

A scale drawing of SCROOGE is attached at Fig. 8.

General description

5. The tracked prime-mover is similar to that of SCAMP and is a development of the JOSEPH STALIN (JS) chassis used for World War II tanks. There are slight differences between the SCAMP and SCROOGE chassis. SCROOGE has eight road wheels instead of six, reinforced shock absorbers and rearranged top rollers. The prime-mover carrying capacity is approximately 150,000 lb.

6. SCROOGE body work is very different from SCAMP. The canister (which can be elevated to the vertical) is supported by a framework extending from the front of the body; two hydraulically-operated legs at the rear support the vehicle when the canister is elevated. The pivot point for the canister can be seen quite clearly (Fig. 2) and its position permits ground clearance for the canister when elevated. Three clamps secure the canister to the prime-mover. A tubular framework supports it while two hydraulic jacks elevate it to the vertical (Fig. 3).

7. The canister is of welded construction, apparently stiffened internally. There is no sign of a longitudinal break or hinge as on SCAMP. Two conduits extend almost the complete length of the canister. The one on the port side extends to a cylindrical casing projecting from the rear of the canister while the other conduit appears to be connected to a tubular housing projecting from the conical nose. Twenty service connections leading from the prime-mover feed the starboard conduit through a junction box. There is also a raised circular hatch approximately 2 ft in diameter about 11 ft from the front of the canister. In addition to the clamping arrangements for holding the canister to the body, referred to above, there also appears to be a clamp for holding the front portions of the conduits to the canister. The rear canister face is a conical frustum with a cylindrical casing about 2 ft in diameter bolted to it. There appears to be no provision for removing the rear face from the canister tube (see Fig. 2).

8. The design and construction of the canister imply that it would most probably act as a launching tube as well as an environmentally controlled transporter. The absence of any apparent means to allow the escape of the rocket efflux at the rear suggests that the missile is ejected before ignition takes place (cold launch technique). The cylindrical housing on the rear face could well hold a gas generator for this purpose. The circular hatch is probably positioned to permit access to the missile guidance bay. With the possible exception of the re-entry vehicle, this is the only part of the missile which would need setting-up by some external means after it had been loaded into the canister and positioned at its firing point. The housing at the nose probably contains an explosive device for removing the end-cap just before missile launch. Two large brackets, one on each side of the canister in the plane of the front mountings (Fig. 4) apparently have no function while the launch tube is horizontal. However, they would provide good lateral support points when the canister is elevated.

TECHNICAL ASSESSMENT

9. The Russians stated that SCROOGE houses a solid-propelled ICBM. However, though there is no evidence that they have deliberately lied in the past, this claim of solid propellants cannot be blindly accepted. The current political situation seems to have persuaded the Russians that some capital can be made out of proving to the world that they too have solid-propelled ICBMs and that the West are wrong to think otherwise.

10. The construction of the SCROOGE canister and the inferences drawn from it do not favour one type of propulsion over another. The rear of the canister almost certainly houses a gas generator for cold ejection of the missile. This in itself does not suggest a particular type of propulsion as the cold-start principle is equally applicable to either solid or liquid rockets. However, the usually lower launch accelerations from a liquid propellant rocket would make cold ejection essential for such a missile launched from a closed tube; the higher acceleration from a solid rocket would permit it to escape before catastrophic damage was done to the tube by the efflux. Cold ejection would provide either type with a small velocity bonus which might be a reason for using it with a solid rocket. In summary, while a closed tube without a gas generator would almost certainly imply that the missile was solid propelled, the presence of the cold-ejection equipment does not necessarily indicate a liquid-propellant system though it would be essential if the missile were so powered. Consequently both types of propulsion systems are considered in this report.

11. To have based the missile assessments solely on the dimensional restrictions of the canister would have been dangerous and misleading. Consequently the solid propellant missile assessment is prefaced by a consideration of SAVAGE as a candidate (the three-stage solid-propelled missile first displayed in May 1965). This is followed by a missile design bearing as many of the parameters of SAVAGE as are applicable. It must here be stressed that the assessment of SAVAGE (DSTI Report No. 265) and hence of the solid SCROOGE, represents what is considered to be the peak of engineering technique attainable by the Russians now. Consequently, the performance of a solid propelled SCROOGE is not likely to be better, but may certainly be worse than that presented below. For similar reasons, the assessment of a liquid-powered SCROOGE missile was coloured by making reference to systems which are known to be under development.

Solid propelled missile

12. For considerations of economy, it would seem reasonable to expect SAVAGE to be the missile within the SCROOGE canister. However, although the diameters match up well, SAVAGE is 6 ft too long. Even if the warhead and guidance pack were removed, the remainder is still too long. In any case, carrying a missile with these parts separated would severely impair the advantage gained by the mobility of the system. An alternative, still using SAVAGE parts,

SECRET

5

would be to assume the canister houses a two-stage missile. However, such a missile, accepting even the most optimistic characteristics, would have a range of less than 3,000 nm which would be only of very limited use as an ICBM against targets in the United States even if SCROOGE were deployed in the far north and north-east of Russia. The possibility was considered that one of the stages of SAVAGE might have been shortened to permit it to fit into the canister. However, the ratio of the stage weights as estimated for the paraded SAVAGE is fairly close to optimum and any such shortening would not be sound engineering practice. A much better solution if SAVAGE were required to fit into SCROOGE would have been to make the canister longer. It was thus concluded that neither SAVAGE nor a missile made up of any of its components were intended for use with the SCROOGE system. There is a possibility that a three-stage solid fuelled rocket recently tested by the Russians may be associated with either SAVAGE or SCROOGE or possibly both. However, insufficient is known of the vehicle at present to proceed further with this suggestion.

13. The three-stage solid-propelled missile envisaged as a candidate for the SCROOGE canister was assumed to have the same diameters for its stages as SAVAGE. The stage lengths were assumed to be in the same ratio as SAVAGE and the overall length governed by the requirement for the guidance bay to be alongside the circular servicing hatch referred to in paragraph 8. These restrictions result in a missile having an overall length of 54.4 ft. Its fit in the canister is shown in Fig. 5.

14. Before any weights and performance estimates can be made, a knowledge of several important parameters is needed. In particular, these are propellant fill-factor, propellant density, structural efficiency and propellant specific impulse (I_{sp}). Little is known about Russian achievements in any of these but very reasonable estimates can be made of the first two, propellant fill-factor and propellant density, which were assumed to be 0.8 and 110 lb./cu. ft. respectively. Range estimates are less sensitive to variations of these parameters than of the remaining two, structural efficiency and propellant I_{sp} , about which even less is known. It is felt that the Soviets are unlikely, in a steel-cased missile, to have surpassed the structural efficiency of the United States MINUTEMAN I and there is no evidence to suggest that filament winding technique has yet been exploited for this purpose. Consequently, the missile was credited at best with the structure factors of MINUTEMAN I, namely, 0.1, 0.15 and 0.24 for the first, second and third stages respectively and with 0.12, 0.17 and 0.26 as the poorer limit. A range of propellant specific impulses was considered. These were represented by first stage values of 230-260 seconds with the second and third stages being higher by 10 and 15 seconds respectively.

15. *Weights.* Fig. 5 shows in detail the weights resulting from calculations using the parameters discussed above. The missile all-up-weight is estimated to be between 77,000 lb. and 79,000 lb. assuming a payload of 900 lb. which would fit reasonably in the remaining forward space in the SCROOGE canister.

16. *Performance.* The performance figures obtained after calculating mass ratios and burn-out velocities are shown in Fig. 6 where Range is plotted as a function of I_{sp} and Structure Factor for an arbitrarily chosen payload of 900 lb. Reference I was used to obtain the range direct from ideal burn-out velocity. Fig. 6 indicates that the maximum range would be between 2,500 nm and 4,200 nm (NRE) if the whole of the chosen band of I_{sp} were considered to be equally probable. However, the range band can be narrowed if the spread of I_{sp} is reduced to the most probable, i.e., 245-255 seconds (first stage value). The maximum range would then be between 3,200 and 3,900 nm and is represented by the most-likely performance envelope shown shaded in Fig. 6. Propellant burning times were assessed as 60 seconds, 50 seconds and 35 seconds for the first, second and third stages respectively.

Liquid propelled missile

17. Intercepts of Russian telemetry have permitted an assessment, as yet incomplete, of the two-stage liquid rocket ICBM, SS-11. The parameters deduced show that SS-11 is the only known Soviet liquid-powered missile which is not incompatible with the size limitations of SCROOGE. Consequently, it is with

SECRET

SECRET

6

the SS-11 in mind that the assessment of SCROOGE as a liquid-propelled vehicle has been made. The accepted characteristics of the SS-11 when fired to a range of 5,200 nm (NRE) are:

- (a) Storable liquid bi-propellant system (possibly pre-packaged)
- (b) 1st Stage burning time—102 secs
- (c) 2nd Stage burning time—156 secs
- (d) 2nd Stage mass ratio—4.45
- (e) 2nd Stage specific impulse—310-320 secs
- (f) Re-entry vehicle ballistic coefficient— ~ 400 lb./sq. ft.

The low ballistic coefficient indicates that the re-entry vehicle, and hence the whole missile, is probably small compared with other Russian ICBMs. Consequently, for the purposes of this assessment, the payload has been assumed to weigh 1,500 lb. The range, I_{sp} and second stage mass ratio can be used to calculate the first stage mass ratio, however, this merely gives an indication of the ratio of propellant weight to structure weight. Without further inputs (which are not yet available for the SS-11) it is impossible to calculate absolute values for either. Structure factors have been assumed 0.10 for the first stage and 0.12-0.16 for the second stage which are considered to embrace the most likely values. The specific impulse deduced from telemetry implies that the propellants most likely being used in SS-11 are similar to those used in earlier missiles, consequently an average value of 76 lb./cu. ft. for propellant bulk density is reasonable. These additional inputs then permit the calculation of bulk propellant weight and structure weight for each stage.

18. Without any dimensional limitations, nothing further can be done to estimate the shape and lay-out of SS-11. The diameter of the SCROOGE canister (allowing for internal clearances) can be used as an input to show the type of missile SS-11 would have to be if it were the SCROOGE missile. This allows the tank volumes to be estimated and a lay-out suggested, based on reasonable engineering practice. Fig. 7 lists the results obtained and shows that for SS-11 to fit into the SCROOGE canister, the structure factors for the first and second stages must be 0.1 and 0.12 or better. With these structure factors, the missile launch weight would be about 61,000 lb.

Stability of the vehicle

19. Both the missiles suggested for SCROOGE could be carried by the vehicle and neither would present centre-of-gravity difficulties when travelling over rough country.

SYSTEM CONCEPT

20. It is not envisaged that the SCROOGE system would constantly roam selected areas of Russia and be prepared to launch from anywhere at extremely short notice. A much more likely concept is one where several transporter/launchers are held in readiness at one base area, possibly underground, but with road or track access, and which disperse to pre-surveyed but unprepared sites on receipt of a given alert condition. The launch sites would not be more than 30-50 nm from the base and base areas may be hundreds of miles apart. Both the launch sites and the base areas would be very difficult to detect. It is most unlikely that a canister could be used for more than one launch but the vehicle could certainly be re-equipped with a complete missile/canister unit at the base. However, it is unlikely that this could be completed in less than 24 hours and may not even be considered worthwhile.

SECRET

SECRET

7

CONCLUSION

21. The SCROOGE system as deployed at Moscow in 1965 and 1966 is a ballistic missile transporter/launcher system. Hidden base areas probably will be, or have been, constructed each housing several units. The units will be deployed to pre-surveyed unprepared sites up to 30-50 nm away from the base where the missiles would be launched from their tubes after being elevated to the vertical.

22. Cold ejection launch technique is probably used. The missile is probably either a three-stage solid fuelled rocket which could deliver a 900 lb. payload to about 3,500 nm (± 350 nm) or is a two-stage liquid powered missile. If a liquid rocket, it is probably the SS-11 having a range of about 5,200 + nm with a 1,500 lb. payload.

23. If the SS-11 is to fit within the SCROOGE canister, it would have to be constructed with structure factors not worse than 0.1 and 0.12 for the first and second stages. An alternative suggestion is that the SCROOGE canisters shown on the parade are smaller than the intended in-service versions. Some collateral evidence exists to the effect that SS-11 may be designed for firing from tubes slightly larger than SCROOGE, in which case the SS-11, having poorer structure factors than assessed above, might be the intended missile.

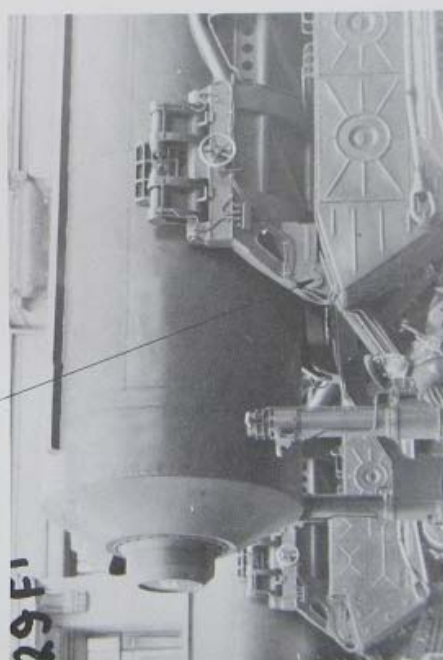
SECRET



GENERAL VIEW - SCROOGE

FIG. 1

Canister pivot point



SCROOGE - REAR OF VEHICLE

FIG. 2

SECRET

SECRET

Canister support framework

Elevating hydraulic jacks

FIG. 3

SCROOGE - STARBOARD SIDE VIEW OF VEHICLE

SECRET

SECRET

Conduits

Possible gas generator

servicing hatch

Support bracket

Junction box

SCROOGE - DETAILS OF CANISTER

FIG. 4

SECRET

GRAPH OF NON-ROTATING EARTH RANGE, R, PLOTTED AGAINST
SEA LEVEL SPECIFIC IMPULSE - SOLID PROPELLANT 3-STAGE MISSILE
FOR 'SCROOGE'

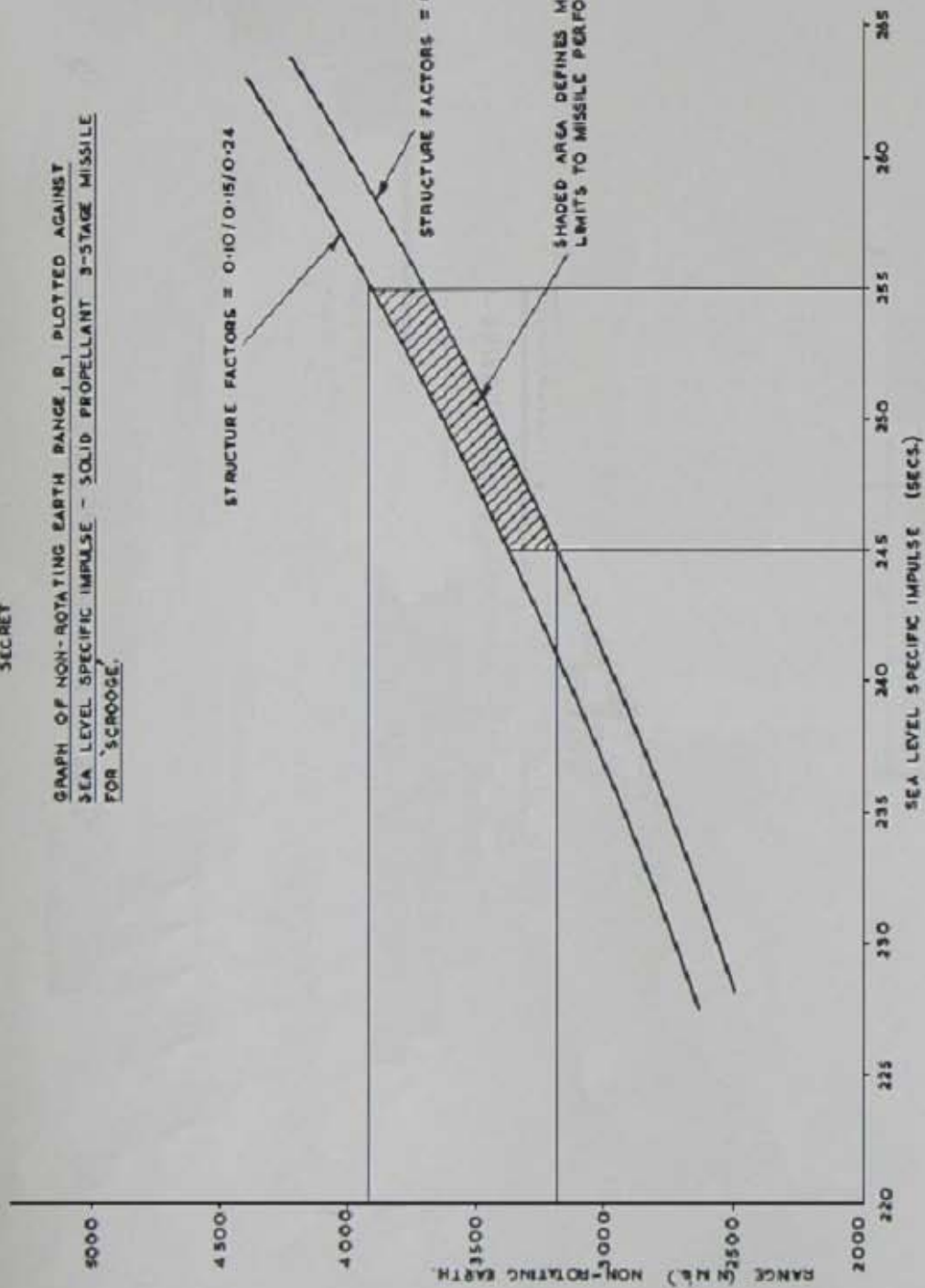
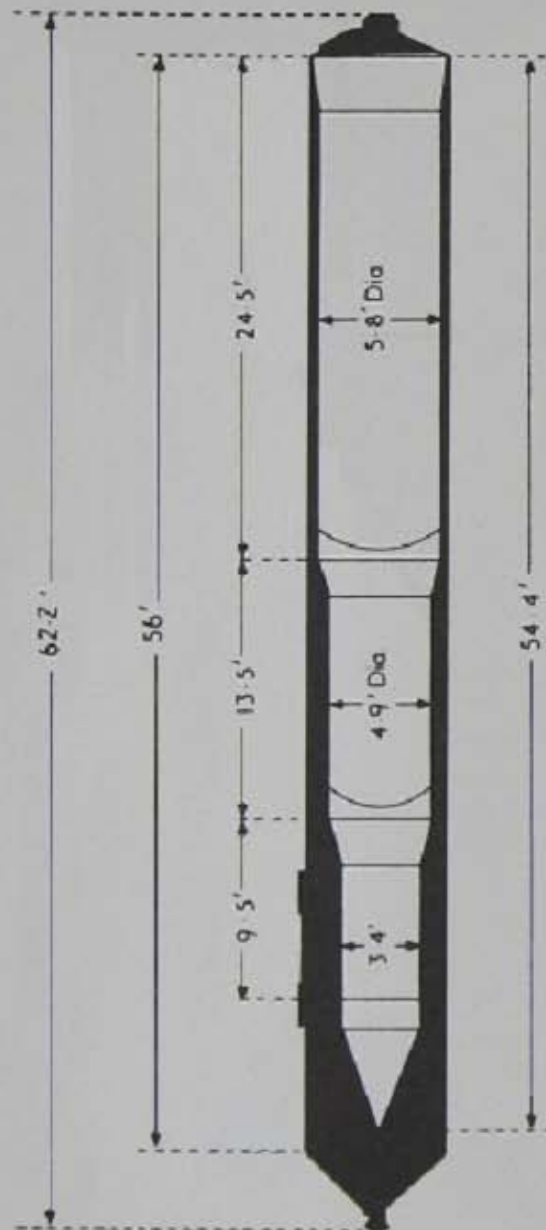


FIG. 6

SECRET

SCROOGE — POSSIBLE MISSILE CONFIGURATIONS (FIG. 5)



Solid Propellant — 3 Stage Missile

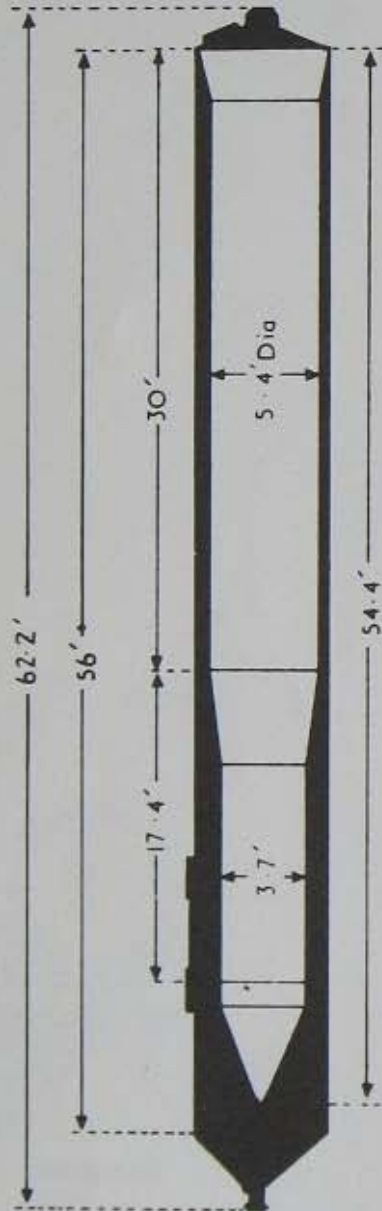
STRUCTURE FACTOR	0.10 / 0.15 / 0.24	0.12 / 0.17 / 0.26
1st STAGE WL	50,200 lbs	51,400 lbs
2nd STAGE WL	16,100 lbs	18,600 lbs
3rd STAGE WL	7,900 lbs	8,100 lbs
PAYLOAD WL	900 lbs	900 lbs
TOTAL LIFT-OFF WL	77,100 lbs	79,000 lbs
MASS RATIO		
1st STAGE	2.42	2.34
2nd STAGE	2.34	2.27
3rd STAGE	3.15	3.00
SPECIFIC IMPULSE (Sea Level)	230 — 260 Secs.	230 — 260 Secs.
RANGE N.M.	2700 — 4200 n.m.	2500 — 4000 n.m.

SECRET

SECRET

SECRET

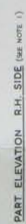
SCROOGE — POSSIBLE MISSILE CONFIGURATIONS (FIG. 7)



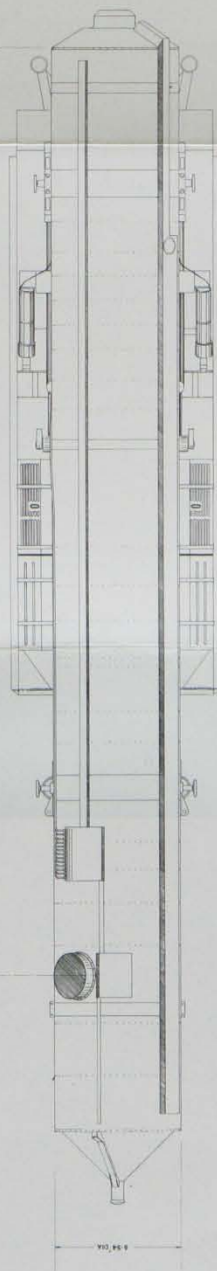
Liquid Propellant — 2 Stage Missile — SS-11?

DETAIL	CHARACTERISTIC
1st STAGE Mass Ratio	3 : 5
2nd STAGE Mass Ratio	4 : 45
1st STAGE Burning Time	102 Secs
2nd STAGE Burning Time	156 Secs
2nd STAGE Specific Impulse	310 — 320 Secs
RANGE Non Rotating Earth	5200 n.m.
Estimated 2nd STAGE Weight (Assuming a 0.12 Structure Factor)	11,000 lbs.
Estimated 1st STAGE Weight Assuming a Structure Factor of 0.10	48,500 lbs.
PAYLOAD WEIGHT (assumed)	1500 lbs
ESTIMATED TOTAL LAUNCH WEIGHT	61,000 lbs.

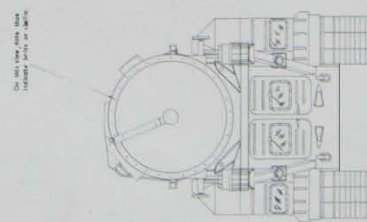
SECRET



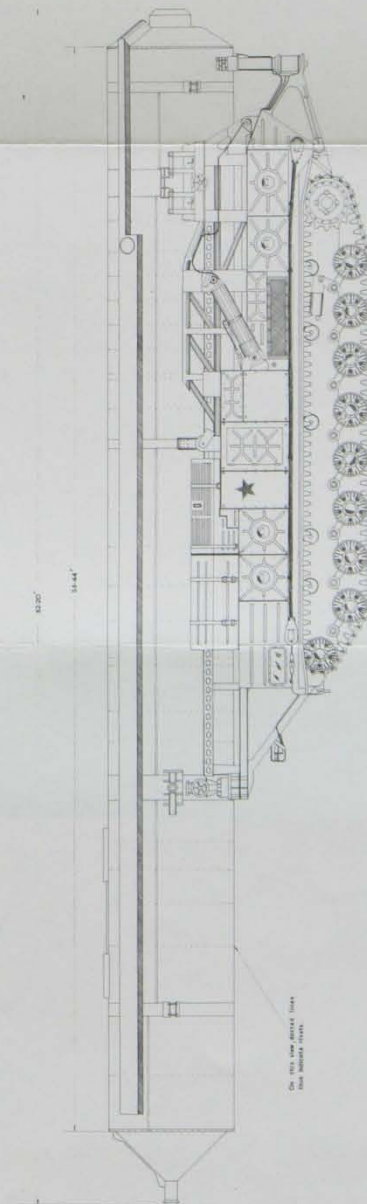
On this view, dotted lines thus indicate rivets.



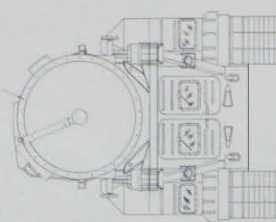
PLAN

On this view, *ex ante* plans indicate the best possible outcome, given the information available at the time of the decision.

200 mm



On this view, dots thus indicate points of unity



FRONT ELEVATION

ELEVATION L.H. SIDE

REAR ELEVATION



	THE LISTS
1	AM QRAO BNDK
2	IS QRAO BNDK
3	IS QRAO BNDK
4	IS QRAO BNDK
5	IS QRAO BNDK
6	IS QRAO BNDK
7	IS QRAO BNDK
8	IS QRAO BNDK
9	IS QRAO BNDK
10	IS QRAO BNDK
11	IS QRAO BNDK
12	IS QRAO BNDK
13	IS QRAO BNDK
14	IS QRAO BNDK
15	IS QRAO BNDK
16	IS QRAO BNDK
17	IS QRAO BNDK
18	IS QRAO BNDK
19	IS QRAO BNDK
20	IS QRAO BNDK
21	IS QRAO BNDK
22	IS QRAO BNDK
23	IS QRAO BNDK
24	IS QRAO BNDK
25	IS QRAO BNDK
26	IS QRAO BNDK
27	IS QRAO BNDK
28	IS QRAO BNDK
29	IS QRAO BNDK
30	IS QRAO BNDK
31	IS QRAO BNDK
32	IS QRAO BNDK
33	IS QRAO BNDK
34	IS QRAO BNDK
35	IS QRAO BNDK
36	IS QRAO BNDK
37	IS QRAO BNDK
38	IS QRAO BNDK
39	IS QRAO BNDK
40	IS QRAO BNDK
41	IS QRAO BNDK
42	IS QRAO BNDK
43	IS QRAO BNDK
44	IS QRAO BNDK
45	IS QRAO BNDK
46	IS QRAO BNDK
47	IS QRAO BNDK
48	IS QRAO BNDK
49	IS QRAO BNDK
50	IS QRAO BNDK
51	IS QRAO BNDK
52	IS QRAO BNDK
53	IS QRAO BNDK
54	IS QRAO BNDK
55	IS QRAO BNDK
56	IS QRAO BNDK
57	IS QRAO BNDK
58	IS QRAO BNDK
59	IS QRAO BNDK
60	IS QRAO BNDK
61	IS QRAO BNDK
62	IS QRAO BNDK
63	IS QRAO BNDK
64	IS QRAO BNDK
65	IS QRAO BNDK
66	IS QRAO BNDK
67	IS QRAO BNDK
68	IS QRAO BNDK
69	IS QRAO BNDK
70	IS QRAO BNDK
71	IS QRAO BNDK
72	IS QRAO BNDK
73	IS QRAO BNDK
74	IS QRAO BNDK
75	IS QRAO BNDK
76	IS QRAO BNDK
77	IS QRAO BNDK
78	IS QRAO BNDK
79	IS QRAO BNDK
80	IS QRAO BNDK
81	IS QRAO BNDK
82	IS QRAO BNDK
83	IS QRAO BNDK
84	IS QRAO BNDK
85	IS QRAO BNDK
86	IS QRAO BNDK
87	IS QRAO BNDK
88	IS QRAO BNDK
89	IS QRAO BNDK
90	IS QRAO BNDK
91	IS QRAO BNDK
92	IS QRAO BNDK
93	IS QRAO BNDK
94	IS QRAO BNDK
95	IS QRAO BNDK
96	IS QRAO BNDK
97	IS QRAO BNDK
98	IS QRAO BNDK
99	IS QRAO BNDK
100	IS QRAO BNDK

Some special has been omitted from 3.4.4. Side gear alternative.
Heavy/Thin rope is shown in 3.4.4. Side alternative only.

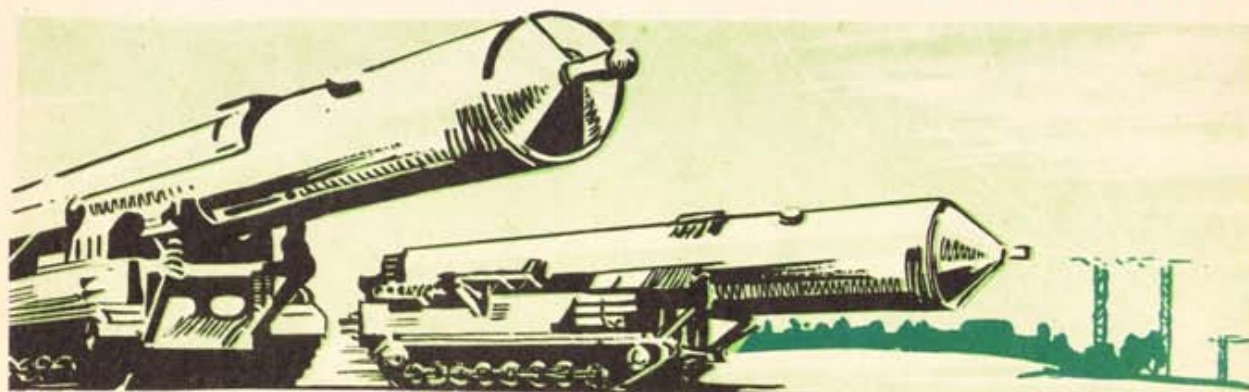
SCROOGE

C 1999 / 05/11	5, 6, 13-15, 18
C 1903 / 05/11	25
C 1903 / 05/11	26, 29
C 1903 / 05/11	29
B 1903 / 05/11	33
C 401 / 04/11	20

NATURAL LOGS		APRICOT	
6405/6647	- 25	510	50
6405/6647	- 3	582	32.54
6471/6672	- 15	144	2.78
6471/6672	- 15	278	106.37
6471/6672	- 16	204.8	30

MOD. DI (SI) 59	
REV. N°:	M. 1. 417
FOR. N°:	118
DATE:	20 th June 1988

За нашу Советскую Родину!



БОЕВОЙ ЛИСТОК

№ _____ " _____ 197__ г.

ИЗ ЧАСТИ НЕ ВЫНОСИТЬ

Редактор

изд. 100, 1973 г.

Список использованной литературы

1. «Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное»./ Под общей редакцией С.Н.Конюхова/ Д.: «Арт-Пресс», 2004, - 232с.
2. «Ракеты и космические аппараты КБ «Южное»./ Под общей редакцией С.Н.Конюхова/ Д.: ООО «КолорГраф»,ОАО РА «Тандем-У», 2001, - 240с.
3. «Устройство и функционирование ракеты 8К99. Учебное пособие»./ С.Н. Ельцин/ СПб.: БГТУ «Военмех», 2010, - 50 с.
4. «Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США. История создания, развития и сокращения»./ Под редакцией Е.Б. Волкова/ М.: РВСН, 1996, - 377 с.
5. «Твердотопливные ракеты»./ Е.Б. Волков и др./ М.: Изд-во «Машиностроение», 1992, - 288 с.
6. «Отечественные стратегические ракетные комплексы»./ Под научной редакцией В.Ф. Уткина, Ю.С. Соломонова, Г.А. Ефремова/ СПб.: «Невский Бастион», 1999, - 288 с.
7. «Подвижные ракетные комплексы стратегического назначения»./ А.В. Карпенко/ СПб.: «Невский Бастион», 1996, - 35 с.
8. «Оружие России. Каталог. Том IV. Вооружение и военная техника Ракетных войск стратегического назначения»./ Под общей редакцией И.Д. Сергеева/ М.: ЗАО «Военный Парад», 1997, - 465 с.
9. «Стратегические ракетные комплексы наземного базирования»./ М.: ЗАО «Военный Парад», 2007, - 248 с.
10. «Оружие ракетно-ядерного удара»./ М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, - 492 с.
11. To defend and deter: the legacy of the United States Cold War missile program / J.C. Lonquest and D.F. Winkler. USACERL, 1997. - 607 p.

Интернет ресурсы:

<http://only-paper.ru/forum/84-6992-1>

<http://militaryrussia.ru/blog/topic-517.html>

Использованы фотографии:

А.Хороших, С.Здориков, А.Карпенко.

