Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2 #12

[redacted] SECRET

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

#19

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

[redacted]

COUNTRY	USSR	REPORT	[redacted]
SUBJECT	Rocket Launching Mount 2P5 and Rockets 3R2 and 3R3	DATE DISTR.	4 March 1963
		NO. PAGES	16
		REFERENCES	RD
DATE OF INFO.	Early 1959		
PLACE & DATE ACQ.	USSR	FIELD REPORT NO.	

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY
CLASSIFICATION
Changed to SECRET
BY AUTHORITY OF
Name RICHARD HELMS
Office DD/P
Date 1 August 1963

THIS IS UNEVALUATED INFORMATION. SOURCE GRADINGS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

[redacted]

C H I C K A D E E

[redacted]

[redacted] Comment: What follows is a verbatim English translation of notes taken by source in Russian. Source selected only portions of the document to copy. Paragraph numbers have been added for ease of reference. The Russian language original is included.

[redacted]

5 4 3 2 1

[redacted] SECRET

[redacted]

5 4 3 2 1

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

TOP SECRET

Of Special Importance

II. Rocket Launching Mount "2P5" - (Tulip)

1. It is designed for firing at ground targets with heavy powder rockets of the type "3R2" ("3R3"). The mount is a self-propelled combat vehicle mounted on special tracked running gear. (using the assemblies and aggregates of standard tanks). The mount can travel with a rocket.

The mount provides for aiming the rocket together with its launcher in a specified direction, and for performing pre-launching tests.

2. To load the mount, there is a special transport-loading vehicle (TZM). The mount is designed for launching at an inclined angle and has one launching rail.

The super-caliber portion of the rocket protrudes beyond the limits of the launcher and is protected in traveling position by a special framework. The basic parts of the launching mount are: the launcher, the mechanism for elevation by hydraulic drive, the electrical equipment for conducting the launch and pre-launching tests, sight, devices for holding the rocket and launcher fast in traveling position. All these elements are mounted on the running gear.

3. The mount does not have a special traversing mechanism for fine laying. The coarse laying of the system is provided by the entire base vehicle, but the precise aiming takes place by means of a special starter which the gunner has.

Basic Data on the Launching Mount

4. 1)	Length of the launcher	6.61 meters.
2)	Type (construction) of the launcher	Rifled, closed type.
3)	Internal diameter of the launcher, (corresponding to the engine section of the rocket)	614 mm.
4)	Maximum angle of elevation	65°.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

5)	Minimum angle of elevation	0°.
6)	Minimum angle of fire (controlled by an electrical block system)	20°.
7)	Weight of the artillery part of the mount	4.2 tons.
8)	Weight of the mount with rocket, vehicle, and crew	about 39 tons.
9)	Length with rocket	10.6 m.
10)	Width (maximum)	3.3 m.
11)	Height (in traveling position)	3.6 m.
12)	Crew	5 men.

Some Data on the Running Gear

5. 1)	Average speed of travel on highway (with rocket)	30 kms. per hour.
2)	Average speed of travel on unsurfaced roads (with rocket)	20 kms. per hour.
3)	Cruising range	350 kms.
4)	Diesel fuel (GOST - "4749-40")	900 liters.
5)	Clearance	450 mm.
6)	Engine power	520 h.p.

The Structure of the Launcher

6. The rifled launcher elements are set in a tube, which is the body of the launcher. Within the tube, on brackets, are mounted the three spiral launcher elements.

Two of these are fastened to the lower part of the tube (by clips) and one to the upper portion. The tube of the launcher has a horizontal split, dividing it into two parts. Prior to loading the mount,

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

the upper part of the launcher is raised by means of a special mechanism, which consists of a cable, a winch, and bracket. The mechanism is set into operation by means of an electric motor by pressing a button.

7. The fastening of the upper and lower parts of the launcher after it is loaded takes place by means of locks with tapered rods, drawn together by screw clamps with bolts. The lower driving launcher element (rod) has a slot for the rocket pin, and plays the main role in producing the turning motion (rotation) of the rocket as it moves along the launcher. The angle of inclination in the twist is 3°. To the rear end of the driving rod is fastened a support bracket which keeps the rocket from falling out in the laying of the elevation angle and assures entry of the driving pin into the slot during loading.

8. The upper element of the launcher serves to hold and direct the rocket section and has in its forward and rear sections two locking mechanisms, designed for securing the rocket to the launcher during travel. This type of rocket fastening does not require unlocking of the rocket prior to launch, at which time the moving missile turns a stop, the latter, overcoming the resistance of the spring, moves forward-upward, creating a gap between the rocket and the stop.

The Mechanism for Elevation

9. This serves for laying the launcher with the rocket on specific angles of elevation. The mechanism consists of the following basic components:

Pump with drive

Slide valve

2 hydraulic jacks

2 hydraulic buffers

Safety valve

Distribution valve

Oil tank with a reducing valve and a filter - separation.

Manual hydraulic pump

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

2 valves

Shutoff piping

A stopcock for disconnecting the hydraulic system from the oil tank during the period of work under repair.

The operation of the mechanism for elevation takes place by means of a slide valve.

The capacity of the hydraulic system of the mechanism for elevation is about 90 liters ("AMG-10; GOST-"6794") - during the winter, or spindle oil "TUAU" in the summer time.

Sight

10. In order to aim the artillery part of the launching mount, a sight (index 8U011) is used with an artillery panoramic sight (index 51-OP-211). The sight is located in the cabin of the self-propelled unit in the right rear section. The head of the panorama protrudes above the roof of the cabin of the self-propelled unit through a special hatch, which is protected by a convex cover. The aiming point may be selected within the limits of 200° in azimuth with a deviation of minus 15°. The sight is joined to the launcher tube by means of a parallelogram connection. A shaft of the parallelogram connects the sight with the tube. There is also a device which automatically prevents launch of the rocket at angles of elevation below 20°.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

[redacted]

TOP SECRET

Of Special Importance

The "3R2" and "3R3" Rockets ("Eagle Owl")

1. These are powder free rockets. They are one and the same rocket, except that the "3R2" is intended to be fired with an atomic charge and the "3R3" with a normal charge.

The "3R2"

2. Range of flight - 25 kms.

Weight of warhead - 1,300 kgs.

Overall weight - 5,090 kgs.

Weight of explosive charge - 512 kgs.

Length - 9,400 mm. (9.4 m.)

The "3R3"

3. Range of flight - 32.5 kms.

Overall weight - 4,970 kgs.

Length - 10,300 mm.

Weight of the warhead - 1,180 kgs.

Data Common to Both Rockets

4. Diameter of the warhead - 850 mm.

Diameter at the shoulder - 612 mm.

Average speed - 690 m. per second.

$Vd = \frac{1}{170}$

$Vb = \frac{1}{70}$

Thrust of the rocket motor - 79 tons. Maximum speed - 690 m. per second. Time of flight - 80 seconds.

[redacted]

[redacted]

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Weight of the fuel - 1,670 kgs.

5. In structure the warhead is similar to that of the "3R1". The rocket construction consists of two parts. Each chamber appears as a cylindrical tube, with three shoulders (for the rear chamber the purpose of the third shoulder is to serve as a deflector). Each chamber has two internal threads; in order to connect the anterior bottom and the intermediate, and the intermediate with the nozzle block of the rear chamber. To fix the charge in an axial direction, each chamber has a retainer and a holder. To the holder is attached the igniter - VG-1000. The igniter consists of an aluminum case with openings, sealed with foil or with percale and covered with large-grain powder (1 kg). The intermediary is at the same time the nozzle block of the forward chamber.

6. The nozzle block has 12 nozzles, inclined to the rocket axis along 2 surfaces: at 15° and 3°.

Two nozzles have plugs to permit functioning of the engine in the winter and summer modes.

The nozzle assembly of the rear chamber consists of 7 nozzles, of which 6 are peripheral and 1 is centrally placed, with a plug. The axes of all these nozzles are parallel to the rocket axis. In the rear portion of the after chamber are fastened a deflector and 6 blades.

7. In each chamber there are 4 grain charges of powder RNDSI-F.

Collodion - 58%

Nitroglycerine - 16.5%

Nitro-diglycol - 15.5%

Dinitrotoluene - 4%

Centralite (tsentralit) - 3%

Vaseline - 1%

Chalk ($CaCO_3$) - 1%

Lead oxide (PbO) - 1%

Burning temperature - 2,283° K.

Heat capacity - $\frac{.37 \text{ kilocalories}}{\text{KG GR}}$

Force of the powder - 8,500 KG. M/KG

W = 990 l/KG.

Q zh = 845 kilocalories/KG.

Standard unit impulse - Y = 221 KG. SEC/KG.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

In cross section each grain has a kidney-shaped form with a perforation.

The overall weight of the powder charge is 1,670 kgs. in two chambers (8 grains times 208.7 kgs.)

8. Two firing cartridges carry out the ignition and are fitted in the anterior bottom of the front chamber.

For the "3R2": winter mode - from minus 40° to 0° C.
summer mode - from minus 10 to +40° C.

For the "3R3": winter - from minus 40 to +10° C.
summer - from minus 10° to +40° C.

Pressure under these conditions = 70 to 80 kgs. per square centimeter.

Specific thrust at a temperature of plus 40° = 183.

at a temperature of minus 16° = 189.

at a temperature of minus 40° = 185.

From plus 10 to minus 10°, firing can be carried out with closed or open plugs.

If the plugs are removed the critical section increases.

Rocket "3R2" (Eagle Owl)

9. Has a powder engine. The rocket has a super-caliber warhead, the diameter of which exceeds the diameter of the rocket body. The rocket consists of the warhead and the rocket portions. To provide stabilization during flight it has fins. The warhead has a special detonating device. The rocket portion has an engine which is composed of two rocket chambers with nozzle assemblies and charges. In each rocket chamber there is a powder charge, consisting of 4 grains of a special oval shape with internal perforations (total of 8 grains).

10. Between the chambers there is a connecting intermediate assembly of nozzles, which are set at an angle with respect to the longitudinal axis of the rocket. These nozzles cause rotation of the rocket during the powered portion of the trajectory. In addition the rocket receives a rotational impulse when moving along the rifling of the rail of the

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

launching mount. The nozzle of the rear assembly of the engine does not have any inclination with respect to the longitudinal axis.

11. To ignite the charges there are two igniters of type "VG-1000" (there is 1 kg. of powder in each igniter).

Transmission of the current impulse to the igniters from the launching mount is done by means of the ignition system of the mount through pyrocartridges of type "PP-9RS", which are mounted at the base of the chamber of the rocket engine. The rocket engine operates in summer and winter modes.

Basic Data of Rocket "3R3"

12. 1)	The caliber of the rocket section	612 mm.
2)	The caliber of the warhead	850 mm.
3)	Overall rocket weight	4,970 kgs.
4)	Total weight of the powder charge	1,670 kgs.
5)	Overall rocket length	10.3 m.
6)	Weight of warhead	1,182 kgs.
7)	Muzzle velocity (speed at which rocket leaves launcher)	40 m. per second
8)	Time of engine operation (at 15° C.)	4.6 seconds.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

"Сов. секретно".
Особ. важности.

II. Пусковая реактивная установка "2П5". /"Тюльпан"/.

Предназначена для стрельбы по наземным целям тяжелыми пороховыми ракетами, типа "ЗР2" ("ЗР3").
Установка является самоходной боевой машиной смонтированной на специальной гусеничной ходовой части (с использованием узлов и агрегатов штатных танков). Установка может передвигаться с ракетой.

Установка обеспечивает наведение ракеты вместе с направляющей в заданном направлении и проведение предпусковых испытаний.

Для заряжания установки предусмотрена спец. транспортно-заряжающая машина (Т.З.М.).

Установка спроектирована для обеспечения наклонного старта и имеет одну направляющую.

Надкалиберная часть ракеты выступает за габариты направляющей и предохраняется в походном положении специальной фермой.

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

50X1-HUM

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Осоновные данные пусковой установки :

1. Длина направляющей . . . . . 6,61 м.
2. Тип (конструкция) направляющей – винтовая закрытого типа;
3. Внутренный диаметр направляющей, (соответствующий двигательной части ракеты) ... 614 мм.
4. Наибольший угол вертикального наведения ..... 65°.
5. Минимальный угол вертикального наведения ..... 0°.
6. Минимальный угол для стрельбы (контролируемый электроблокировкой) . . . . . 20°.
7. Вес артчасти установки . . . . . 4,2 тонны.
8. Вес установки с ракетой, машиной и расчетом . . . . . около 39 тонн.
9. Длина с ракетой . . . . . 10,6 метр.
10. Ширина (максим.) . . . . . 3,3 метра.
11. Высота (в пох. положении) . . . . . 3,6 метра.
12. Расчет . . . . . 5 человек.

Некоторые данные ходовой части.

1. Ср. скорость движения по шоссе (с ракетой) ... 30 км/час.
2. Ср. скорость движения по грунтовым дорогам (с ракетой) . . . . . 20 км/час.
3. Запас хода . . . . . 350 км.
4. Дизельное топливо (ГОСТ-"4749-40") . . . . . 900 литров.
5. Клиренс . . . . . 450 мм.
6. Мощность двигателя . . . . . 520 л.с.

------ " ------

Конструкция направляющей.

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

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Перед заряжанием установки верхняя часть направляющей поднимается с помощью специального механизма, состоящего из троса, лебедки и кронштейна. Механизм приводится в действие с помощью электромотора нажатием кнопки.

Скрепление верхней и нижней части направляющей после заряжания производится посредством замков с коническими штырями, стягиваемых серубцинами с болтами.

Нижний ведущий направляющий элемент (стержень) имеет паз для штифта ракеты, и играет главную роль в создании вращательного движения (проворачивания) ракеты при ее движении в направляющей. Угол наклона в развертке составляет 3°. У заднего конца ведущего стержня укреплен кронштейн упора, который служит для предотвращения выпадения ракеты, при придании угла возвышения направляющей, а также для обеспечения входа ведущего штифта в паз при заряжании.

Верхний элемент направляющей служит для поддержки и направления ракетной части и имеет в передней и задней частях два стопорных устройства, предназначенных для крепления ракеты в направляющих по-походному. Такое крепление ракеты не требует отстопаривания снаряда перед пуском, при котором движущийся снаряд поворачивает упор, последний преодолевая сопротивление пружинки уходит вперед - вверх, образуя зазор между ракетой и упором.

Механизм вертикального наведения

Служит для придания направляющей с ракетой определенных углов возвышения.

Механизм состоит из следующих основных частей :

- насоса с приводом,
- золотника,
- двух гидравлических домкратов,
- двух гидроупоров,
- предохранительного клапана,
- распределительного клапана,

50X1-HUM

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

[redacted]

- масляного бака с редукционным клапаном и фильтром-отстойником,
- ручного гидравлического насоса,
- двух вентилей,
- запорных трубопроводов,
- запорного крана для отключения гидросистемы от масляного бака на время работы по ремонту. Управление механизмом вертикального наведения осуществляется с помощью золотника.

Емкость гидравлической системы механизма вертикального наведения около 90 литров ("АМГ-10"; ГОСТ-"6794") - в зимнее время, или веретенное масло "ТУЛУ" в летнее время.

Прицельные устройства.

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

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

---------- " ----------

[redacted]

[redacted]

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

"Сов. секретно".
Особ. важности.

II. Ракеты "ЗР2" и "ЗР3" "Filin".

Пороховые, неуправляемые ракеты. Это одна и таже ракета, только "ЗР2" - предназначена для стрельбы с атомным зарядом, а "ЗР3" - с обычным.

"ЗР2":
- дальность полета - 25 км.
- вес боевой части - 1300 кг.
- общий вес - 5.090 кг.
- вес разрывного заряда - 512 кг.
- длина 9.400 мм. (9,4 метра)

"ЗР3"
- дальность - 32,5 км.
- общий вес - 4.970кг.
- длина - 10.300 мм.
- вес боевой части -1.180 кг.

Общие данные : (обеих ракет)

- диаметр боевой части - 850 мм.
- диаметр по центрирующему утолщению - 612 мм.
- средняя скорость - 690 метров/сек.
- Вд = 1/170 ;) Тяга реакт. двигателя = 79 тонн.
- Вб = 1/70;) Макс. скорость = 690 м/сек.
-) Время полета -- 80 секунд. (80").
- вес топлива - 1.670 кг.

По устройству боевая часть аналогична ЗР1.

Конструктивно ракета состоит из двух частей. Каждая камера представляет из себя цилиндрическую трубу, с тремя центрирующими утолщениями (для хвостовой камеры роль третьего центрирующего утолщения выполняет обтекатель.)

Каждая камера имеет по 2 внутренних резьбы : для соединения с передним днищем и переходником, и переходником и соплевым блоком хвостовой камеры. Для фиксации заряда в осевом направлении каждая камера имеет диафрагму и держатель.

К держателям прикрепляется воспламенитель - ВГ-1.000. Воспламенитель состоит из алюмин. футляра с отверстиями, заклеинными фольгой или перкалем и навески крупнозернистого пороха */. 1 кг */.

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Переходник одновременно является сопловым блоком головной камеры.

Сопловой блок имеет 12 сопел, наклоненных к оси ракеты в 2х плоскостях : 15° и 3°.

Два сопла имеют заглушки для обеспечения работы двигателя на зимнем и летнем режиме.

Сопловой блок хвостовой камеры состоит из 7и сопел — 6 пореферийных и одно центральное, имеющее заглушку. Оси всех этих сопел паралельны оси ракеты. В задней части хвостовой камеры укреплены обтекатель и шесть лопастей.

В каждой камере помещается четырех шашечный заряд из пороха марки "РНДСИ-Ф" :

— колоксилин – 58%;	t° горения – 2.283°к.
— нитроглицирин – 16,5%	Теплоемкость - 0,37 к кал / кг гр.
— нитродигликоль – 15,5%	Сила пороха – 8.500 кг м/кг.
— динитротолуол – 4%	W = 990 л/кг.
— централит – 3%	Qж = 845 ккал/кг.
— вазелин – 1%	Стандартный единичный импульс – У = 221 кг сек/кг.
— мел ($CaCO_3$) – 1%	
— окись свинца (PbO) – 1%	

В поперечном сечении каждая шашка имеет почкообразную форму с каналом. Суммарный вес порохового заряда = 1.670 кг. — в двух камерах (8 шашек х 208.7 кг.).

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

Для ЗР2 : зимний режим = от "-40° до 0°С";
летний режим = от "-10° до +40°С.

Для ЗР3 : зимний — от "-40° до +10°С;
летний — от "-10° до +40°С.

При этом давление = 70-80 кг/см².

Удельная тяга при t° +40° = 183.
-"- t° -16° = 189.
-"- t° -40 = 185.

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

------- " -------

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2

[redacted]

Ракета ЗР2. ("Филин").

Имеет пороховой двигатель. Ракета имеет надкалиберную боевую часть, диаметр которой превышает диаметр ракетной части. Ракета состоит из боевой и ракетной части. Для стабилизации на полете она имеет оперение.

Боевая часть имеет специальные взрывательные устройства.

Ракетная часть имеет двигатель, включающий две ракетные каморы с сопловыми блоками и зарядами. В каждой ракетной каморе имеется пороховой заряд, состоящий из 4x шашек специальной овальной формы с внутренним каналом (всего 8 шашек).

Между каморами имеется переходной промежуточный блок сопел, которые имеют наклон по отношению к продольной оси ракеты. Эти сопла обеспечивают проворачивание ракеты на активном участке траектории. Кроме этого ракета получает проворачивание при движении по винтовой направляющей пусковой установки. Сопла заднего блока двигателя не имеют наклона по отношению к продольной оси.

Для воспламенения зарядов имеется два воспламенителя типа "ВГ - 1000" (по 1 кг. пороха в каждом воспламенителе).

Передача импульса тока на воспламенители от пусковой установки осуществляется системой воспламенения установки через пиропатроны типа "ПП-9РС", смонтированные у дна каморы двигателя ракеты. Двигатель ракеты может работать на летнем и зимнем режимах.

Основные данные ракеты "ЗР3" .

1.	Калибр ракетной части	612 мм.x)
2.	Калибр боевой части	850 мм.
3.	Общий вес ракеты	4.970 кг.
4.	Суммарный вес порохового заряда	1.670 кг.
5.	Полная длина ракеты	10,3 метр.
6.	Вес боевой части	1.182 кг.
	(x)"мм" - миллиметры).	
7.	Дульная скорость (скорость схода с направляющей)	40 м/сек.
8.	Время работы двигателя (при t^{o} +15°C)	4.6 сек.

50X1-HUM

[redacted]

[redacted]

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2013/02/21 : CIA-RDP80T00246A030100310001-2