[redacted] SECRET

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

2870

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

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 NO.	[redacted]
SUBJECT	Technical Data on a Soviet Surface-to-Air Missile Designated V-75	DATE DISTR.	27 February 1963
		NO. PAGES	27
		REFERENCES	RD
DATE OF INFO.	Early 1959		
PLACE & DATE ACQ.	USSR	FIELD REPORT NO.	

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

[redacted]

C H I C K A D E E

APPROVED FOR RELEASE
1/16/2006
HR 70-14

[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.

5 4 3 [redacted] [redacted] 5 4 3

GUIDED SURFACE-TO-AIR MISSILE "V-75"

1. The missile consists of two stages:

1st stage - solid booster (porokhovoy startovyy uskoritel).

2nd stage - basic missile with liquid fuel rocket (reaktivnyy) engine. The rocket has a fragmentation warhead with a radio fuze (radiovzryvatel'). Control during flight takes place by means of rudders which respond to commands from the ground. The launching of the missile takes place from an inclined position on the launcher. The launcher is tied in with a radar station with synchronized power coupling (sinkhronnaya silovaya svyaz).

2. The anti-aircraft battalion (divizion) can fire from one to three missiles against a single target. Hit probability for one missile is 70 percent; for three missiles it is 99 percent. The battalion has six launchers. There are two batteries in a battalion: launching and technical. At the firing position (OP) the battalion has six missiles and six missiles under cover (100-150 meters away). 4.5 kilometers from the launching battery is the limit of the impact zone of the booster; the nearest limit of the zone is 0.5 kilometers. There are three platoons in a battery, each with two launchers. Vertical ceiling: H min. equals 3 km; H max. equals 20 kms. The average range of missile flight is 40 kms, but guidance of the missile takes place for 20 kms. V max. of the missile equals 1,100 meters per second. V average equals 850 meters per second. Upon separation from the booster, missile speed is 500 meters per second.

3. The speed of the aircraft is assumed as 420 meters per second. There are two methods for directing the missile to the target:

1) Three point (trekhtochechnyy) (or the method of covering the target) -- i.e., radar (lokator)----> missile -----> target.

2) The method of half rectification (when there is no interference) (metod polovinnogo spryamleniya kogda net pomekh).

Overall length of missile - 10.5 meters.
Total weight of missile - 2 tons.

1ST STAGE (SOLID BOOSTER)

4. Diameter - 650 mm.

Length - 2.5 meters. (It is fitted into the basic missile without a coupling section, which thus appears as an extension of the solid booster).

Span of stabilizers - 2.6 meters.

Weight - 950 kgs.

Weight of solid charge - 550 kgs.

Thrust of solid rocket engine (porokhovoy reaktivnyy dvigatel - PRD) - 27 to 50 tons (depending upon air temperature: when the temperature is 50 degrees the thrust is 50 tons ; when the temperature is 40 degrees the thrust is 27 tons).
Pressure in the combustion chamber is 110 atmospheres. Engine running time is 3 seconds to 4.3 seconds (when the thrust is greater operating time is less). The speed imparted to the missile by the booster is 500 meters per second.

2ND STAGE (BASIC MISSILE)

5. Diameter - 500 mm.

Length - 8 meters.

Wing-span - 1.7 meters.

Weight of warhead - 190 kgs.

[redacted]

Weight of fuel "TG-02" -- 115 kgs.

Weight of oxidizer "AK-20F" (H_3PO_4 - 1.5 percent) - 387 kgs.

Weight of unitary (unitarnyy) fuel for the gas generator (isopropyl nitrate - $C_3H_7ONO_2$) [sic] - 14 kgs.

Thrust of liquid rocket engine (zhidkostnyy reaktivnyy dvigatel - ZhRD) - 2.7 tons.

Specific Thrust - 227 kg. seconds/kg.

Engine operating time - 42" (seconds).

Fuel consumption rate - 3 kg/second.

Consumption rate of oxidizer - 9 kg/second.

Pressure in the combustion chamber - 45 atmospheres.

BLOC DIAGRAM OF MISSILE (BLOK SKHEMA RAKETY)

6. Pitot tube (or velocity pressure indicator); --> radio fuze --> transmitting antennas --> fixed forward surfaces - 4 units --> anti-stabilizers (antisabilizator) --> warhead --> receiving antennas --> fuel tank --> oxidizer tank --> fixed wings --> compressed air cylinder --> automatic pilot "AP-75" --> radio control and radio scanning set (radiovizirovaniye) --> electric power pack unit --> rudders - 4 units --> steering motors - 3 units --> gas generator tank --> turbo pump assembly --> combustion chamber --> coupling section for the 1st stage --> solid rocket engine (booster) --> stabilizers - 4 units --> ailerons - 2 units; rolling supports for moving by the arm of the launcher --> yoke (bugel) (also for movement by the arm of the launcher --> antenna for radio scanning set (radiovizirovaniye) (radio-responder) --> antenna for radio receiver --> magnesium strips of the mechanism for stage separation --> exhaust tube of gas generator.

7. THE SOLID BOOSTER consists of: solid rocket engine ("PRD-18"), stabilizers, and coupling section.

[redacted]

"PRD-18" consists of: 2 igniting pyrocartridges; igniter (vosplamenitel) of large-grain smoke powder; diaphragm; combustion chamber; powder charge (which consists of 14 pellets of the following size: 1.740 mm x 140 mm x 36 mm of cylindrical shape); fire grate; nozzle; regulating valve (grusha). The solid charge is made of powder "NMF-2" (nitroglycerine).

The regulating valve maintains a constant pressure in the engine chamber. The valve is displaced depending upon the air temperature: with an increase of temperature the valve is moved out of the nozzle and vice versa.

THE COUPLING SECTION: The separation mechanism is placed therein. The flames burn out the magnesium strip. The binding of the clamps is broken and the separation of the basic missile takes place upon termination of operation of the solid booster.

8. THE WARHEAD consists of semi-fragmented splinters. The jacket of the warhead has a two-point internal fluting (refleniye). The explosive medium (VV) used is "TG 40/60" (40 percent trotyl and 60 percent hexogen).

Weight of warhead - 190 kgs.

Weight of VV - 136 kgs.

Length of warhead - 800 mm; Diameter - 390 mm.

Number of fragments - 3,600 (anti-aircraft missile RZ-25 has 6,000 fragments; other data regarding this missile - unknown).

Weight of each fragment of missile "V-75" - 11.6 grams.

Velocity of dispersion of fragments - 2,800 to 3,200 meters/second.

The angle of dispersion of fragments comprises 20 degrees; (90 percent of the fragments disperse in an angle of 10 degrees). The action of the fragments is directional.

At a distance of 50 meters, the fragments penetrate 10 mm of steel plate.

BLOCK DIAGRAM OF THE ENGINE

9. Spherical container for compressed air --> pyrovalve for launching --> reducer for 1st stage (pressure at exit [vykhod] is 42 atmospheres) --> reducer for 2nd stage (pressure at exit is 5 atmospheres) --> diaphragm assembly (membrannyy uzel) of the fuel tank --> fuel tank feed tube --> the fuel tank --> filling vent (gorlovina) of the fuel tank --> fuel tank intake (zabornik) --> diaphragm assemply of the oxidizer tank --> oxidizer tank --> reducer of the automatic pilot --> ampule battery (or storage battery) --> air switch (pereklyluchatel) --> steering motor (mashinka) for the booster ailerons --> pyrovalve hold --> tank for the isopropyl-nitrate --> solid fuel booster --> reactor --> fuel starting valve --> oxidizer starting valve --> turbo-pump assembly --> tube for feeding fuel to the reactor --> combustion chamber --> exhaust tube of the gas generator --> pneumo-lock of the rudders --> steering motors of the rudders --> emergency valve --> hand emergency valve (kran) --> emergency vent to reduce the pressure of the fuel tank.

LAUNCHING OF THE MISSILE

10. Firing takes place by pressing a button in the indicator cabin of the battalion commander. Upon pressing the button called 'fire' (pusk), the pyrovalve for launching is activated. Air under high pressure passes through the reducer of the first stage and then through the reducer of the second stage and reaches the ampule battery. As a result, the electrolyte floods the battery plates and the battery in the space of one second becomes active and delivers a voltage of 26 volts. This current acts upon the pyrocartridges of the solid booster which is set in operation and starts the missile. At this moment the mooring (shtepsel) holding the missile to the ground is broken. From the moment the missile leaves the launcher, the first

phase of the flight begins (or the phase in which the missile enters into the beam of the radar). During this phase the missile does not receive commands from the ground and is guided only along the flight path (po kanalu krena) with the help of the booster ailerons, which are connected with the automatic pilot.

11. Simultaneously with the infusion of air into the ampule battery, the air is likewise fed into the diaphragm assemblies of the fuel and oxidizer. Knives perforate the diaphragms, resulting in air pressure of 5 atmospheres (after passing the reducer of the 2nd stage) acting on the tank spaces.

If the missile does not move from the launcher, then within 2 seconds after the "fire" button has been pressed, automatically an emergency command is given. At this command the ampule battery is disconnected from the integral (bortovoy) electrical circuit and current is exerted from the ground on the emergency pyrovalve. Thereupon an opening for the reduction of pressure from the oxidizer tank into the atmosphere takes place. Pressure on the fuel tank is reduced by hand by means of a plug.

ENGINE OPERATION DURING FLIGHT

12. When the speed of the rocket attains a magnitude of 360 meters per second., a contact related to the pitot tube is engaged. As a result the battery current is simultaneously delivered to the pyrovalve hold and the pyrocartridges of the solid booster. The solid fuel gas from the solid fuel booster enters the reactor and then begins to turn the gas turbine. At the opening of the pyrovalve hold, air under 42 atmospheres pressure enters simultaneously into the discharge (puskovoy) valves for fuel and oxidizer and into the air chamber of the tank for isopropyl-nitrate. In the discharge valves knives perforate the diaphragms; fuel and oxidizer enter the pump spaces, which deliver fuel into the combustion chamber where the fuel ignites. Isopropyl-nitrate is fed into the reactor, where it is ignited by the solid fuel gases. Into the reactor also is fed a portion of the fuel by means of a tube for reducing the temperatures of the combustion products to 800 degrees C.

SEPARATION OF THE BOOSTER FROM THE BASIC MISSILE

13. The burning gases from the nozzle of the liquid fuel rocket engine (Zh.R.D.) burn out the binding strips of the separating mechanism. At a velocity of 500 meters per second the operation of the solid fuel engine of the booster ceases; at this moment the separation of the basic missile from the booster takes place. At the moment of separation the air valve ceases to feed air to the steering motors of the* Simultaneously the pneumo-lock (stopor) is engaged, which releases the rudders. From this moment guidance along the flight path (kren) is by the left upper and right lower rudders. At the 7th second of flight, the missile begins to receive commands from the ground and the phase of guiding the missile to the target begins.

14. The booster falls at a distance of 0.5 to 4.5 kms from the launcher in the direction that the missile has been launched (to one side of the center) depending upon the angle of elevation. So at this radius around the battalion there is dead ground.

15. Upon approaching the target the radio fuze activates the detonation of the warhead; the actions of the radio fuze are coordinated with the warhead so that detonation takes place within a lethal zone. Operation of the ZhRD (liquid engine) ceases when all the fuel is consumed. In the event of a miss, a time mechanism activates the detonation of the warhead at the 60th second of flight, i.e., self-destruction of the missile takes place. N.B. The power of the turbo-pump assembly is equal to 112 horsepower at 21,000 rpm.

THE STRUCTURE AND FUNCTION OF THE AUTOPILOT "AP-75"

16. The autopilot is designed for stabilizing the flight of missile "V-75" relative to the center of the mass along three mutually perpendicular planes (OX; OY; OZ), and also for guiding the missile in conformity with radio commands given by the radio guidance equipment aboard the missile.

* ailerons and begins to feed air to the steering motors of the rudders.

The apparatus of the autopilot is divided functionally into:

sensing (chuvstvitelnyy) elements

amplifying - transforming elements;

activating elements (steering motors);

preset devices (programmed mechanisms).

COMPOSITION OF "AP-75"

17. (A) A free gyroscope: it emits a signal in the form of a direct current, in proportion to the angle of flight;

(B) Two units "S-14" (i.e., two sets). These are dampening gyroscopes, which emit signals in proportion to the angular speed of missile rotation relative to the axis of sensitivity.

(C) Two units "ShM-2D8". These are accelerometers: they serve to emit signals in proportion to linear lateral acceleration.

(D) One unit "S-5". This is a gauge of speed pressure; its purpose is to change the thrust ratio (peredatochnoye chislo) in the flight path depending upon the speed pressure. It operates during the second phase of the missile flight.

(E) One unit "D-7" -- an amplifier of direct current.

(F) Three units "S-17" - amplifiers of the steering channel.

(G) Two steering units "S-34A" and two steering units "S-34B". They serve to set in motion the guidance (upravleniye) units.

(H) One unit "V-11A" - air valve (pereklyuchatel vozdukha).

(I) One unit "S-20" - transformer. Transforms 115 volts 400 cycles into 36 volts 400 cycles --- for feeding the gyro-motors.

BLOCK DIAGRAM OF THE "AP-75" DURING THE FLIGHT PHASE WITHOUT BOOSTER

18. 2nd CHANNEL ---> a differential gyroscope --> a differential cell ---> a modulator of a phase-sensing amplifier (FChU) ---> steering unit ---> rigid feedback coupling ---> mechanism for changing thrust ratio (MIPCh) -> gauge of linear acceleration (DLU) ---> integration cell ---> amplifier of direct current ---> DLU ---> integrating device ---> ZhOS ----->

1st CHANNEL ---> dampening gyroscope ---> differential cell ---> FChU ---> steering units ---> MIPCh ----->

3rd CHANNEL ---> free gyroscope ---> differential cell ---> FChU ---> ZhOS ---> steering unit ---> mechanical differential ---> gauge of speed pressure.

GROUND EQUIPMENT OF MISSILE "V-75"

19. For its combat use the missile is prepared completely at the technical facility (pozitsiya) and then is delivered to the launching area (pozitsiya).

All ground equipment is divided into 8 groups:

1st GROUP - hoisting - loading equipment (mobile cranes "K-51"; lift trucks "100 Ye"; "1000 M").

2nd GROUP - transport equipment (auto-trailers "PR-11A"; prime movers - "ZIL-121D"; technological racked (stykovochnyy) carriers "TST-115Ye"; Carriers for transporting warheads and stabilizers; auto-semitrailers "MLT-584" with the prime mover "ZIL-584"; motor vehicles of the type "GAZ", "ZIL".

3rd GROUP - fueling equipment (compressor unit "SM-14"; air delivery equipment "MS-4": auto delivery unit (avtozapravshchik) for missile oxidizer "ZAK-21"; auto delivery unit for missile fuel "ZAK-41"; auto delivery unit for storage of missile oxidizer "ZAK-21"; auto delivery unit for storage of missile fuel "ZAK-21".

4th GROUP - control - testing equipment (control-testing mobile unit type "KIPS": The composition of one unit is: equipment for autonomous and complex testing of autopilot "AP-75" type "SV-211A"; equipment for autonomous and complex testing of the instruments for radio guidance type "KFR-15A"; equipment for testing radio fuzes type "Shmel"; equipment for the testing of the electrical circuit in the missile type "KP-2".

5th GROUP - radio-technical equipment (units for guidance of missiles type "SNR-75"). One unit consists of: control room "PA" --> central radar: control room "L" --> unit for transmission of commands; control room "K" --> calculates continuously the coordinates of the target and the missile; control room "TsA" --> this has equipment for identification of targets -- IFF; control room "I" - indicator room (it serves for the determination of coordinates of the target visually and the selection of the moment for the launching of the missile). This is also the command post.

6th GROUP - launching equipment (launcher "SM-63"; control room "S" - control room for automatic launching equipment).

7th GROUP - electrical power equipment (diesel electric generator unit "ESD-75VS". There are three such units at the launching position: diesel electric generating unit "ESD-50VS"; 1 unit at the technical position; diesel electric generating unit "ESD-12VS"; 1 unit at the launching position; control room "R" --> distribution control rooms.

8th GROUP - auxiliary equipment (fire-fighting, water washing-down, air pre-heating, and other apparatus).

N.B. One complex of ground equipment provides simultaneously for the handling of 96 missiles.

20. TECHNICAL POSITIONS HAVE THE FOLLOWING:

A) An area for the unloading of missiles (the missiles are in containers up to 6 months; the containers are filled with nitrogen).

B) Equipment for storage of missiles;

C) Equipment for testing the apparatus in the missiles;

D) Area for filling with air;

E) Areas for the stacking of solid missile engines on carriers;

F) Equipment for the assembly and racking of the missiles;

G) Area for transfer to the "PR-11A" and for filling missiles on the "PR-11A" with oxidizer;

H) Area for delivery of fuel to missiles;

I) Area for delivery of fuel to missiles;

J) Area for refilling missiles with air;

K) Area for the formation of a column (not more than 10 to 12 trains - a train is 1 missile - the weight of a train: prime mover --- auto semitrailer with missile - 10,650 kgs.);

L) Storage building for PRD;

M) Storage building for PP, warhead tubes (boyevaya truba), and racked carriers;

N) Storage building for warhead components.

LAUNCHER "SM-63"

21. It is designated for directing and launching missiles.

Weight in travelling position - 11,700 kgs.

Weight in firing position - 8,400 kgs.

Length - 10 meters.

Height - 3,750 mm.

Width - 2,640 mm.

Time for transition from a mobile to a combat condition - 2 hours.

Height of firing line - 2,080 mm.

Angle of loading - 1 degree 25'.

Angle of tilt of the launcher arm (strela) - 3 degrees 30'.

Limiting angle of direction - plus or minus 360 degrees (in azimuth); in angle of elevation from 1 degree to 65 degrees.

Speed of traverse 9.5 degrees per second --- horizontally and 3 degrees per second in the vertical plane.

The launcher occupies an area of 80 square meters.

22. At the moment of loading the auto-semitrailer approaches the installation and the missile is pushed off onto a beam which is on a swinging part of the launcher. The arm of this beam folds. The swinging part is set in motion by an electrical instrument. There is a carriage consisting of a platform and forming with the gas deflector a balancing section of the launcher, which is fastened to the base plate (the base). Rubber supports are attached to the base (during firing these are folded). The platform has two supports which are sunk into the ground.

The gas deflector is also folded when in traveling position. Instruments are protected by a steel plate.

Upon launching of the missile, by means of these gas deflectors, the launcher becomes fixed to the ground by being forced into the ground.

CERTAIN PECULIARITIES OF SOME ITEMS OF GROUND EQUIPMENT

23. 1) Mobile crane - "K-51" has an extension arm of 6 to 9 meters.

2) The lift trucks are based on a special chassis of the truck "GAZ-51". They are built like a type of hay-loader. They lift a load (3-5 tons) to a height of 4.5 meters.

3) Auto-semitrailer "PR-11A".

Loading capacity - 2,200 kg.

Length - 10,200 mm.

Width - 2,200 mm.

Height - 3,150 mm.

4) Technological racked carriers:

Weight - 585 kg.

Base - 5.8 meters

It looks like a pipe with rubber wheels.

5) Auto filling unit "ZAK-21"

Volume - 3,200 liters

Tolerance in delivering loads - plus or minus 0.3 percent.

Note: Sometimes surface-to-air missile "V-75" is called - Article "V-750"

[redacted] SECRET

Совершенно секретно.
Особой важности.

Управляемая зенитная ракета

"В - 75"

Ракета состоит из двух ступеней:
1я ступень - пороховой стартовый ускоритель;
2я ---"--- - основная ракета с жидкостным реактивным двигателем.
Ракета имеет осколочную боевую часть с радиовзрывателем.
Управление полетом производится с помощью воздушных рулей, выполняющих команды подаваемые с земли.
Пуск ракеты производится в наклонном положении с пусковой установки. Пусковая установка связанна с радиолокационной станцией синхронной силовой связью.

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

По одной цели зенитный дивизион может выпустить от 1 до 3х ракет. Вероятность попадания для 1й ракеты = 70%; для 3х ракет = 99%. Дивизион имеет 6 установок для пуска ракет. В дивизионе 2е батареи : стартовая и техническая. На огневой позиции (ОП) дивизиона имеется 6 ракет и 6 ракет в укрытии (100 - 150 метров). В 4,5 км. от стартовой батареи находится зона падения ускорителей (ближняя граница зоны - 0,5 км. *) */. В батарее 3 взвода по 2 установки в каждой */.
Вертикальный потолок : = 3 км; = 20 км.
Общая дальность полета ракеты = 40 км., но управление ракетой осуществляется на 20 км.

V max. ракеты = 1,100 метров/сек.

V среднее = 850 метров/сек.

При отделении ускорителя скорость ракеты составляет 500 метров/сек.
Скорость самолета принимается = 420 метров/сек.
Существует два метода наведения ракеты в цель :

1). Трехточечный (или метод накрытия цели), т. е.: — локатор — ракета — цель.

2). Метод половинного спрямления (когда нет помех).

Общая длина ракеты - 10,5 метра.
Полный вес ракеты - 2 тонны.

[redacted]

1я ступень (пороховой ускоритель) :

— Диаметр - 650 мм.
— Длина - 2,5 метра — (без соединительного отсека, являющегося продолжением порохового ускорителя; он вдвинут внутрь осн. ракеты.)
— Размах стабилизаторов - 2,6 метра.
— Вес - 950 кг.
— Вес порохового заряда - 550 кг.
— Тяга порохового реактивного двигателя (ПРД) - 27 - 50 тонн (соответствует t^o воздуха: при $t^o = 40^o$ тяга 27 тонн; при $t^o = 50^o$ тяга 50 тонн).
— Давление в камере горения - 110 атмосфер.
— Время работы двигателя - 3 секунды - 4,3 секунды (тяга больше → время работы меньше).
— Скорость, сообщаемая ракете ускорителем - 500 метр./сек.

2я ступень (основная ракета) :

— Длина - 8 метров.
— Диаметр - 500 мм.
— Размах крыльев - 1,7 метра.
— Вес боевой части - 190 кг.
— Вес горючего "ТГО-2" - 115 кг.
— Вес окислителя "АК-20Ф" (H_3PO_4 — 1,5%) - 387 кг.
— Вес унитарного топлива для газогенератора (изопропилнитрат- - $C_3H_7ONO_2$) - 14 кг.
— Тяга жидкостного реактивного двигателя (ЖРД) - 2,7 тонны.
— Удельная тяга - 227 кг. сек/кг.
— Время работы двигателя - 42" (секунды).
— Расход горючего - 3 кг./сек. Расход окислителя - 9 кг./сек. Давление в камере сгорания - 45 атмосфер.

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

Блок схема ракеты.

— Трубка Пито (или датчик скоростного напора); — радиовзрыватель; — передающие антенны; — неподвижные передние плоскости - 4 шт.; — антистабилизаторы; — боевая часть;

[redacted]

приемные антенны; — бак горючего; — бак окислителя; — неподвижные крылья; — баллон для сжатого воздуха; — автопилот "АП-75"; — блок радиоуправления и радиовизирования; — блок электропитания; — воздушные рули - 4 шт.; — рулевые машинки - 3 шт.; — бак газогенератора; — турбонасосный агрегат; — камера сгорания; — соединительный отсек 1ой ступени; — пороховой реактивный двигатель (стартового ускорителя); — стабилизаторы - 4 шт.; — эллероны - 2 шт.; — роликовые опоры для движения по стреле пусковой установки; — бугель (также для движения по стреле установки); — антенна радиовизирования (радиоответчика); — антенна радиоприемника; — магниевые ленты механизма отделения ступени; — выхлопная труба газогенератора.

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

Пороховой стартовый ускоритель состоит из: порохового реактивного двигателя ("ПРД-18"), стабилизаторов и соединительного отсека.

"ПРД-18" состоит из : 2х запальных пиросвечей; воспламенителя из крупнозернистого дымного пороха; диафрагмы; камеры горения; порохового заряда; (который состоит из 14 шашек размером : 1,740 мм. х 140 мм. х 36 мм. цилиндрической формы); колосниковой решетки; сопла; регулировочной груши.

Пороховой заряд сделан из пороха "НМФ-2" (нитроглицириновый).

Регулировочная груша поддерживает постоянное давление в камере двигателя.

Грушу перемещают в зависимости от t^o воздуха : при повышении t^o - выдвигают грушу из сопла и наоборот.

Соединительный отсек : в нем помещается механизм отделения. Пламя пережигает магниевую ленту; связь скобок нарушается и происходит отделение основной ракеты при прекращении работы порохового ускорителя.

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

Боевая часть применяется с полуготовыми осколками. Оболочка боевой части имеет двухточное внутреннее рефлекие. Используется взрывчатое вещество (ВВ) - "ТГ $^{40}/60$". (40% трофила и 60% гексогена).

Вес боевой части - 190 кг.

Вес ВВ - 136 кг.

Длина боевой части - 800 мм; диаметр - 390 мм. Число осколков - 3.600 (у зенитной ракеты типа "РЗ-25" - 6.000 осколков; других данных об этой ракете - нет).

Вес осколка ракеты "Е-75" - 11,6 гр.

Скорость разлета осколков - 2.800-3.200 метр./сек.

Угол разлета осколков составляет 20°; (90% осколков разлетаются под углом 10°). Действие осколков направленное. На расстоянии 50 метров осколки пробивают 10 мм. стальную броню.

——— " ———

Блок схема двигательной установки.

— Шаровой баллон для сжатого воздуха; — пироклапан запуска; — редуктор 1ой ступени (давление на выходе = 42 атмосферам); — редуктор 2ой ступени (давление на выходе = 5 атмосферам); — мембранный узел бака горючего; — трубка наддува бака горючего; — бак горючего; — заправочная горловина бака горючего; — заборник бака горючего; — мембранный узел бака окислителя; — бак окислителя; — редуктор автопилота; — ампульная батарея (или аккумуляторная батарея); — переключатель воздуха; — рулевая машинка эллеронов ускорителя; — пироклапан задержки; — бак для изопропил-нитрата; — пороховой стартер; — реактор; — пусковой клапан горючего; — пусковой клапан окислителя; — турбо-насосный агрегат; — трубка для подачи горючего в реактор; — камера сгорания; — выхлопная труба газогенератора; — пневмо-стопор воздушных рулей; — рулевые

машинки воздушных рулей; — аварийный клапан; — ручной аварийный кран; — аварийная горловина сброса давления бака горючего.

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

Пуск ракеты.

Пуск осуществляется нажатием кнопки в индикаторной кабине командира дивизиона. При нажатии "Пуск" —(кнопка), срабатывает пироклапан запуска. Воздух высокого давления проходит через редуктор первой ступени и затем через редуктор второй ступени и попадает в ампульную батарею.
В результате электролит заливает пластины батареи и батарея в течение одной секунды выходит на режим и даёт напряжение в 26 V. Это напряжение поступает на пиросвечи порохового стартового ускорителя, который начинает работать и трогает ракету с места. В этот момент отрывается штепсель, связывающий ракету с землей. С момента схода ракеты с пусковой установки начинается 1-й участок полета (или участок ввода ракеты в луч радиолокатора). На этом участке ракета не принимает команд с земли и управляется только по каналу крена с помощью элерона ускорителя, связанного с автопилотом.
Одновременно с попаданием воздуха в ампульную батарею, воздух подводит я также к мембранным узлам горючего и окислителя. Ножи прорезают мембраны, в результате воздух давлением в 5 атмосфер (после редуктора 2-й ступени) поступает в полости баков. Если ракета не сошла с пусковой установки, то через 2 секунды после нажатия кнопки "Пуск" автоматически подается аварийная команда. По этой команде ампульная батарея отключается от бортовой электрической цепи и подается напряжение с земли на аварийный пироклапан. При этом открывается отверстие для сбрасывания давления из бака окислителя в атмосферу. Давление из бака горючего сбрасывается вручную с помощью пробки.

Работа двигателя в полете.

Когда скорость ракеты достигнет величины порядка 360 метров/секунду сработает контакт трубки Пито.
В результате напряжение батареи будет подано одновременно на пироклапан задержки и на пиропатроны порохового стартера. Пороховые газы из порохового стартера поступят в реактор и затем начнут раскручивать газовую турбину. После открытия пироклапана задержки, воздух давлением в 42 атмосферы поступит одновременно к пусковым клапанам горючего и окислителя и в воздушный мешок бака для изопропилнитрата. В пусковых клапанах ножи прорезают мембраны ; горючее и окислитель поступают в полости насосов, которые подают топливо в камеру сгорания где топливо самовоспламеняется. Изопропилнитрат подается в реактор, где поджигается пороховыми газами. Сюда же в реактор подается часть горючего по трубке для снижения t^{o} продуктов сгорания до 800°С.

Отделение ускорителя (от основной ракеты).

Горячие газы из сопла жидкостного реактивного двигателя (Ж.Р.Д.) пережигают стяжные ленты механизма отделения. При скорости 500 метров/сек. работа порохового двигателя ускорителя заканчивается; в этот момент и происходит отделение основной ракеты от ускорителя. В момент отделения переключатель воздуха перестает подавать воздух к рулевой машинке элеронов и начинает подавать воздух к рулевым машинкам воздушных рулей. Одновременно срабатывает стопор, который освобождает воздушные рули. С этого момента управление по каналу крена начинают осуществлять левый верхний и правый нижний воздушные рули. На 7-ой секунде полета, ракета начинает получать команды с земли и начинается участок наведения ракеты на цель.

Ускоритель падает на расстоянии от 0,5 до 4,5 км. от пусковой установки в направлении пуска ракеты (в сторону от центра) в

зависимости от угла возвышения, поэтому на этот радиус вокруг дивизиона — мёртвое пространство.

При подходе к цели, радиовзрыватель вызывает подрыв боевой части; действия радиовзрывателя согласованны с боевой частью так, чтобы подрыв произошел в зоне поражения. Работа ЖРД прекращается когда выгорит все топливо. В случае промаха, временной механизм вызывает подрыв боевой части на 60-ой секунде полета, т.е. происходит самоликвидация ракеты.

---

*/. Мощность турбо-насосного агрегата равна 112 лошад. сил; при 21.000 оборотов/минуту. */.

Устройство и назначение автопилота - "АП-75".

Автомат предназначен для стабилизации в полете ракеты "В-75" относительно центра масс по трем взаимно перпендикулярным плоскостям (OX; OY; Oz), а также для управления ракетой в соответствии с радио-командами, поступающими с бортовой радиоаппаратуры управления.

Аппаратура автомата делится по функциональным признакам на:

- Чувствительные элементы;
- Усилительно-преобразовательные элементы;
- Исполнительные элементы (рулевые машины);
- Задающие устройства (програмные механизмы).

Состав "АП-75" :

а). Свободный гироскоп; выдаёт (он) сигнал в виде постоянного тока, пропорционального углу крена.

б). Два блока "С-14". (т.е. две штуки блоков). Это демпфирующие гироскопы, которые выдают сигналы, пропорциональные угловой скорости поворота ракеты относительно оси чувствительности.

в). Два блока "ШМ-2д8". Это датчики линейных ускорений; служат для выдачи сигнала, пропорционального линейному поперечному ускорению.

г). Один блок "С-5". Это датчик скоросного напора; служит для измерения передаточного числа в канале крена в зависимости от скорости напора. Работает на 2^{м} этапе полета ракеты.

д). Один блок "Д-7" - усилитель постоянного тока,

е). Три блока "С-17" - усилители рулевого тракта.

ж). Два рулевых блока "С-34А" и два рулевых блока "С-34Б". Они служат для приведения в движение блоков управления.

ж). Один блок "В-11А" - переключатель воздуха.

з). Один блок "С-20" - трансформатор. Преобразует 115 V 400 герц в 36 V 400герц — для питания гиромоторов.

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

Блок-схема "АП-75" на участке полета без ускорителя :

→ 3ой канал : --- дифференцирующий гироскоп — дифференцирующая ячейка — модулятор фазочуствительного усилителя (ФЧУ) — рулевой блок — жесткая связь (ЖОС) — механизм изменения передаточного числа (МИПЧ) — датчик линейных ускорений (ДЛУ) — интегрирующая ячейка — усилитель постоянного тока — ДЛУ — интегрирующее устройство — ЖОС; ——————→

→ 1ый канал : --- демпфирующий гироскоп — дифференцирующая ячейка — ФЧУ — рулевой блок — МИПЧ; ——————→

→ 3ий канал : --- свободный гироскоп — дифф. ячейка — ФЧУ — ЖОС — рулевой блок — механический дифференциал — датчик скоростного напора.

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

[redacted]

Наземное оборудование ракеты "В-75".

[redacted]

Для своего боевого применения ракета полностью готовится на технической позиции и после доставляется на стартовую позицию.

1ая группа - подземно-перегрузочное оборудование (автокраны "К-51"; автопогрузчики типа "100Е"; "1000М").

2ая группа - транспортное оборудование (автоприцепы "ПР-11А"; тягачи - "ЗИЛ-121Д"; технологические стыковочные тележки "ТСТ-115Е"; тележки для транспортировки боевых частей и стабилизаторов; автополуприцепы "МЛЗ-584" с тягачом "ЗИЛ-584"; автомашины типа "ГАЗ"; "ЗИЛ".

3я группа - заправочное оборудование (компрессорная станция "СМ-14"; воздухозаправщики "МС-4"; автозаправщики ракет окислителем "ЗАК-21"; автозаправщики ракет горючим "ЗАК-41"; автозаправщики для хранения окислителя "ЗАК-21"; автозаправщики для хранения горючего "ЗАК-21".

4я группа - контрольно-испытательное оборудование (контрольно-испытательные подвисные станции типа "КИПС"; в состав одной станции входит : аппаратура для автономной и комплексной проверки автопилота типа "АП-75" "СВ-211А"; аппаратура для автономной и комплексной проверке приборов радиоуправления типа "КФР-15А"; аппа-

[redacted]

ратура для проверки радиовзрывателя типа "Шмель"; аппаратура для проверки электрической схемы борта - типа "КП-2".

5я группа - радиотехническое оборудование (станции наведения ракет типа "СНР-75".) В одну станцию входят : кабина "ПА" -- центральный радиолокатор; кабина "Л" -- станция передачи команд; кабина "К" -- вырабатывает текущие координаты цели и ракеты; кабина "ЦА" -- помещая оборудование для опознования цели - "свой", "чужой"; кабина "И" -- индикаторная (служит для определения координат цели визуально и выбора момента пуска ракеты). Здесь же пункт командира.

6ая группа - пусковое оборудование (пусковые установки "СМ-63"; кабины "С" - кабина стартовой автоматики).

7я группа - силовое электрооборудование (дизельные электростанции "ЭСД-75ВС" */. на стартовой позиции три таких станции*/.; дизельные электростанции "ЭСД-50ВС" */. 1 шт. на технической позиции */.; дизельные электростанции "ЭСД-12ВС" */. 1 шт. на стартовой позиции */.; кабины "Р" -- распределительные кабины).

8я группа - вспомогательное оборудование (противопожарное, водообмывочные, подогреватели воздуха и др. агрегаты).

- 1 комплект наземного оборудования обеспечивает одновременно эксплуатацию 96и ракет.

[redacted]

[redacted]

— На технической позиции имеются :

а). Площадка для разгрузки ракет (ракеты находятся в контейнерах до 6и месяцев; в контейнерах имеется азот).

б). Сооружение для хранения ракет;

в). Сооружение для проверки бортовой аппаратуры;

г). Площадка для заправки воздухом;

д). Площадка для укладки пороховых реактивных двигателей на тележки;

е). Сооружение для спряжения и стыковки ракет;

ж). Площадка для погрузки на "ПР-11А" и для заправки ракет на "ПР-11А" окислителем;

з). Площадка для заправки ракет горючим:

и). Площадка для заправки ракет горючим;

к). Площадка для дозаправки ракет воздухом;

л). Площадка для формирования колон (не более 10 - 12 поездов °/. поезд - 1 ракета °/.); вес поезда : - тягач — автополуприцеп с ракетой - 10.650 кг.

м). Хранилище для ПРД;

н). Хранилище для ПП и боевых труб стыковочных тележек;

о). Хранилище для боевых частей.

——— " ———

Пусковая установка "СМ-63".

Предназначена для наведения и пуска ракет.

Вес в походном положении - 11.700 кг.

Вес в боевом —— " —— - 8.400 кг.

Длина - 10 метров

Высота - 3.750 мм.

Ширина - 2.640 мм.

Время перехода из походного в боевое - 2 часа.

Высота линии огня - 2.080 мм.

[redacted]

Угол заряжения - $1^{\circ}25'$.
Угол откидывания стрелы - $3^{\circ}30'$.
Предельный угол наведения $\pm 360^{\circ}$ (по азимуту);
по углу места от 1° до 65°.
Скорость наведения $9,5^{\circ}$ в секунду — по горизонту
и 3° в секунду в вертикальной плоскости.
Пусковая установка занимает площадь = 80 метров^2 (квадратных).

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

В момент заряжания автополуприцеп подъезжает к установке и ракета сталкивается на балку качающейся части установки. Стрела этой балки складывающаяся. Качающаяся часть приводится в движение от электропривода.
Имеется станок, состоящий из платформы и образующий с газовым отражателем уравновешающуюся часть установки, которая скреплена со станиной (основанием). К основанию прикрепляются резиновые хода (при стрельбе они складываются).
Станина имеет два упора, уходящие в землю.
Газовый отражатель в походном положении складывается.
Приборы защищены стальным листом.
При сходе ракеты, с помощью отражателя газов, установка фиксируется на грунте, путем вжатия в грунт.

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

Некоторые характеристики агрегатов наземного оборудования.

1). Автокран - "К-51" имеет удлиненную стрелу 6 - 9 метров.

2). Автопогрузчики собраны на спец. шасси автомобиля "ГАЗ-51". Выполнены они по типу сенокопнителей.
Поднимают груз (3 - 5 тонны) на высоту 4,5 метра.

3). Автополуприцеп "ПР-11А" :

— грузоподемность - 2.200 кг.

— длина - 10.200 мм.

— ширина - 2.200 мм.

— высота - 3.150 мм.

4). Технологическая стыковочная тележка :

— вес - 585 кг. } Представляет собой трубу с
— база - 5,8 метра } резиновыми ходами.

5). Автозаправщик "ЗАК-21" :

— объём - 3.200 литров ;

— точность выдачи дозы ± 0,3%.

---

*/. Примечание : иногда зенитную ракету "В-75" называют - изделием "В-750" */.