

1/16/2006

HR 70-14

~~SECRET~~

ON REPORT INFORMATION REPORT

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 the Soviet R-2 Tactical Ballistic Missile

DATE DISTR. 25 February 1962

NO. PAGES 36

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.

SOURCE:

[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.

5  
4  
3

5  
4  
3

[Redacted]

[Redacted]

[Redacted]

SECRET

[REDACTED]

[REDACTED]

Guided Missile (Upravlyayemaya raketa) "R-2" (8 Zh 38)

1. A tactical-operational missile. It has a warhead which separates in flight and a liquid rocket (reaktivnyy) engine (ZhRD), which works on liquid fuel (oxygen and 92% ethyl alcohol). Fuel is fed by a pump system. A gas turbine and a peroxide gas generator drive the pumps. The launching of the missile must be carried out (occur) not later than one hour after fueling with oxygen.

2. In the guidance system are:

- 1) An automatic range control device, which cuts out the engine when the missile attains a specified speed;
- 2) An automatic stabilizing device, which stabilizes the position of the missile relative to its center of mass; and
- 3) A system of lateral radio correction, which eliminates lateral drift of the missile in the powered flight (aktivnyy) sector.

Layout of the R-2 Missile

3. Nose fuze -- warhead -- base fuze -- fuze-control device -- warhead separation mechanism -- twin-bottle battery of compressed air -- pressure feed pipe of the alcohol tank -- alcohol tank -- preliminary alcohol valve -- supplementary (torovyy) bottle of compressed air -- oxygen tank -- heat insulation -- anker pipe (duct) -- alcohol piping -- instrument section -- oxygen piping -- supplementary (torovyy) tank for hydrogen peroxide -- valve of the main stage -- reactor -- turbo-pump assembly -- combustion chamber -- exhaust pipe -- four stabilizers -- two external control vanes -- four internal control vanes.

Characteristics of the Missile

4. Length of the missile	17.6 meters
Caliber	1.65 meters
Span of stabilizers	3.5 meters
Launching weight	20.5 tons

**SECRET**

Weight of nose section	1.5 tons (with explosive)
Weight of explosive (VV) "TGAG - 5"	1 ton
Weight of alcohol fuel	6.5 tons
Weight of oxygen fuel	9 tons
Weight of hydrogen peroxide	300 kilograms
Dry weight of the missile	4.5 tons (with nose section)
Weight of airframe without nose section	3 tons
Thrust on the ground	37 tons
Thrust in the air	41 tons
Specific thrust on the ground	<u>214 kilogram seconds</u> kilogram
Fuel consumption	70 kilograms per second
Oxidizer consumption	103 kilograms per second
Pressure in combustion chamber	21 atmospheres
Pressure in alcohol tank	1.8 atmospheres (absolute)
Pressure in oxygen tank	2.8 atmospheres (absolute)
Pressure in fuel pump	35 atmospheres (absolute)
Pressure in oxidizer pump	27 atmospheres (absolute)

SECRET

Pressure of compressed air	200 atmospheres plus
Range of flight of the missile	from 200 to 610 kms.
Average range of flight	560 kms. [350 miles]
Complete time of flight of the missile to full range	410 secs.
Four firings from one launch-pad (puskovoy stol) in 24 hours	
Initial velocity of missile	2,100 meters per second
Average velocity	1,000 to 1,200 meters per second
Height of trajectory	200 kms.
Heat of missile at end of powered flight (aktivnyy) sector	200° to 250° C
Heat at end of free flight (passivnyy) sector	500 - 800° C

There are 4 springs for the separation of the warhead from the airframe.

A "skirt", like a hollow continuation of the warhead, serves as a stabilizer for the warhead.

Instead of two detonators (R-1), the R-2 missile has a single tube running through the entire warhead.

#### Propulsion System

5. Twin-bottle battery; alcohol tank; supplementary tank for compressed air; oxygen tank; drain pipe of oxygen tank; supplementary tank for hydrogen peroxide; fuel fill/drain valve of the oxygen tank/fuel valve of the hydrogen peroxide tank; fuel fill/drain valve of the alcohol tank; turbo-pump assembly; combustion chamber; exhaust pipe of the steam gas generator; pressurizing valve of the alcohol tank (KNSB); drain valve of the oxygen tank (DKKB); 1st alcohol valve (electro-pneumatic valve) (VS-1); 2nd alcohol valve (controls the operation of the alcohol valve) (VS-2);

SECRET

[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED]

3rd alcohol valve (controls operation of the pressurizing valve) (VS-3); 4th alcohol valve (connects the 2-bottle battery with the alcohol valve (VS-4); 1st valve of the oxygen main-line (magistral) (controls the operation of the oxygen valve) (VK-1); 2nd valve of the steam gas generator (VP-2); 3rd valve of the steam gas generator (electro-hydraulic valve) (VP-3); 4th valve of the steam gas generator (electro-pneumatic valve) (VP-4); preliminary alcohol valve (PSK); main alcohol valve (GSK); main oxygen valve (GKK); first oxygen contact (kontakt) (KK-1); main stage valve (KGS).

Pressure in the alcohol pump: at intake - 1.5 atmospheres, at outlet - 35 atmospheres.

#### Combustion Chamber

6. Consists of: the head, the combustion chamber, and the nozzle.

- 1) In the head there are 18 precombustion chambers (predkamer). A precombustion chamber has: five (5) rows of alcohol injectors (- the 1st, 3rd, and 5th rows are centrifugal injectors, the 2nd and 4th rows are jet-feed injectors) and one (1) oxygen atomizer.

The precombustion chamber serves to prepare the fuel mixture.

- 2) The combustion chamber has a cooling-system of a combined type: external and internal. The exterior cooling system is provided by the double walls of the chamber. The interior cooling system is provided by screening layers of steam (tremya poyasami parovoy zavesy). Each layer is a slit into which alcohol feeds through a supplementary pipeline.

The combination of cooling systems assures the heat-resistance of the walls of the chamber.

In construction the chamber consists of two walls, between which there are annular connections (instead of point connections).

7. The turbo-pump unit delivers 173 kilograms of fuel per second (103 kgs. of oxygen and 70 kgs. of alcohol). The turbine has two stages, and develops 1,000 h.p. Number of revolutions - 5,000 per minute. The

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

consumption of steam gas - 3 kgs. per second. (temperature of steam gas at entry is 500° C.; at exit is 250° C.)

Pressure at exit is 39 atmospheres: at entry 1.5 atmospheres.

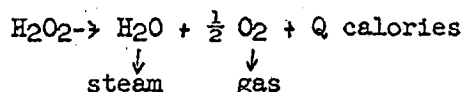
Pressure in the oxygen pump: at entry 2.5 atmospheres, at exit 27 atmospheres.

8. The steam gas generator serves to manufacture steam gas; it is the working substance for the turbine.

It consists of: a tank for hydrogen peroxide; reactor; pressure reducer; valve of the main stage; valve of the final stage; valve for drainage and pressurization; valve controlling the main stage valve; fittings (armatury) and piping.

The tank holds 300 kgs. of hydrogen peroxide (80% concentration). In the reactor there is a dry catalyst of type "Zh-30-S", which is a blend of iron filings, soda, and sulphur. This mixture is saturated with a solution of permanganate -  $KMnO_4$  (up to 6% concentration).

The reaction of decomposition in the reactor is:



If the temperature of the peroxide is higher than calculated, the amount of heat is raised; the same if the concentration of peroxide is higher than calculated.

The temperature of the steam gas is determined by the initial temperature of the peroxide and by its concentration.

Increase of temperature of the steam gas leads to a rise in pressure.

The power of the turbine is determined not only by the consumption rate of steam gas but also by variation in pressure.

The thrust is influenced not only by the pressure behind the reducer but also by the chemical changes taking place in the reactor. Hence it is necessary to adjust the reactor with the help of the reducer.

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

The Valves of the Automatic Equipment  
in the Missile

9. a) The main alcohol valve; a normal valve open during the preliminary stage -- thrust of 400 kgs. To close the valve it is necessary to pass compressed air through the electro-pneumatic valve (VS-2). While the engine is operating, the valve opens during the main and final stage under the pressure of the alcohol.
- b) The main oxygen valve is located at the outlet of the oxygen pump. In the outlet position it assures the passage of oxygen into the combustion chamber. When the pump is working the valve is opened by the pressure of the liquid. To close the valve it is necessary to pass compressed air into its chamber through the electro-pneumatic valve VK-1.
- c) Preliminary alcohol valve. Normally the valve is closed. To open the valve it is necessary to pass compressed air through electro-pneumatic valve VS-1.

The liquid ignition assembly (ZhZU) consists of:

The first firing signal apparatus (1-OS)

The second firing signal apparatus (2-OS); the pyrocartridge.

Two pressure relays - KK-2 and KK-3 --- (oxygen contacts 2 and 3)

Operation of Automatic Equipment of the Propulsion System During  
Launch of the R-2 Missile

10. The launching of the missile is carried out by the successive pressing of two buttons: "Drainage" (Drenazh) and "Main" (Glavnaya) (on the control panel).

When the command "Drainage" is given, VK-2 and VK-3 are activated.

Valve VK-2 closes and as a result the drain valve of the oxygen tank closes. When VK-3 opens the pressurization of the oxygen tank by compressed air is begun. When pressure in the tank is equal to .9 of the external atmosphere (izbytochnaya atmosfera) contact KK-2 is closed. When pressure in the tank is equal to 1.5 of the external

[REDACTED]

[REDACTED] ~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

atmosphere contact KK-3 is closed. As a result valve VK-3 closes and pressurization of the oxygen tank ceases. Simultaneously, voltage is fed to valve VS-1 and as a result the preliminary alcohol valve opens. At the same time, voltage is fed to the ZhZU pyrocartridges. The pyrocartridges are activated and produce a flame which ignites the 1st firing signal apparatus (or ignition signal apparatus). When the 1st firing signal apparatus has burned through, the two valves VK-1 and VS-5 function:

As the VS-5 is activated, alcohol from the ZhZU tank begins to flow into the combustion chamber (the temperature of the flame of the 1st firing signal apparatus is 300°C; the temperature of the second is 700°C). Activation of the VK-1 opens the main oxygen valve (GKK). The oxygen begins to pass by gravity into the combustion chamber. Alcohol from the ZhZU (liquid ignition assembly) passes into it also; combustion of the fuel begins. The temperature in the chamber reaches 700°C -- then the 2nd firing signal apparatus starts to burn. As a result, valve VS-2 is activated (after the closure of contact KK-1, which is situated inside the main oxygen valve). As a result of the functioning of VS-2 the main alcohol valve opens and alcohol flows by gravity into the combustion chamber. The engine begins to operate on the preliminary stage with a thrust of about 400 kgs.

Normally the next command -- "Main"-- is given within 5 seconds of this.

#### Operation of the Engine on the Command "Main"

11. When this command is given the separating plug (ShO) which connects the missile to the ground cable system detaches itself. However, connection with the ground is not completely broken, since the plug for shutdown of the engines in an emergency remains engaged. Current is applied simultaneously to all the valves of the steam gas generator (VP-2, VP-3, VP-4). As a result, pressurization of the tank begins; the valve of the main stage opens; peroxide reaches the reactor, the turbo-pump assembly (TNA) begins operation; thrust is created and the engine goes over to the main stage. The closure of the valves of the pneumo-flap (pnevmoshchitok) takes place. The ZhZU ceases to work.

#### Operation of the Engine During the Flight of the Missile

12. The flight of the missile begins from the moment when the thrust of the engine becomes equal to the weight of the missile. Within 1-2 seconds the missile leaves the launching pad. Maximum thrust of 37 tons is reached in flight. At the moment when the



~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

missile leaves the pad, the plug for shutdown of the engine in an emergency (AVD) separates and the 6th and final coupling is severed. The liftoff contact (kontakt podyema) closes and the programmed current distributor and accelerometer begin to work. The missile climbs vertically until the 4th second. From the 4th to the 68th second the program of the azimuth gyroscope is carried out - that is, the missile flies on its prescribed curve. At the 7th second, the lateral radio-correction system begins to work. At the 25th second, the pressurization schedule of the alcohol tank changes. Instead of the pressurization of natural streams of air, pressurization with the help of the twin-bottle battery begins.

13. In order to increase the accuracy of operation of the guidance system the engine is put back to the second level. If the engine is shut down while the missile is increasing its velocity an error due to speed will occur. It is necessary that the engine should have attained its specified (or maximum) velocity and that it should then be shut down. Thus the error will be close to zero. (There is a device to change the velocity of the missile - an IPU) When velocity is near to that specified, the preliminary command relay operates; the VP-4 valve and the valve of the main stage close; as a result the supply of peroxide is reduced; the speed of rotation of the turbines is reduced and the thrust of the engine falls to 10 tons. When the missile reaches the specified speed the relay for the shutdown of the engine is activated. At this time, all valves close; as a result the supply of fuel to the combustion chamber and of steam gas to the turbine cease. The turbo-pump assembly begins to stop operation. Then the alcohol pump feeds alcohol into the jacket of the cooling system and thence into the main circulation system. The oxygen pump works upon itself. Fuel does not reach the combustion chamber. At 65 seconds after the command "Main" has been given the relay which switches off the engine comes into action (the preliminary command) and after another 5 seconds the main command switches off the engine.

14. The separation of the warhead takes place. From this moment the arming of the fuze begins; it ends at the 200th second if the missile is being fired to full range and at the 140th if firing is over the minimum distance.

Valves VP-2, VS-3, and VS-4 remain under pressure until the end of the flight of the missile body (without the warhead). During the fall of the missile body to the ground, the system for detonation of the airframe is activated.

[REDACTED]

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

The functioning of all components of the guidance system ceases at the moment when the engine is shut off, including the lateral radio-correction receiver. At an altitude of 40-45 kms. the rudders cease to function -- that is, for 10% of the distance the missile is guided and for 90% it flies as a free rocket (the angle of fall of the warhead =  $60^\circ$ ).

(The device for switching off the engine in an emergency (AVD) cuts out the whole electrical system - all valves are closed)

Preparation of the R-2 Missile at the Technical Facility (There are two sites; technical and launching)

15. Tasks:
- 1) Check the general technical condition of the missile (completeness, absence of dents, electrical assembly).
  - 2) Check the technical state of the guidance instruments and of the fuze assembly.
  - 3) Check the guidance system and the automatic equipment of the engine assembly.
  - 4) Prepare the storage batteries.
  - 5) Determine the fitness of the missile for pre-launch tests.

At the technical facility two positions (punkt) are set up (each has one working area) for testing and a repair shop with a battery-charging unit.

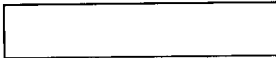
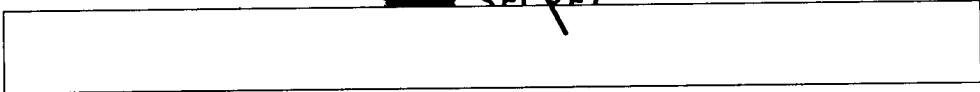
Work at the testing position is carried out by a section of the technical battery (a section consists of 2 teams).

The team for independent testing of the components of the guidance system and of the fuzing system has eleven men.

The team for the horizontal testing of the missile has 18 men.

The scope of the work carried out at the test position:

- a) Disassembly and preparation of equipment for the tests
- b) Independent test of the guidance and fuzing system



c) Horizontal tests of the missile.

16. The independent testing of the guidance system (at the technical facility) includes:

- 1) Determination of the pickup current (tok troganiya) of the steering motors.
- 2) Testing of the synchronizing circuits of rudders 2 and 4.
- 3) Testing of the circuits of the stabilization assembly,
- 4) Testing of the PIR and BPU [pneumatic equipment carried on board] programs.
- 5) Testing of the accelerometer circuits.
- 6) Testing of the steps of transition from the ground power supply to that on board.

In the place of the gyro-devices and of the accelerometer, dummies (ekvivalent) are used.

The testing of the ground checkout apparatus is carried out with the help of a mock-up of the circuit in the missile (EBS).

17. Horizontal testing includes (at the technical facility):

- 1) The hermetical testing of the oxygen and alcohol systems.
- 2) The independent testing of the automatic equipment of the engine assembly.
- 3) The independent testing of the guidance system.
- 4) Complex tests.
- 5) Final operations.

The horizontal checks are specially divided into two general tests (at the launching site):

The 1st general test -- test of the guidance system and of the automatic engine complex in simulation of firing.



~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

The 2nd general test -- test of the guidance system and of the automatic engine complex including the shutdown of the engine with the AVD (emergency engine shutdown)

18. The independent test of the guidance system includes 7 tests (at the launching site during the horizontal checks):

- 1st test - Test of the voltage of the transformer and of the VKN.
- 2nd test - Test of the accelerometer (test of the functioning of the magnetic relay and of the identical working of the accelerometer) - charging for 60 seconds and discharging with single current - 4 changes and discharges - that is, 4 cycles are passed (6070.3").
- 3rd test - Test of the determination of the compensating currents of the shunt running (samokhod) of the steering motors (of mechanical and electrical shunt running)
- 4th test - Test of the synchronization of rudders II and IV.
- 5th test - Test of the circuits of the automatic stabilization equipment.
- 6th test - Test of the BPU (pneumatic equipment carried on board) with the help of a dummy transmitting device (EPU-2).
- 7th test - Test of the heating of the PGG reducer - steam gas generator.

This, the second test of the guidance system (i.e., it is repeated) is carried out as a rule at the launching site.

Preparation of the R-2 Missile at the Launching Site

19. Tasks:
- 1) Mount the fuze assemblies and connect the warhead to the body of the missile.
  - 2) Check the condition of the guidance system and of the automatic engine assembly.
  - 3) Fuel the missile (article) with the fuel components.
- [REDACTED]

~~SECRET~~

- [REDACTED]
- [REDACTED]
- 4) Adjust the accelerometer.
  - 5) Aim the missile at the target.
  - 6) Carry out the launch.

For the fulfilment of these tasks at the launching site there are an assembly and loading point and a launching platform.

The preparation of the missile at the assembly point and its loading are carried out:

- 1) by the assembly section of the launching battery - in the section there are twelve men and one officer.

At the launching site there are three other sections of the launching battery:

- 2) The launching section of the launching battery - 21 men and 2 officers
  - 3) The engine section - 15 men and 3 officers
  - 4) The electronic section - 16 men and 4 officers
20. The preparation of the missile at the launching site includes:
- a). The deployment of the equipment and preparation for the tests;
  - b) Independent test of the guidance system;
  - c) Adjustment of the accelerometer;
  - d) First and second general tests;
  - e) Fueling of the missile with working components;
  - f) Aiming of the missile at the target;
  - g) Final operations in firing.
- [REDACTED]

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

21. The fueling of the missile with working components. The order of the fueling is: alcohol -- oxygen -- hydrogen peroxide. Three "8G14" fueling trucks are grouped around the missile; two "8G15" tank loaders; a peroxide preheater-loader "8G24".

a. Loading with alcohol:

The preliminary alcohol valve opens. The pumps of two fueling trucks are connected. Pressure of 2 - 2.5 atmospheres is built up. Then 800-1,000 liters of alcohol are loaded; a check is made for leaks. After this the third fueling truck is connected.

b. Loading with oxygen:

Before loading, the hoses and oxygen tank of the missile are cooled. Pressure is raised from .9 to 2 or 2.2 atmospheres. When up to 1,000 kgs. are left in the first tank loader the second loader is connected. After the loading of 8,800 kgs. the pressure in the second loader is lowered to 1.1 to 1.5 atmospheres.

Loading continues until there is an overflow through the drainage valve, after which the pressure is cut off and the filling valve is closed.

(An R-2 brigade carries a basic supply of 175 tons of oxygen. This amount is sufficient for the fueling of 14 missiles.)

c. Loading with hydrogen peroxide:

If the temperature is lower than + 25°C, hydrogen peroxide is warmed with hot water to more than + 30° C.

If the temperature is more than 40°C the peroxide is cooled with cold water.

If the temperature of the surroundings is below -10°C, the supplementary bottle (torovyy ballon) is preheated with warm air. After fueling with peroxide has been completed the PUV-1 and PUV-2 are connected to the missile.

~~SECRET~~

22. The final operations include:

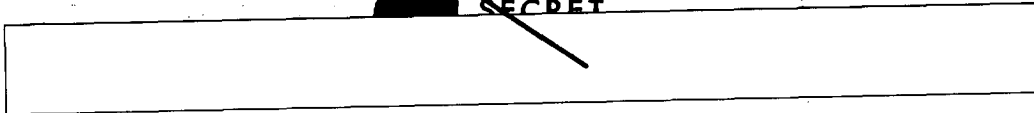
- 1) The carrying out of a control check of the guidance system.
- 2) The aiming of the missile at the target: aim check.
- 3) The connection of the ZhZU (liquid ignition assembly).
- 4) Launch of the missile.

The control check of the guidance system consists of:

Trying out the steering motors; check of the BPU; averaging of the zone of pickup current of the steering motors. Before the trying out of the steering motors the transformers are connected. The buttons + "pitch" and + "yaw" are pressed in order. The check of the BPU consists of the determination of the command currents by milliamperes in the absence of signals. The command current must not exceed + 3 milliamperes.

The determination of the zone of pickup current of the steering motors is carried out in order to equalize the pickup current on both sides.

After this the missile is aimed at the target. The ZhZU is connected. The hatches are closed. The rudders are mounted on the index pins of the launch pad. Everyone takes shelter. The readiness of the missile is reported to the commander of the battalion. The command for the firing of the missile is given.



Test Diagram

23.

In 3.5 to 9 seconds after the main command the relay to the equivalent of the firing pin fires and actuates the contact to the PUV.

development of the program completed.

The PIR, which is in a "0" position with the program mechanism, begins to work.

- 70th sec. Main command for the cut-off of the engine.
- 65th sec. Preliminary command for the cut-off of the engine.
- 35th-40th sec. Button 4 on the EPU-2 is pressed; 1st and 3rd rudders to the 4th rudder.
- 30th sec. 1st command to the PUV-1 and PUV-2
- 25th sec. VS-3 and VS-4 carry out the transfer from actual pressure to pressurization by the twin-bottle battery.
- 23rd sec. 2nd and 4th rudders stop (according to pitch)
- 7th sec. BPU--EPU-2; 1st and 3rd rudders to the second rudder.
- 4th sec. 2nd and 3rd rudders to the first rudder

KP

PIR

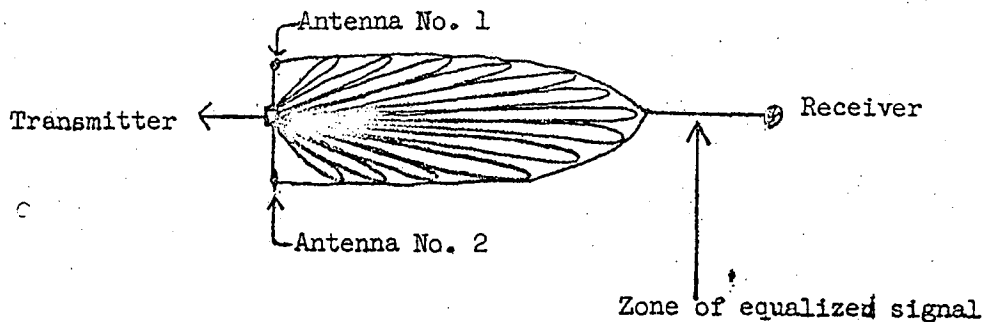




Various Items of the R-2 Missile

24. 1) Methods of guiding the flight of the missile with the help of radio equipment:
  - a) BRK - lateral radio-correction to keep the missile in the firing plane.
  - b) SUD - system of range control.
  - c) RKT - radio control of the trajectory.
  - d) STK - tele-control system.
- 2) The BRK is a radio device carried on board the R-2 missile and a ground apparatus 20 - 40 km. behind the launch pad of the R-2.

Ultra-shortwaves of a length of up to 10 meters are used. Our systems work on a wavelength of 3 m. (100 megacycles) and have eight working frequencies. Two identical antennas are used in the BRK system, dispersed 100 meters from one another. The length of the radiation lobe of the antenna is 100 km. The antennas are fed simultaneously by a current which is in phase (i.e., two sources). The changing of the lobe is accomplished by shifting the phase; the angle equals  $120^\circ$ . The full period is equal to fifty periods per second; this is the modulation frequency -- that is, fifty times per second the lag of the advance phase varies. The amplitude modulation appears as the "coloration" of each lobe - each lobe has its own modulation.



~~SECRET~~

- [REDACTED]
- [REDACTED]
- 3) An R-1 or R-2 battalion consists of two launching batteries and three technical batteries. In each launching battery there is one launching pad. A battalion salvo is two missiles.

Rate of fire: 5 - 6 hours ---- 1 launch.

- 4) For complete geodetic preparation for firing an R-1 or an R-2 --- 4 - 5 days.
- 5) Height of trajectory of guided missiles - from 77 to 160 km. The height of the powered phase is from 32 to 45 km.

25. The R-2 missile is at present being produced in large numbers. The method of production is the assembly line (konveyerizatsionny).

26. Missiles R-5, R-7, and R-9 are very similar in structure (have great similarity) to the R-2 missile and differ only in being larger (than the R-2) and in having greater range.

[REDACTED]

~~SECRET~~

Совершенно секретно.

Особой важности.

Управляемая ракета

"Р-2" (8Ж38).

Ракета оперативно-тактического назначения. Имеет отделяющуюся в полете боевую часть и жидкостной реактивный двигатель (ЖРД) работающий на жидком топливе (кислороде и 92% этиловом спирте).

Система подачи топлива — насосная. Для привода насосов служит газовая турбина и перекисный газовый генератор.

Пуск ракеты должен (произойти) произведен не позднее чем через час после заправки кислородом.

В систему управления входят :

- 1). Автомат управления дальности, который выключает двигатель при достижении ракетой заданной скорости;
- 2). Автомат стабилизации, который стабилизирует положение ракеты относительно ее центра масс; и
- 3). Система боковой радиокоррекции, которая ликвидирует боковую смещ ракеты на активном участке.

----- " -----

Блок схема ракеты "Р-2" :

○ Головной взрыватель — боевая часть — донный взрыватель — прибор управления взрывателями — механизм отделения боевой части — двухбаллонная батарея сжатого воздуха — труба наддува спиртового бака — спиртовый бак — предварительный спиртовый клапан — таровый баллон для сжатого воздуха — кислородный бак — тепловая изоляция — анкерная труба (тоннельная) — спиртовый трубопровод — приборный отсек — кислородный трубопровод — таровый бак для перекиси водорода — клапан главной ступени — реактор — турбо-насосный агрегат — камера сгорания — выхлопная труба — 4<sup>о</sup> стабилизатора — два воздушных руля — 4е газовых руля.

----- " -----

~~SECRET~~

Длина ракеты - 17,6 метра.  
Калибр - 1,65 метра.  
Размах стабилизаторов - 3,5 метра.  
Стартовый вес - 20,5 тонны.  
Вес головной части - 1,5 тонны --  $\%$  с ВВ  $\%$ .  
Вес взрывчатого вещества (ВВ) "МТГАГ-5" - 1 тонна.  
Вес заправки спирта - 6,5 тонны,  
Вес заправки кислорода - 9 тонн.  
Вес перекиси водорода - 300 кг.  
Сухой вес ракеты - 4,5 тонны --  $\%$  с головн. частью  $\%$ .  
Вес корпуса без головной части - 3 тонны.

Тяга на земле - 37 тонн.  
Тяга в пустоте - 41 тонны.  
Удельная тяга на земле - 214  $\frac{\text{кг.сек.}}{\text{кг.}}$ .  
Расход горючего - 70 кг. в секунду.  
Расход окислителя - 103 кг. в секунду.  
Давление в камере сгорания - 21 атмосферы.  
Давление в спиртовом баке - 1,8 атмосф. (абсолютн.)  
Давление в кислородном баке - 2,8атмосф. ----"  
Давление за насосом горючего -35 атмосф. ----"  
Давление за насосом окислителя-27атмосф. ----"  
Давление сжатого воздуха - 200 атмосф. избыточн.  
Дальность полета ракеты - от 200 км. до 610 км.,  
Средняя дальность полета - 560 км.  
Полное время полета ракеты на полную дальность = 410"  $\frac{\text{секунд}}{\text{секунд}} \%$ .  
Четыре выстрела с 1 пуск<sup>0</sup>ного стола - за 24 часа.  
Начальная скорость ракеты - 2.100 метров/сек.  
Средняя скорость - 1.000-1.200 метров/секунду.  
Подъем по высоте - 200 км. (200 км.)  
 $t^{\circ}$  нагрева ракеты в конце активного участка -- 200-250 $^{\circ}$ С.  
 $t^{\circ}$  нагрева в конце пассивного участка -- 500 $^{\circ}$ -800 $^{\circ}$ .

~~SECRET~~

Используются 4<sup>е</sup> пружины для отделения боевой части от корпуса.

Стабилизатором боевой части служит "юбка", каковы полые продолжение б/части.

Вместо двух детонаторов ("Р-1") в этой ракете ("Р-2") через всю боевую часть проходит одна труба.

Двигательная установка :

двухбаллонная батарея; спиртовой бак; торовый баллон для сжатого воздуха; кислородный бак; дренажная труба кислородного бака; торовый бак для перекиси водорода; заправочно-сливной клапан кислородного бака; заправочный клапан бака перекиси водорода; заправочно-сливной клапан спиртового бака; турбо-насосный агрегат; камера сгорания; выхлопная труба парогазогенератора; клапан наддува спиртового бака (КНСБ); дренажный клапан кислородного бака (ДККБ); вентиль спиртовой 1<sup>ый</sup> (электропневмоклапан) (ВС-1); вентиль спиртовой 2<sup>ой</sup> (управляет работой спиртового клапана) (ВС-2); вентиль спиртовой 3<sup>ий</sup> (управляет работой клапана наддува) (ВС-3); вентиль спиртовой 4<sup>ый</sup> (соединяет 2<sup>х</sup> баллонную батарею со спиртовым клапаном) (ВС-4); вентиль кислородной магистрали 1<sup>ый</sup> (управляет работой кислородного клапана) (ВК-1); вентиль парогазогенератора 2<sup>ой</sup> (ВП-2); вентиль парогазогенератора 3<sup>ий</sup> (электрогидроклапан) (ВП-3); вентиль парогазогенератора 4<sup>ый</sup> электропневмоклапан (ВП-4); предварительный спиртовой клапан (ПСК); главный спиртовой клапан (ГСК); главный кислородный клапан (ГКК); контакт кислородный 1<sup>ый</sup> (КК-1); клапан главной ступени (КГС)

----- " -----

Давление в спиртовом насосе :

на входе — 1,5 атмосферы; на выходе — 35 атмосфер.

----- " -----

~~SECRET~~

Камера сгорания :

состоит из : головки, камеры горения и сопла.

1). В головке располагается 18 предкамер.

Предкамера имеет :- пять (5) рядов спиртовых форсунок -- (1<sup>й</sup>, 3<sup>й</sup>, 5<sup>й</sup> ряды - это центробежные форсунки, а 2<sup>й</sup> и 4<sup>й</sup> ряды - это струйные форсунки);

и - один (1) распылитель кислорода.

Предкамера служит для подготовки горючей смеси.

2). Камера горения имеет систему охлаждения комбинированного типа : наружное и внутреннее.

Наружное обеспечивается двойными стенками камеры.

Внутреннее охлаждение создается грема поясами паровой завесы.

Каждый пояс представляет собой щель, в которую подводится спирт по дополнительному трубопроводу.

Сочетания охладений обеспечивает теплостойкость стенок камеры.

Камера по конструкции -- имеет двойные стенки, между которыми имеются кольцевые связи (вместо точечных связей).

----- " -----

Турбо-насосный агрегат - подает 173 кг. топлива в секунду (103 кг. кислорода и 70 кг. спирта).

Турбина - двухступенчатая. Мощность турбины - 1.000 лошадиных сил. Число оборотов - 5.000 в минуту. Расход парогаса - 3 кг./секунду.  $\left\{ \begin{array}{l} t^{\circ} \text{ парогаса} - 500^{\circ}\text{C} \text{ (на входе);} \\ t^{\circ} \text{ ---"--- на выходе } 250^{\circ}\text{C.} \end{array} \right.$

Давление на выходе -- 39 атм; на входе -- 1,5 атм.

Давление в кислородном насосе : на входе -- 2,5 атм; на выходе -- 27 атм. (27 а.)

~~SECRET~~

[REDACTED]

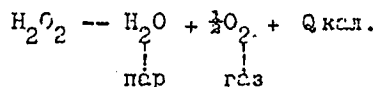
Паро-газо генератор - служит для выработки парагаза; является рабочим телом для турбины.

Состоит из : бака для перекиси водорода; реактора; редуктора давления; клапана главной ступени; клапана конечной ступени; клапана дренажа и надува; клапана управляющего клапаном главной ступени; арматуры и трубопроводов.

-----

В баке помещается 300 кг. перекиси водорода (80% концентрации). В реакторе помещается сухой катализатор марки "Ж-30-С", который представляет собой смесь : железных опилок, соды и серы. Эта смесь пропитана раствором перманганат —  $KMnO_4$  (до 6% концентрации).

Реакция разложения в реакторе :



Если  $t^\circ$  перекиси будет выше расчетной, то увеличивается количества тепла; тоже самое если концентрация перекиси выше расчетной.

$t^\circ$  парагаза определяется начальной  $t^\circ$  перекиси и ее концентрацией.

Повышение  $t^\circ$  парагаза приведет к повышению давления.

Мощность турбины определится не только расходом парагаза но и перепадом давления.

Не только давление за редуктором влияет на тягу, но и химические изменения, происходящие в реакторе, влияют на тягу. Отсюда необходима настройка реактора с помощью редуктора.

----- " -----

Клапаны автоматики в ракете :

а). Главный спиртовой клапан; нормально-клапан открыт на предварительную ступень -- тяга на 400 кг.

~~SECRET~~

[REDACTED]

Для закрытия клапана необходимо подать сжатый воздух через электропневмоклапан (BC-2).

Во время работы двигателя клапан открывается на главную и конечную ступень под давлением спирта.

б). Главный кислородный клапан -- стоит на выходе кислородного насоса.

В исходном положении обеспечивает проход кислорода в камеру сгорания.

При работающем насосе клапан открывается давлением жидкости. Для закрытия клапана необходимо подать в его полость сжатый воздух через электропневмоклапан -- BK-1.

в). Предварительный спиртовый клапан; нормально -- клапан закрыт. Для открытия клапана необходимо подать сжатый воздух через электропневмоклапан -- BC-1.

----- " -----

Жидкостное зажигательное устройство (ЖЗУ) состоит из :

Первого огневого сигнализатора (1-OC);

второго огневого сигнализатора (2-OC);

пиропатрона;

двух реле давления -- KK-2 и KK-3 -- (контакты кислородные 2 и 3).

----- " -----

Работа автоматики двигательной  
установки при пуске ракеты "P-2".

Пуск ракеты осуществляется последовательным нажатием двух кнопок :

"Дренаж" и "Главная" (на пульте управления).

При подаче команды "Дренаж" срабатывают BK-2 и BK-3. Клапан BK-2 закрывается, в результате закрывается дренажный клапан кислородного бака. При открытии BK-3 начинается наддув кислородного бака сжатым воздухом. При давлении в баке, равном 0,9 избыточной атмосферы -- замыкается контакт KK-2. При давлении -----



SECRET

[REDACTED]

[REDACTED]

в баке -- 1,5 избыточн. атм. -- размыкается КК-3. В результате закрывается клапан ВК-3 и прекращается наддув кислородного бака. Одновременно с этим подается напряжение на клапан ВС-1 и в результате открывается предварительный спиртовой клапан.

Одновременно подается напряжение на пиропатроны Ж.З.У. Пиропатроны срабатывают и дают луч пламени, который пережигает 1<sup>ый</sup> огневой сигнализатор (или сигнализатор воспламенения). При перегорании 1<sup>го</sup> огневого сигнализатора срабатывают два клапана : ВК-1 и ВС-5.

При срабатывании ВС-5 спирт из бачка Ж.З.У. начинает подаваться в камеру сгорания.

$t^{\circ}$  пламени 1<sup>го</sup> огневого сигнализатора равна  $300^{\circ}\text{C}$ ;  
 $t^{\circ}$  пламени 2<sup>го</sup> огн.сигн. =  $700^{\circ}\text{C}$  %.

При срабатывании ВК-1 открывается главный кислородный клапан (ГКК). Кислород начинает самотеком поступать в камеру сгорания. Туда же подается спирт из Ж.З.У.; начинается горение топлива.  $t^{\circ}$  в камере достигает  $700^{\circ}\text{C}$  -- горит при этом 2<sup>ой</sup> огневой сигнализатор. В результате срабатывает клапан ВС-2 (который срабатывает после замыкания контакта КК-1, последний находится внутри главного кислородного клапана. В результате срабатывания ВС-2 -- открывается главный спиртовой клапан и спирт самотеком поступает в камеру сгорания. Двигатель начинает работать на предварительной ступени с тягой около 400 кг.

Обычно, через 5 секунд после этого подается следующая команда -- "Главная".

Работа двигателя по команде "Главная".

При подаче этой команды отделяется отрывной штепсель (Ш.О.), связывающий ракету с наземной кабельной сетью, однако связь с землей полностью не прекращается, т.е. остается включенным штепсель аварийного выключения двигателя. На все клапаны

[REDACTED]

~~SECRET~~

парогазогенератора напряжение подается одновременно (ВН-2; ВП-3; ВП-4).

В результате начинается наддув бака; открывается клапан главной ступени; перекись поступает в реактор - начинает работать турбо-насосный агрегат (ТНА); создается тяга - двигатель выходит на главную ступень. Происходит открытие клапанов пневмоштыка. Прекращается работа Ж.З.У.

Работа двигателя во время полета ракеты.

Полет ракеты начинается с момента когда тяга двигателя станет равной собственному весу ракеты. Через 1-2 секунды ракета отрывается от стола. Тяга максимальной величины (37 тонн) достигнет на полете. В момент отрыва ракеты от стола разведывается штатный аварийный выключатель двигателя (АВД) и раздается 6<sup>И</sup>-конечное соединение. Замыкается контакт поддона и начинают работу программный токраспределитель и интегратор продольных ускорений. До 4<sup>0И</sup> секунды у ракеты происходит вертикальный подъем. С 4<sup>0И</sup> секунды по 68<sup>0И</sup> секунду выполняется программа гирогоризонта, т.е. ракета летит по определенной кривой. На 7<sup>0И</sup> секунде начинает работать система боковой радиокоррекции. На 26 секунде меняется режим наддува спиртового бака. Вместо наддува естественных потоков воздуха, начинается наддув с помощью двухбаллонной батареи. С целью повышения точности работы системы управления, выключение двигателя производится в 2<sup>0И</sup> ступени. Если ракета идет на увеличение скорости и в это время происходит выключение двигателя, то происходит разброс по скорости. Надо чтобы двигатель набрал заданную скорость (или максимальную) тогда и надо выключать двигатель. При этом разброс будет близким к 0. % Имеется прибор измерения скорости полета ракеты - ИПУ %. Когда скорости будет близка к заданной, срабатывает реле предварительной команды; открывается: клапан ВП-4 и клапан главной ступени; в результате уменьшается расход перекиси,

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

уменьшается число оборотов турбины и тяга двигателя падает до 10 тонн. Когда скорость разветв будет равна заданной, сработает реле выключения двигателя. При этом закроются все клапаны; в результате чего прекратится подача топлива в камеру сгорания и подача паро-газа на турбину. Турбинный агрегат начнет останавливаться. Смертельный насос подает в этот момент сигнал в рубанку оповещения, и оттуда в традиционную магистраль. Ниспорядный насос работает сам на себя. В рубанку сгорания топливо не поступает. Через 65 секунд после подачи команды "Тянилка" сработает реле выключения двигателя (предварительная команда) и еще через 5 секунд — главная команда на выключение двигателя.

Происходит отделение боковой части. С этого момента начинается падение парашютистов и заканчивается это падение на 200<sup>м</sup> секунде, если стреляет на полную дальность; и на 140<sup>м</sup> секунде — если стреляет на минимальную дальность.

До момента вылета корпуса разветв (без боковой части) над парашютистом остаются клапаны: ВП-2; ВС-3; РС-4. При вылете корпуса на грунт — срабатывает система закрытия корпуса.

В момент выключения двигателя прекращается работа всех приборов системы управления, в том числе приемника боковой радиокоррекции. На высоте 40 — 45 км. рули перестают работать, т.е. 10% дальности обеспечивается управлением, а 90% — разветв летит как неуправляемая. (Угол падения боковой части равен ~ 60°).

"/. При АВП (аварийном выключении — обеспечивается вся электрическая схема (все клапаны закрываются)"/.

Подготовка

РЕКЕТЫ "Р-2" НА ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОМОЩИ.

Существуют две версии: техническая и стартовая.

~~SECRET~~

- 
- Задачи :
- 1). Проверить общее техническое состояние ракеты (укомплектованность, отсутствие змятин, электро-монтаж).
  - 2). Проверить техническое состояние приборов управления и взрывных устройств.
  - 3). Проверить систему управления и автоматику двигательной установки.
  - 4). Произвести подготовку аккумуляторных батарей.
  - 5). Сделать заключение о пригодности данной ракеты к предстартовому испытанию.

----- " -----

На технической позиции развертывается два пункта (на каждом по 1<sup>й</sup> палатке) проверки и ремонта мастерская с зарядно-аккумуляторной станцией.

Работу на пункте проверки производит отделение технической батареи. (Отделение состоит из 2<sup>х</sup> расчетов).

" Расчет автономных испытаний приборов системы управления и взрывательных устройств - 11 человек;

" Расчет горизонтальных испытаний ракеты - 18 человек.

----- " -----

" Объем работ на пункте проверки :

- а). развертывание и подготовка оборудования к проверкам;
- б). автономные проверки приборов управления и взрывных устройств;
- в). горизонтальные испытания ракеты.

----- " -----

Автономные проверки системы управления включают в себя :  
(на технической позиции)

- 1). Определение токов трогания рулевых машинок.
- 2). Проверку цепей синхронизации рулей N2 и N4  
— (II и IV).

~~SECRET~~

- 
- 3). Проверку цепей автомата стабилизации.
  - 4). Проверку программы ПТР и БПУ.
  - 5). Проверку цепей интегратора.
  - 6). Проверку цепей перехода с наземного на бортовое питание.

(Вместо гиросрабров подключают эквивалент; вместо интегратора - также эквивалент).

Проверка наземной испытательной аппаратуры производится с помощью эквивалента бортовой сети (ЭБС).

----- " -----

Горизонтальные испытания включают :

(на технической позиции).

- 1). Проверку герметичности кислородной и спиртовой системы;
- 2). Автономную проверку автоматики двигательной установки;
- 3). Автономную проверку системы управления.
- 4). Комплексные проверки.
- 5). Заключительные операции.

----- " -----

Горизонтальные испытания особо выделяют две генеральные проверки : (на стартовой позиции)

1<sup>я</sup> генеральная проверка : проверка системы управления и автоматики двигательной установки при имитации выстрела.

2<sup>я</sup> генеральная проверка : проверка системы управления автоматики двигательной установки с выключением двигателя по АВД (аварийное выключение двигателя).

----- " -----

Автономная проверка системы управления при горизонтальных испытаниях включает 7 <sup>0</sup> проверок : (на стартовой позиции)

- 1<sup>я</sup> проверка : проверка напряжения преобразователей и ВКН;

~~SECRET~~

[REDACTED]

2<sup>я</sup> проверка : проверка интегратора (проверка срабатывания магнитного реле и идентичности работы интегратора) -- зарядка на 60 секунд и разрядка одинарным током -- 4 раза заряжается и разряжается, т.е. проводится 4 цикла (6070,3").

3<sup>я</sup> проверка : проверка определения токов компенсации самохода рулевых машинок (механического самохода и электрического самохода).

4<sup>я</sup> проверка : проверка синхронизации рулей II и IV.

5<sup>я</sup> проверка : проверка цепей автомата стабилизации.

6<sup>я</sup> проверка : проверка БПУ (бортового пневмо-устройства) с помощью эквивалента передающего устройства (ЭПУ-2).

7<sup>я</sup> проверка : проверка обогрева редуктора ПГГ - парогазогенератора.

-----"-----  
Эту, вторую проверку системы управления (т.е. её повторяют) производят как правило на стартовой позиции.

-----"-----  
Подготовка

ракеты "Р-2" на стартовой позиции.

- Задачи :
- 1). Произвести монтаж взрывных устройств и стыковку боевой части с корпусом.
  - 2). Проверить состояние системы управления и автоматики двигательной установки.
  - 3). Заправить ракету (изделие) компонентами топлива.

~~SECRET~~

- 
- 4). Настроить интегратор.
  - 5). Назвести ракету на цель.
  - 6). Произвести выстрел.

----- " -----

Для выполнения этих задач на стартовой позиции разворачивают пункт монтажа и перегрузки и стартовую площадку.

Подготовка ракеты на пункте монтажа и перегрузки выполняется -

- 1). Монтажным отделением стартовой батареи -- в отделении 12 человек расчета и 1 офицер.

На стартовой позиции находятся еще три отделения стартовой батареи :

- 2). Стартовое отделение стартовой батареи -- 21 человек расчета и 2 офицера;
- 3). Двигательное отделение -- 15 человек расчета и 3 офицера;
- 4). Электроогневое отделение -- 16 человек расчета и 4 офицера.

----- " -----

Подготовка ракеты на стартовой позиции включает :

- а). разворачивание оборудования и подготовка к проверкам;
- б). автономную проверку системы управления;
- в). настройку интегратора;
- г). 1<sup>ю</sup> и 2<sup>ю</sup> генеральные проверки;
- д). заправку ракеты рабочими компонентами;
- е). наведение ракеты на цель;
- ж). заключительные операции и выстрел.

----- " -----

~~SECRET~~

Заправка ракеты рабочими компонентами.

Последовательность заправки : спирт -- кислород -- перекись водорода.

Около ракеты устанавливаются три автозаправщика "8Г14"; две цистерны заправщика "8Г15"; подогреватель заправщика перекиси "8Г24".

Заправка спиртом.

Открывается предохранительный спиртовой клапан.

Включаются насосы 2<sup>х</sup> автозаправщиков.

Устанавливается давление 2-2,5 атмосферы.

После, заправляют 800-1.000 литров спирта; проверяют нет-ли течи. После включают 3<sup>й</sup> автозаправщик.

Заправка кислородом.

Перед заправкой охлаждают шланги и кислородный бак ракеты.

Повышают давление с 0,9 до 2 - 2,2 атмосфер.

Когда в 1 <sup>ой</sup> цистерне заправщика останется до 1.000 кг.

кислорода -- включают 2<sup>ю</sup> цистерну. После заправки 8.800 кг.

-- понижают давление во 2 <sup>ой</sup> цистерне до 1,1 - 1,5 атмосфер.

Заправку продолжают до перелива через дренажный клапан, после сбрасывают давление и закрывают наполнительный клапан.

\*/. Бригада "Р-2" имеет возимый запас кислорода равный 175 тонн. Этого количества хватает для заправки 14 ракет\*/\*.

Заправка перекисью водорода.

Перекись водорода при t° ниже +25° подогревают горячей водой до +30°.

При t° свыше 40° производят охлаждение перекиси холодной водой.

При t° окружающей среды ниже -10°, производят подогрев торового баллона горячим воздухом.

После окончания заправки ракеты перекисью подключают ПУВ-1 и ПУВ-2 к ракете.



~~SECRET~~

Заключительные операции включают :

- 1). Проведение контрольной проверки системы управления.
- 2). Наводку ракеты в цель; контроль наводки.
- 3). Подключение ЖЗУ.
- 4). Пуск ракеты.

Контроль проверка системы управления складается из : прогона рулевых машин; проверки БПУ; усреднения зоны тока трогания рулевых машин.

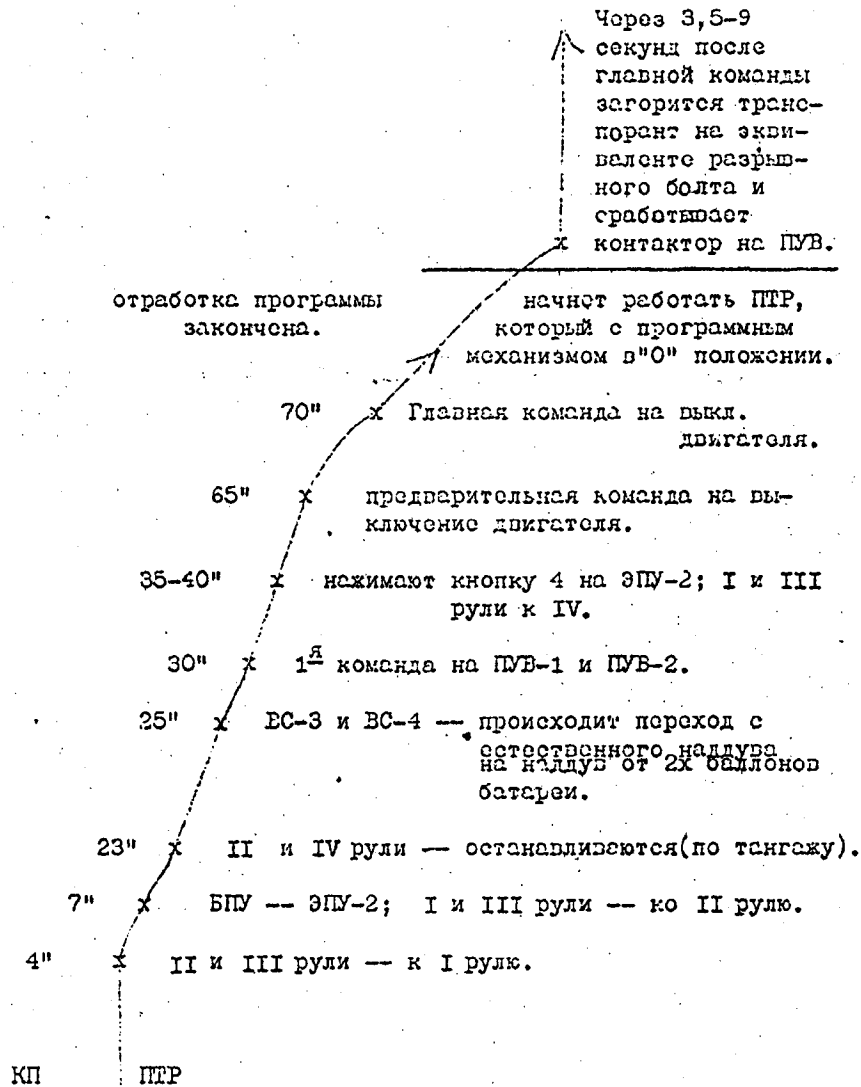
Перед прогоном рулевых машин включают умформеры. Поочередно нажимают кнопки :  $\pm$ "тангаж" и  $\pm$ "рыскание".

Проверка БПУ заканчивается в определении командных токов по пд при отсутствии сигналов. Величина командного тока должна быть не более  $\pm 3$  мА.

Осреднение зоны токов трогания рулевых машин делается для выравнивания токов трогания в обе стороны.

После, ракету наводят в цель. Подключают ЖЗУ. Закрывают люки. Рули устанавливают на фиксаторы пускового стола. Все уходит в укрытие. Докладывают о готовности командиру дивизиона. Дается команда на пуск ракеты.

Схема испытаний :



"/. " -- секунды "/.

SECRET

Разное :

\*%.к ракете "Р-2"\*/.

1). Метода управления полета ракеты с помощью радио-средств :

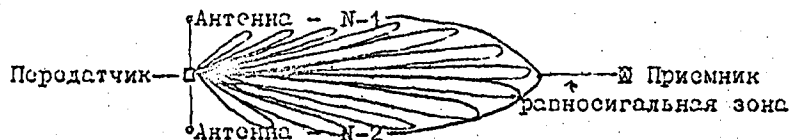
- а). БРК -- боковая радиокоррекция для удержания ракеты в плоскости стрельбы -- "Р-2".
- б). СУД -- система управления дальностью.
- в). РКТ -- радио-контроль траектории.
- г). СТК -- система телеконтроля.

2). БРК: -- бортовая радио-аппаратура на ракете "Р-2" и наземная аппаратура в 20-40 км. зади пускового стола с ракетой "Р-2".

Используются ультркороткие волны длиной до 10 метров. Наши системы работают на волне длиной равной 3 метрам (100 мгц), имея 8 рабочих волн.

В системе БРК используются две одинаковых антенны, разно<sup>се</sup>зные на 100 метров друг от друга. Длина лепестка излучающей антенны равна 100 км. Антенны питаются одновременно током, который находится в фазе (т.е. для источники).

Поворот лепестка осуществляется сдвигом фазы; угол равен  $120^{\circ}$ . Полный период равен 50 периодам в секунду -- это частота модуляции, т.е. 50 раз в секунду меняется отставание опережающих фаз. Амплитудная модуляция является "окраской" каждого лепестка. Для каждого лепестка своя модуляция.



~~SECRET~~

[REDACTED]

3). Дивизион "P-1" и "P-2" состоит из 2<sup>А</sup> стартовых батарей и 3<sup>Х</sup> технических батарей. В каждой стартовой батарее по 1<sup>У</sup> (одному) пусковому столу. Запн дивизиона равен 2 ракетам. Скорострельность : 5 .. 6 часов -- 1 пуск.

4). На полную геодезическую подготовку стрельбы требуется для "P-1" и "P-2" -- 4 - 5 суток.

5). Высота траектории в управляемых ракетах - от 77 до 160 км.  
Высота активного участка от 32 до 45 км.

== Ракета "P-2" производится в настоящее время в больших количествах. Способ производства - конвейеризационный.

== Ракеты : "P-5"; "P-7" и "P-9" -- по устройству очень схожи (имеют большое сходство) с устройством ракеты "P-2" и отличаются только большими размерами (чем "P-2") и большими дальностями полета.