

SECRET

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

2872

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.

COUNTRY USSR

REPORT NO.

SUBJECT Technical Data on the R-11
Tactical Ballistic Missile

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.

C H I C K A D E E

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

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

~~SECRET~~

~~SECRET~~

of Special Importance

Guided Missile "R-11" (8A61)

Description

1. The missile is of a tactical-operational type - "surface-to-surface". The warhead is not separable. Two types of warheads exist - one with a conventional charge and one special (atomic - the designation of the special warhead is 8K11). A liquid fuel rocket engine is installed in the missile. The fuel employed is kerosene "T-1" and the oxidizer used is a mixture with a nitric acid base, "AK - 20 I". Its composition is 74 - 78% nitric acid; nitrogen tetroxide - 18 - 22%; water, produced during the reaction - 3%; iodine (inhibitor) - 1%.

In addition to the basic fuel a starting fuel, "TG-02" - "tonka", is used. Its composition is: 50% Ksilidin and 50% tri-ethylamine. The fuel tanks have a supporting construction. The system of fuel feed is forced (vytesnitelnaya). Method of missile production - conveyorized.

Layout of R-11

2. Warhead -- wet-cell battery of the oxidizer pressure tank - oxidizer tank - instruments of the guidance system - wet-cell battery of the fuel pressure tank (ZhAD) - fuel tank - spherical tank for compressed air - compartment for the starting fuel - combustion chamber - four gas-operated control vanes - instruments of the guidance system - four stabilizers.

Characteristics of the Missile

3. Missile range - 290 - 300 km.

Missile range with an atomic warhead - 150 km.

Overall length of missile - 10.5 meters

Wingspan of stabilizers - 1.8 meters

Weight at launch - 5.3 tons

Weight of warhead - 0.7 tons

~~SECRET~~

[REDACTED]

Weight of oxidizer - 2.8 tons

Weight of fuel - 0.8 ton

Dry weight of missile - 1.7 tons

Weight of airframe without warhead (but including the weight of the guidance instruments) - 1 ton

Weight of starting fuel - 18.5 kg.

Thrust on the ground - 8.3 tons

Thrust in space - 9.8 tons

Specific thrust on the ground - 227 kg. per second

Oxidizer consumption per second - 30 kg.

Fuel consumption per second - 8 kg.

Engine operating time - 92 seconds

Pressure in the combustion chamber - 24 absolute atmospheres

Pressure in the tanks - 35 atmospheres plus (izbytochnykh)

Unit Organization

4. The "R-11" battalion has three launching batteries. Each battery has two launch pads. The battalion salvo is six missiles. The rate of fire is two hours for one launching.

Warhead

5. The warhead consists of:

The nose fuze, the detonator, the body, the explosive material (VV), the base fuze, cables, and the apparatus controlling the fuzes. The nose and base fuzes - are of an electrical type; contact action.

VV type "TGAG-5" consists of:

trotil 60%, hexogen 24%, aluminum 16%. In addition to this 100% mixture the explosive substance receives a 5% covering (golovaksa)

SECRET

[REDACTED]

(chloro - naphthalene).

Overall weight of the explosive charge - 530 kg. The shell container of the warhead has three layers, a steel jacket - 2.5 mm, an asbestos carton-415 mm., a steel jacket - 1 mm.

By means of this protective arrangement of the warhead the temperature at the surfaces of the explosive material does not exceed 80°, that is N - (normal).

6. The propulsion unit consists of the following components:

- 1) Combustion chamber
- 2) Fuel tank
- 3) Fuel feed assembly
- 4) Oxidizer tank
- 5) The oxidizer feed assembly
- 6) The distribution net
- 7) Air-apparatus assembly
- 8) Automatic apparatus of the engine assembly (pyrovalves, diaphragms, pressure relays, throttle unit, robot)
- 9) Apparatus of the engine assembly (piping system, delivery discs (raskhodnaya shayba), feed and drainage valves)

The following atomizers are used: ball-valve type, jet, and centrifugal. The orifice diameters are from 0.7 to 1.5 -2.0 mm.

7. The combustion chamber has a construction consisting of point connections. The chamber has a combined cooling system (circulation cooling and internal cooling - a vapor curtain). This cooling system permits the maintenance of 500 - 600° C. temperature. Four times the quantity of oxidizer consumption to fuel consumption is used. The basic reaction is:



[REDACTED]

[REDACTED]

In addition to the basic reaction - the following reactions also take place:

1. $CO_2 \rightleftharpoons CO + \frac{1}{2}O_2 - Q$ calories
Heat dissipation
 2. $H_2O \rightleftharpoons H_2 + \frac{1}{2}O_2 - Q$ calories
 3. $H_2 \rightleftharpoons H + H - Q$ calories
 4. $O_2 \rightleftharpoons O + O - Q$ calories
- } Combination takes place
with pressure change

If an excess of oxidizer is used, then a reaction of dissociation takes place during which the loss of heat is greater, that is, by changing the relation between the combustion components it is possible to regulate the temperature in the combustion chamber (the process of movement to the left).

8. The pressure in the compressed air tank is equal to 200 atmospheres. The reducer lowers this pressure to 36.5 atmospheres; the pressure in both tanks is constant and equal to 35 atmospheres.

The automatic throttle is used to vary fuel consumption per second. The thrust is equivalent to 8 tons; it is not possible to attain such a thrust at once. The throttle permits this thrust to increase over a period of one second.

At first the missile is filled with kerosene and later with the oxidizer. The loading of the starting fuel takes place at the launching site, that is, the fueling of the missile is accomplished from the bottom to the top.

Preparation of the "R-11" Missile at the Technical Site

9. Tasks

- 1) To test the technical condition of the equipment for ground control; the fuzing mechanism; the propulsion unit; the guidance system.
- 2) To load the missile with the basic working fuel components.
- 3) To perform the joining of the warhead to the missile airframe.

[REDACTED]

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

The preparation of the missile at the technical position consists of the execution of work at the testing point; the loading point; and the assembly point.

10. At the testing point the equipment is disassembled and prepared for testing. Individual tests are made on every unit of the guidance system and fuzing equipment; the horizontal testing of the missile takes place.

Two work areas are set up at the testing point. At Work Area No. 1 equipment is set up for the testing of the propulsion system.

- a) Console "8G04" is used for filling the spaces of the engine assembly with compressed air; for checking pressure; for testing the operation of the electro-pneumatic valves. This set has 8 valves, six manometers, a voltmeter, and an ammeter.
- b) Equipment "8G05" consists of: crosspieces, manometers, and stands which are used to fill the spherical tank with compressed air.
- c) Equipment "8G06" - used for checking the correct settings of the reducer, and consists of: a master manometer reading up to 60 atmospheres, a T-pipe, valves, filler (shutser), a stand.

At Work Area No. 2: Set up with a console, an auxiliary console, a mock-up of the missile's electrical circuit, and a console for checking the insulation of the cable net.

Horizontal Testing of the Missile at the Technical Position Includes:

11. I. Execution of the pneumo-testing of the engine assembly.
II. The testing of the guidance system.
III. The performance of primary and secondary complex tests.
IV. Execution of final operations.
12. I. The Tasks of Pneumatic Testing of the Propulsion System:
 - 1) To check the hermetic seal of threaded and flanged connections.
 - 2) To assure that diaphragms are intact.

~~SECRET~~

- [REDACTED]
- [REDACTED]
- 3) To check the hermetic condition of the drainage and filling valves.
 - 4) To check the correct setting of the reducer.
 - 5) To check the operation of the pneumatic valves.
 - 6) To check the hermetic seal of the intake valves.

In performing pneumatic tests the following are also used:

- (a) Dampers of the combustion chambers
- (b) Filling and draining equipment
- (c) Hoses for low pressure. (up to 50 atmospheres) - black color and hoses for high pressure: - red color

Program for Pneumatic Testing of the Propulsion System:

13. First test: The hermetic seal of the threaded and flanged connections of the pipe system from the pneumatic system reducer to the intake valve is tested - for this compressed air is fed, the fillers are soaped and the air is actuated.

Second test: Consists of checking the hermetic seal of the high-pressure pipe system; checking the operation of the EPK; and checking the correct setting of the pneumatic assembly reducer.

Third test: Consists of checking the engine assembly.

Fourth test: Consists of checking the intactness of the diaphragms and the hermetic seal of the hand valves. (This test is based on the principle of pressurizing one side of the diaphragms and soaping the other. To do this the pressure in the engine assembly goes up to 2-2½ atmospheres.)

14. II. Testing the guidance system consists of:

- 1) Checking the feed rate with testing devices.
 - 2) Check the pickup current of the steering motors.
 - 3) Check the functioning of the stabilizer robot.
 - 4) Checking the accelerometer and its preparation for the first complex test.
- [REDACTED]

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

During the preparation, auxiliary console 8N046 is engaged with plug connectors: Sh-31; Sh-32; Sh-763/74, 75, 76.

Program for Testing the Guidance System

15. First test: Checking the pickup current of the steering motors. This consists of: checking the limits of the command current by equalizing potentiometers; elimination of shunt-running (samokhod) and the determination of the compensating currents of shunt-running; determinations of pickup currents - the arrow fluctuations on the manometer must be 1.5 ± 3 amperes.

Second test: This is for the purpose of checking the stabilizer robot. This consists of the determination of the correct setting for rudder movement, and determination of the output currents of the amplifying transformer.

Third test: Checking the proper functioning of the accelerometer. This test comprises determination of the voltage of operation of the magneto relay of the accelerometer; checking the correlation of operation in discharging single and dual currents (i.e. checking the performance of the compensating coils);

The accelerometer is discharged; then it is charged for sixty seconds, and is discharged by a single current. Then three more cycles of charges are made for sixty seconds. The time for discharging the fourth cycle must be made within the limits of 60 ± 0.3 seconds. The period of discharge between the third and fourth cycles should not exceed 0.1 seconds.

With dual current: the accelerometer is charged for sixty seconds. The time of discharge of the fourth cycle must remain within the limits of 43.5 ± 1.2 seconds. The time for discharge between the third and fourth cycles should not exceed 0.1 seconds.

III. The First Complex Test (Testing Area No. 2)

16. This test is to check the operation of the guidance system and the operation of automatic components of the propulsion system.

A check of the pyrocartridges of the fuzing mechanism - is simulated by the illumination of bulbs on the panels of console 8N046 (see the operating diagram on Page 11 ff.)

The Second Complex Test

The purpose is to check the reliability of shutting down the engine assembly by means of the emergency system by the use of Cut-offs One and Two (see Page 11 ff).

~~SECRET~~

17. IV. The-Final Operations

- 1) Adjustment of the gyro-plate.
- 2) Installation of gas-jet vanes.
- 3) Gyroscopes are installed on the gyro-plate and are fastened to the missile chassis.
- 4) Plug connections of console 8N046 are disconnected from the chassis.
- 5) The simulated cable of the chassis is disconnected.
- 6) The cable circuit is checked.
- 7) The airlocks are closed and sealed.
- 8) The test results are registered in a missile testing log-book.

After this the missile is transported to the fueling point.

Operations at the Fueling Point

18. Two working areas are organized at this point. The fueling of the missile with kerosene ("T-1") and oxidizer ("OK-20I") [sic, AK-20I] and the filling of the tank with starting fuel ("TG-02") take place. Maximum loading speed is 250 liters per minute.

Operations at the Assembly and Joining Point

19. The missile arrives on a carrier "8T-113". The warhead is brought up in a special container. Erector crane "8T-22" is set up. The fuzes are also delivered to this point in special packaging. The nose and base fuzes are installed in the missile. The joining of the warhead to the missile takes place. The connecting surfaces are smeared with a fireproof substance.

Preparation of the Missile at the Launching Position

20. Personnel Strength of a Firing Battery: Two launching sections of twenty men each; electrical-firing section, 12 men; a platoon of compressor and battery charging station - eight men.

At the launching position the apparatus required is mounted in trucks.

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

Sequence of Operations:

(The gyroscopic instruments are already mounted in the missile).

- 1) Inspection of the engine assembly and guidance system takes place;
- 2) A check of the insulation of the cable network is made by means of an ammeter.
- 3) The missile is mounted on the launch pad.
- 4) The verticality of the missile is checked.
- 5) The storage battery is installed in the missile.
- 6) The collimator is fixed upon the point designated by the geodetic personnel and a sight is taken on the surveyed point in the direction of firing.
- 7) The missile, with stabilizer surfaces I and III, is aimed at the target.
- 8) If wind velocity exceeds 10 meters per second, storm moorings are attached.
- 9) The ground cable circuit is connected to the missile;
- 10) The gasoline-electrical generator and a quartz generator are started.

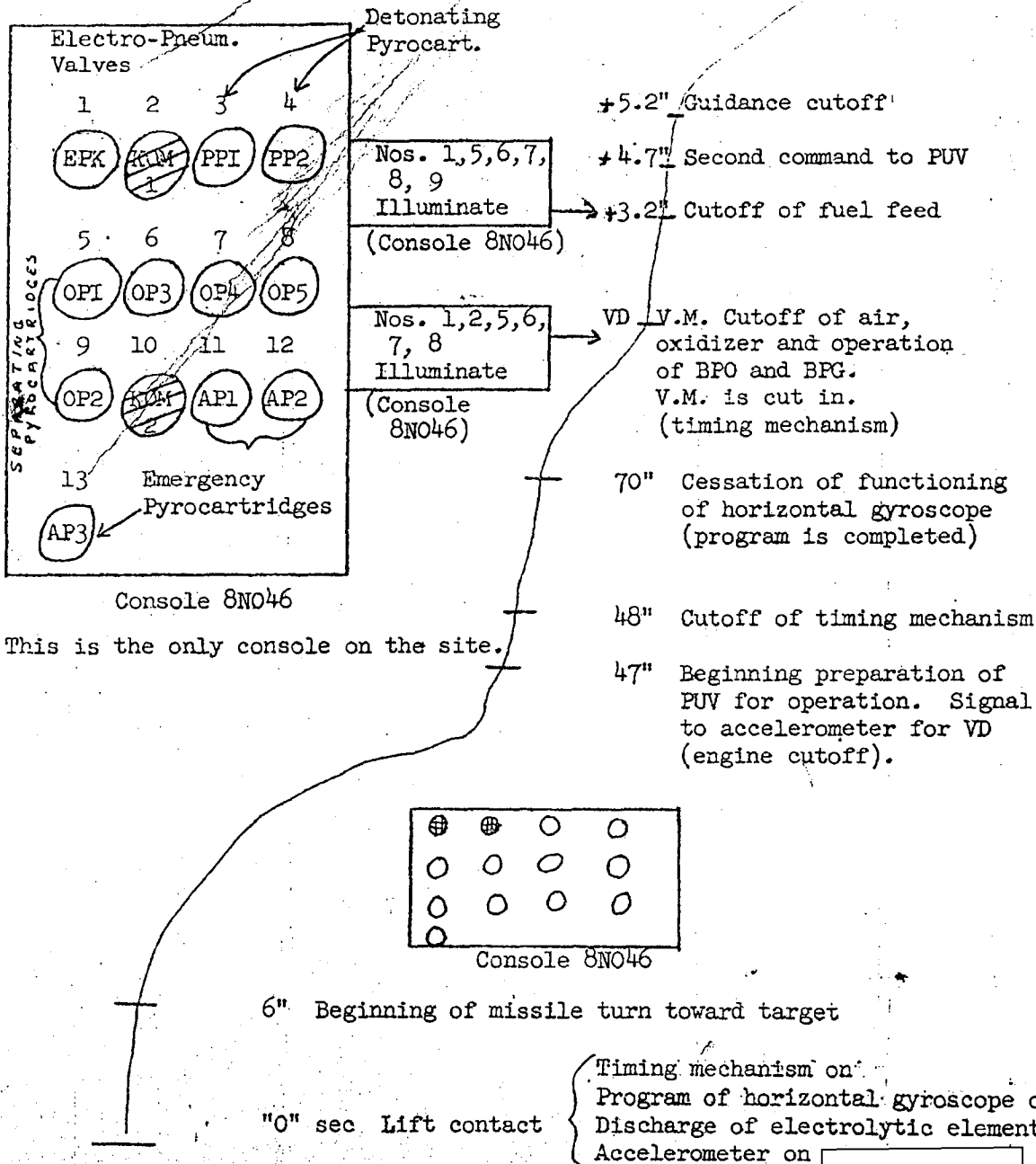
The following also take place: A check of the pyrocartridges; the independent check of the guidance system; the first general and second general checks (the general checks are analogous to those described above). After that the final operations and launch.

21. Geodetic preparation: Three days are required to complete the full geodetic preparation for firing the R-11 missile.

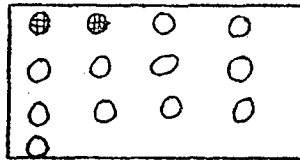
[REDACTED]

Operation of Elements of the Guidance System and Engine Assembly of Article 8A61 (Missile R-11)

During Flight



Console 8N046
This is the only console on the site.

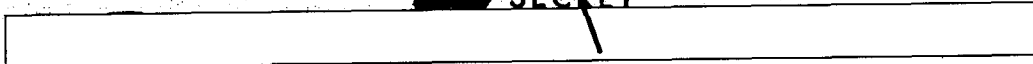


6" Beginning of missile turn toward target

"0" sec Lift contact

Timing mechanism on
 Program of horizontal gyroscope on
 Discharge of electrolytic elements
 Accelerometer on

~~SECRET~~



Upon firing

"Main"

Release of gyroscopic apparatus

Release of separable couplings **MAIN**
(Transfer ignites)

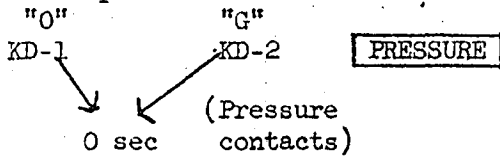
Activation of EPK

1	2	3	4
0	0	0	0
5	6	7	8
0	0	0	0
9	10	11	12
0	0	0	0
13			
0			

Console

Beginning of operation BPO and BPG
(Block for delivery of "O" and "G" (ZhAD))

Increase pressure in tanks



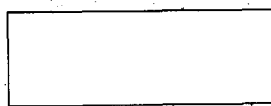
- 1 sec
- 2 sec
- 3 sec
- 3.5 sec - cut in PP2
- 3.9 sec - cut in PF1
- 4 sec

1	2	3	4
0	0	0	0
5	6	7	8
0	0	0	0
9	10	11	12
0	0	0	0
13			
0			

Console
8N046

Cessation of timing mechanism

THRUST



~~SECRET~~

During Emergency Shutdown of Engine

In case:

- 1) Fire breaks out on board.
- 2) If only one fuel component feeds into the combustion chamber.
- 3) Within 10 seconds after the command "main" (if by this time pressure indicators have not operated).
- 4) Within 17 to 20 seconds after the command "main" if launch has been delayed.

"Cut-off 1"

Cessation of supply of oxidizer, air and the operation of BPO, BPG, and the guidance system:

(OP1) - (OP3) - (OP4) - (OP5) ; (EPK) ----> cut out

Note:

Console 8NO46 - one for all operations.
Red color - bulbs light;
blue - off.

"Cut-off 2"

Cessation of supply of fuel.
Loss of pressure of tanks "O" and "R" and of the sphere of the pneumoblock.

Console (8NO46) ----> (OP-2) (AP-1) (AP-2) (AP-3) ; (EPK) -> cuts off

1	2	3	4
○	○	○	○
5	6	7	8
○	○	○	○
9	10	11	12
●	○	●	●
13			
●			

~~SECRET~~

Совершенно секретно.

Особой важности.

Управляемая ракета

"Р-11" (8А61) -- способ производства
ракеты - конвейери-
зационный.

Ракета оперативно- тактического назначения.

"Земля-земля". Боевая часть - неотделяющаяся. Существует два образца боевой части - с обычным зарядом и со специальным (атомным) -- индексация специальной боевой части - 8К11).

На ракете установлен жидкостной реактивный двигатель. В качестве горючего используется керосин "Т-1", а в качестве окислителя - смесь на основе азотной кислоты "АК-20И"; состав ее : азотная кислота - 74-78%; четырехокись азота 18-22%; вода, получаемая при реакции - 3%; иод (ингибидор) -- 1%.

Кроме основного горючего используется пусковое горючее "ТГ-02" -- "тонка".

Состав его : ксилитин - 50% и триэтиламин - 50%. Топливные баки имеют несущую конструкцию.

Система подачи топлива - вытеснительная.

Блок схема ракеты "Р-11" :

Боевая часть -- жидкостной аккумулятор давления бака окислителя -- бак окислителя -- приборы системы управления -- жидкостной аккумулятор давления бака горючего (ЖАД) -- бак горючего -- шаровой баллон для сжатого воздуха -- емкость для пускового горючего -- камера сгорания -- четыре газовых руля -- приборы системы управления -- четыре стабилизатора.

SECRET

Полная длина ракеты - 10,5 метра.
Размах стабилизаторов - 1,8 метра.
Стартовый вес - 5,3 тонны
Вес боевой части - 0,7 тонны.
Вес окислителя - 2,8 тонны.
Вес горючего - 0,8 тонны.
Сухой вес ракеты - 1,7 тонны.
Вес корпуса ракеты без боевой части (с весом приборов управления) - 1 тонна.
Вес пускового горючего - 18,5 кг.
Дальность полета ракеты 290-300 км.
Цельность полета с атомным зарядом - 150 км.
Тяга на земле - 8,3 тонны.
Тяга в пустоте - 9,8 тонн.
Удельная тяга на земле - 227 кг/сек.
Секундный расход окислителя - 30 кг.
Секундный расход горючего - 8 кг.
Время работы двигателя - 92 секунды.
Давление в камере сгорания - 24 абсолютных атмосфер.
Давление в баках - 35 атмосфер
(избыточных).

Дивизион "Р-11" имеет три стартовых батареи. В одной батарее 2 пусковых стола. Залп дивизиона равен 6 ракетам.
Скорострельность - 2 часа - один пуск.

----- " -----
Боевая часть состоит из : головного взрывателя, детонатора, корпуса, взрывчатого вещества (ВВ), донного взрывателя, кабеля, прибора управления взрывателями. Головной и донный взрыватели - электрического типа; контактную.

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

ВВ марки "ТГАГ-5" : тротил 60%; гексоген - 24%; алюминий - 16%. Сверх 100% -- в ВВ добавляют 5% головакса (хлорного нафталина).

Общий вес ВВ - 530 кг.

Корпус боевой части трехслойный :

- Стальная оболочка - 2,5 мм.)
- асбестовый картон - 415 мм.)
- стальная оболочка - 1 мм.)

В результате этой защитной меры боевой части, t° на поверхности ВВ не превышает 80° , т.е. Н - (нормальная).

----- " -----

Двигательная установка состоит из следующих элементов :

- 1). Камеры сгорания; 2). Бака горючего; 3). Блока подачи горючего; 4). Бака окислителя; 5). Блока подачи окислителя; 6). Распределительного узла; 7). Воздушно-арматурного блока; 8). Автоматики двигательной установки (пироклапаны, мембраны, реле давления, дроссель, автомат); 9). Арматуры двигательной установки (трубопроводы, расходные шайбы, запорочные и дренажные клапаны).
- " -----

Используются следующие форсунки : шнекового типа, струйные и центробежные. Размер отверстия - от 0,7 до 1,5-2 мм.

----- " -----

Камера сгорания имеет конструкцию с точечными связями. Камера имеет комбинированную систему охлаждения (проточное охлаждение и внутреннее охлаждение - паровая завеса. Это охлаждение позволяет иметь t° 500° - 600° С.

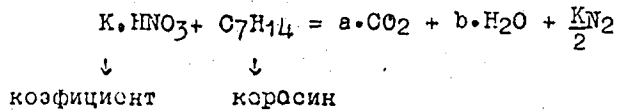
Используется четыре расхода окислителя к одному расходу горючего.

[REDACTED]

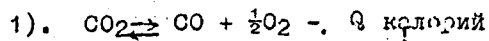
~~SECRET~~

[REDACTED]

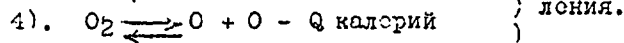
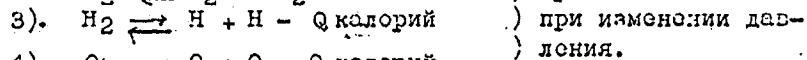
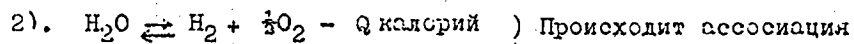
Основная реакция :



Кроме основной - идут и следующие реакции :



↓
поглощено
тепла.



Если окислителя в избытке, то имеет место реакция диссоциации при которой потери тепла больше, т.е. изменяя соотношение компонентов топлива, можно регулировать t° в камере сгорания (процесс сдвига влево).

----- " -----

В баллоне со сжатым воздухом давление равно 20С атмосферам. Редуктор снижает давление до 36,5 атмосфер. Давление в обоих баках - постоянное и равно 35 атмосферам.

----- " -----

Дроссель автомат предназначен для изменения секундного расхода горючего. Тяга равна 8 тонн. Сразу нарастить такую тягу нельзя. Дроссель позволяет эту тягу нарастить в течение 1 секунды.

----- " -----

Ракета вначале управляется керосином, после окислителем.

Заправка пусковым горючим происходит на стартовой позиции, т.е. заправка ракеты идет снизу - вверх.

----- " -----

~~SECRET~~

Подготовка

ракеты "Р-11" на технической позиции.

- Задачи :
- 1). Проверить техническое состояние приборов наземного управления; взрывательных устройств; двигательной установки; системы управления.
 - 2). Заправить ракету основными рабочими компонентами топлива.
 - 3). Произвести стыковку боевой части с корпусом ракеты.

----- " -----

Подготовка ракеты на технической позиции складывается из работы на : пункте проверки; пункте заправки и пункте стыковки.

На пункте проверки : разворачивают оборудование и ^{на}подготавливают все для испытаний; проводят автономные испытания приборов системы управления и взрывательных устройств; проводят горизонтальные испытания ракет.

На пункте проверки устанавливают две палатки.

В палатке № 1 : устанавливают оборудование для проведения испытаний двигательной установки :

- а). пульт "8Г04" -- предназначен : для заполнения емкости двигательной установки сжатым воздухом; для контроля давления; для проверки работы электроприводов клапанов. Этот пульт имеет : 8 выключателей, 6 манометров, вольтметр и амперметр.
- б). Приспособление "8Г05", состоит : из крестовины, манометра и кронштейна; предназначенного для заполнения шарового баллона

~~SECRET~~

в). Приспособление "8Г06" -
предназначено для контроля
правильности настройки редуктора.
Состоит : из образцового
манометра -- до 60 атмосфер,
тройника, вентиля, штуцера,
кронштейна.

В палатке № 2 : устанавливают : пульт, вспомогательный пульт,
эквивалент бортовой сети,
пульт для проверки изоляций
кабельной сети.

---- " ----

Горизонтальные

испытания ракет на технической позиции включают в себя :

- I. Проведение пневмо-испытаний двигательной установки.
- II. Проверку системы управления.
- III. Проведение 1-й и 2-й комплексных проверок.
- IV. Проведение заключительных операций.

---- " ----

I. Задачи пневмо-испытаний

двигательной установки :

- 1). Проверить герметичность резьбовых и фланцевых соединений.
- 2). Проверить целостность мембран.
- 3). Проверить герметичность дренажных и наполнительных клапанов.
- 4). Проверить правильность настройки редуктора.
- 5). Проверить работу пневмоклапанов.
- 6). Проверить герметичность заборных вентилей.

~~SECRET~~

*/. При проведении пневмо-испытаний используются также :
а). заглушки камеры сгорания; б). наполнительные и дренажные приспособления; в). шланги для низкого давления (до 50 атмосфер) - черного цвета и шланги для высокого давления - красного цвета */.

Программа пневмо-испытаний двигательной установки :

1^я проверка :

Проверяется герметичность резьбовых и фланцевых соединений трубопровода от редуктора пневматики до вентилей заборный -- для этого подается сжатый воздух, обмыливаются штуцеры и стравливается воздух.

2^я проверка : включает проверку герметичности трубопровода высокого давления; проверку работы ЭПК; проверку правильности настройки редуктора пневмоблока.

3^я проверка : включает проверку ^Рдвигательной установки.

4^я проверка : включает проверку сохранности мембран и герметичность ручных вентилях. (Проверка основана на принципе наддува мембран с одной стороны и обмыливания с другой. Для этого давление в двигательной установке стравливают до 2-2,5 атмосфер).

----- " -----

II. Проверка системы управления включает в себя :

- 1). Проверку режима питания испытательной аппаратуры;
- 2). Проверку токов трогания рудевых машин;
- 3). Проверку функционирования автомата стабилизации;
- 4). Проверку интегратора и подготовку его к 1^й комплексной проверке.

*/. При подготовке подключается вспомогательный пульт "8НО46" штепсельными раз'емами : Ш-31; Ш-32; Ш-763/74, 75,76 */.

Программаиспытаний системы управления

1^я проверка : проверка токов трогания рулевых машин.

Слагается она из : проверки пределов командного тока уравнительными потенциометрами; устранения самоходов и определения токов компенсации самоходов; определения токов трогания -- отклонение стрелки манометра должно быть $1,5 \pm 3$ амп.

2^я проверка : предназначена для проверки цепей автомата стабилизации.

Слагывается она из определения правильности направления движения рулей и определения выходных токов усилителя преобразователя.

3^я проверка : проверка правильности функционирования интегратора продольных ускорений.

Проверка слагается из определения напряжения срабатывания магнитного реле интегратора; проверки идентичности работы при разряде одинарным и двойным токами (т.е. проверки работы обмотки компенсации) :

--- интегратор разряжают; после заряжают на 60 секунд, и разряжают одинарным током.

Производят еще три цикла зарядки на 60 секунд.

Время разрядки $4^{\text{го}}$ цикла должно находится в пределах $60 \pm 0,3$ (секунды).

Время разрядки между 3 и 4 циклами -- не более 0,1 секунды.

Двойным током : интегратор заряжают на 60 секунд. Время разрядки $4^{\text{го}}$ цикла должно находится в пределах $43,5 \pm 1,2$ секунды.

Время разрядки между 3 и 4 циклами не более 0,1 секунды.

~~SECRET~~

III. 1^{ая} комплексная проверка (палатка № 2).

Эта проверка функционирования системы управления и автоматики двигательной установки.

Проверка пиропатронов, взрывательных устройств - имитируется загоранием лампочек на панелях пульта 8НО46 (см. схему работы элементов).

2^{ая} комплексная проверка.

Имеет целью проверить надежность выключения двигательной установки по аварийному каналу с помощью отсечек 1 и 2 (см. схему).

----- " -----

IV. Заключительные операции :

1. Производят юстировку гиروطаты;
2. Устанавливаются газоструйные рули;
3. Гиروطы устанавливаются на гиروطату и подключаются к борту ракеты;
4. Штепсельные разъемы пульта 8НО46 отключаются от борта;
5. Отключается кабель-иммитатора борта.
6. Производится проверка цепей кабеля.
7. Закрываются люки и после опечатываются.
8. Результаты проверок заносятся в журнал испытаний ракет.

----- " -----

После ракеты транспортируется на пункт заправки.

----- " -----

~~SECRET~~

Работа
на пункте заправки.

На пункте организовываются два рабочих места. Производится заправка ракет керосином ("Г-1"), окислителем ("ОК-20И") и заправка бачка пусковым горючим ("ТГ-02").
Максимальная производительность -- 250 литров в минуту.

Работа
на пункте монтажа и стыковки.

Ракета пребывает на тележке "8Т-113". Боевая часть привозится в специальном контейнере. Развертывают кран "8Т-22". (Варьшатели доставляются на этот пункт в специальной упаковке). Устанавливаются на ракету головной и донный варьшатели. Производится стыковка боевой части с ракетой. Места сочленений промазываются огнестойкой замазкой.

----- " -----

Подготовка ракеты на стартовой позиции.

Состав стартовой батареи : два стартовых отделения по 20 человек; электро-огневое отделение - 12 человек; завод компрессорной и зарядно-аккумуляторной станции - 8 человек.

----- " -----

На стартовой позиции используемая аппаратура расположена в автомашине. Последовательность работ : (Гироприборы находятся на борту ракеты). 1). Производится осмотр двигательной установки и системы управления; 2). Производится проверка сопротивления изоляции бортовой кабельной сети с помощью амметра; 3). Ракета устанавливается на пусковой стол;

~~SECRET~~

[REDACTED]

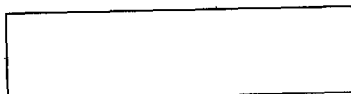
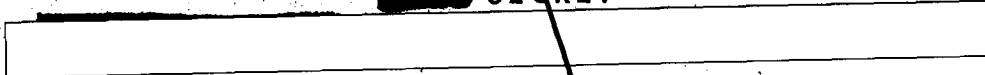
[REDACTED]

4). Проверяется вертикальность установки ракеты; 5). Устанавливается бортовая аккумуляторная батарея; 6). Коллиматор устанавливается над точкой, указанной геодезитами и визируется на бочу основного направления стрельбы; 7). Ракета плоскостями стабилизаторов I и III — наводится в цель; 8). При силе ветра более 10 метров в секунду — устанавливается штормовое крепление; 9). Подключается наземная кабельная сеть к борту ракеты; 10). Запускаются бензо-электрический агрегат и кварцевый генератор.

— " —

Далее проводится : проверка пиропатронов; автономная проверка системы управления; 1^я генеральная и 2^я генеральные проверки (генеральные проверки — аналогичны описанным выше проверкам).
Далее заключительные операции и Пуск !

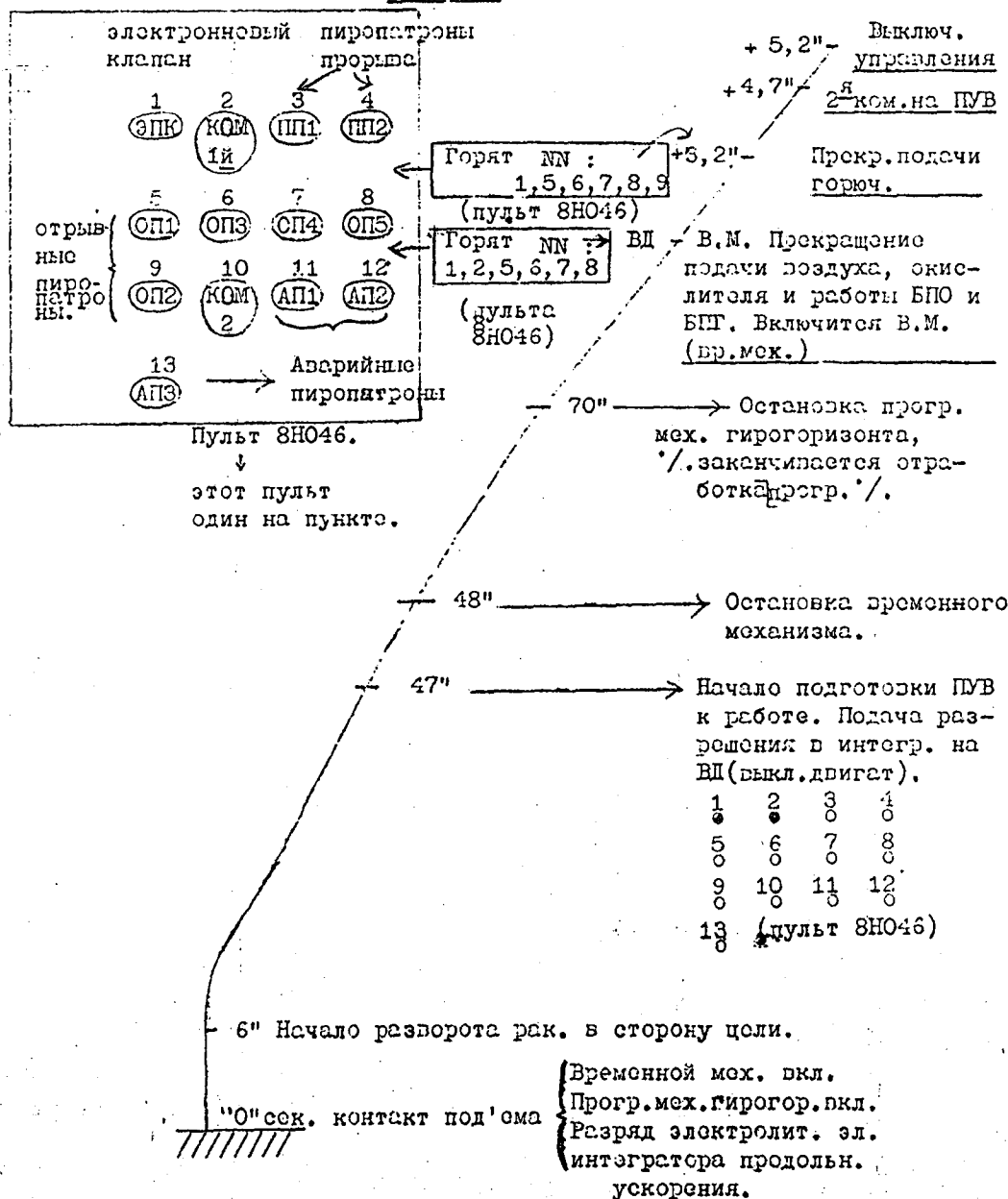
— " —



Работа

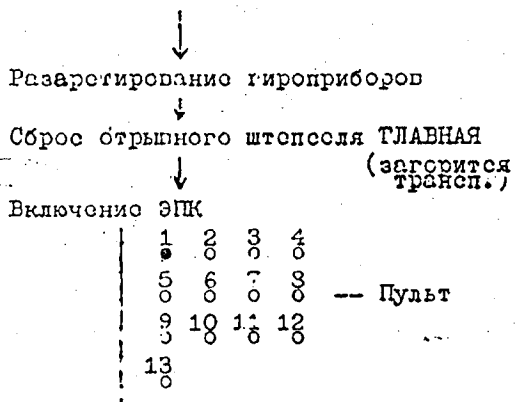
элементов системы управления и двигательной установки изделия
8А61 или Ракеты Р-11.

В полете :

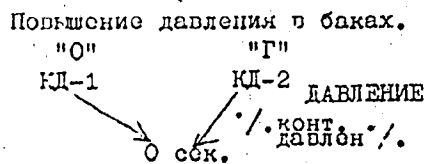


При выстреле :

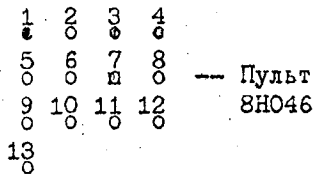
"Главная"



Начало работы БПО и БПГ
(блок подачи "О" и "Г" (ЖАД)).



- 1 сек --
- 2 сек --
- 3 сек --
- 3,5 сек -- Включение ПП2
- 3,9 сек -- Включение ПП1
- 4 сек



Остановка временного мех.

Т Я Г А

SECRET

При аварийном выкл. двигат. :

В случае :

- 1). Если на борту изд. возник пожар.
- 2). Если в камеру сгорания поступает только один компонент топлива.
- 3). Через 10" после подачи ком. "главная" (если к этому времени не сработали сигнализ. давления).
- 4). Через 17 - 20 сек. после подачи ком. "главная" в случае затяжного старта.

"Отсечка 1"

↓
Прекращение подачи окислителя, воздуха и работы ЭПО, БПГ и сист. управл.: ОП1 - ОП3 - ОП4 - ОП5;
ЭПК -- выключится.

Примечание :

Пульт 8Н046 - один на все операции.
Красный свет -- лампочки горят;
синий -- выключаются.

"Отсечка 2"

↓
Прекращение подачи горючего.
Сброс давления из баков "О" и "Р" и из шара пневмоблока.

Пульт (8Н046) → ОП2 АП1 АП2 АП3;

1	2	3	4
0	0	0	0
5	6	7	8
9	10	11	12
0	0	0	0

ЭПК -- выключится.

13
•