

APPROVED FOR RELEASE

1/16/2006

HR 70-14

~~SECRET~~

REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

2868

[Redacted]	
[Redacted]	[Redacted]

COUNTRY USSR

REPORT NO. [Redacted]

SUBJECT Technical Data on the Soviet R-1 Tactical Ballistic Missile

DATE DISTR. 25 February 1962

NO. PAGES 8

REFERENCES RD

DATE OF INFO. Early 1959

PLACE & DATE ACQ. USSR

FIELD REPORT NO. 1

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.

[Redacted]

[Redacted]

[Redacted]

~~SECRET~~

54321

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

GUIDED MISSILE "R-1" (or "8All")

1. The R-1 is a missile of an operational-tactical designation. It was developed during the first years after the war (1946-47). The prototype of the "R-1" was the German long-range rocket "V-2". The next step in missile construction was the development of the "R-2" (or 8Zh38) with improved characteristics.

Data on the "R-1" Missile

2. Missile range - 290 kms.

Overall length - 14.6 meters.

Wingspan of stabilizers - 3.5 meters.

Caliber - 1.65 meters.

Launch weight - 13.5 tons.

Warhead weight - 1 ton (this includes weight of explosive material - 780 kgs).

Oxidizer weight (liquid oxygen "O") - 5 tons.

Fuel weight (75 percent ethyl alcohol) - 4 tons.

Airframe weight without warhead - 3 tons.

Hydrogen peroxide weight - 169 kgs.

Dry weight of missile - 4 tons.

Horsepower of turbo-pump aggregate - 540 horsepower.

Thrust on the ground - 27 tons.

Thrust in space - 31 tons.

Specific thrust - 206 kgs. per second per kg.

Pressure in combustion chamber - 16 absolute atmospheres.

SECRET

[redacted]

Rate of fuel consumption - 58 kgs. per second.

Rate of oxidizer consumption - 74 kgs. per second.

Average missile velocity - 1,514 meters per second.

Vd equals 1.5 km. [range probable error]

Vb equals 1.6 km. [vertical probable error]

Temperature range of engine operation equals -40° C. to plus 50° C.

Basic Differences Between "R-1" and "R-2"

3. The differences are in three groups:

First Group

The engine of missile "R-1" (8A11) is less developed than in missile "R-2" (8Zh38).

Second Group

The construction of missile "R-1" as a whole is less developed.

Third Group

Differences in the guidance system.

4. Missile "R-1" uses a lower calorific fuel, i.e., with a lower specific thrust - 75% ethyl alcohol; but in the "R-2" 92% ethyl alcohol is used. The "R-1" has a lower pressure in the combustion chamber, i.e., for this reason also there is a lower specific thrust.

5. The steam gas generator in the "R-1" has a more complicated structure and larger dimensions than the "R-2". Instead of the single supplementary bottle (torovyy ballon) in the "R-2" the "R-1" has a seven-bottle air battery. The layout of the mechanisms (avtomatika) of the "R-1" has a greater number of elements.

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

The catalyst in the "R-1" is contained in a special container in liquid form, i.e., an extra tank is added. The "R-1" has a non-separable warhead, in connection with which the entire airframe is calculated to the load end of the passive section. The entire airframe of this missile is therefore steel; but the airframe of the "R-2" is made of aluminum (alloy), i.e., it is made of aluminum alloys. In addition to this, the airframe of the "R-1" is made up of reinforcing struts and welds, which increase its weight. As a result, with identical weights the "R-1" airframe can be loaded with 9 tons of fuel, but the "R-2" holds 15 tons.

$$\text{"R-1" ---- Mk} = \frac{9 - w}{13.5 - Q_0} = \sim 0.68$$

$$\text{"R-2" ---- Mk} = \frac{15.5}{20.5} = \sim 0.75$$

↙ which increases range (D) by almost 100 percent.

The alcohol tank in the "R-1" is installed within the airframe, but in the "R-2" the alcohol tank has a supporting construction.

6. Differences in the guidance systems:

The "R-1" does not have a system for lateral radio correction; therefore lateral dispersion is 6 times greater;

-The accelerometer in the "R-1" has less accuracy in determining velocity;

-In the "R-1" the instrument section is located below the nose section, which is inconvenient, and in the "R-2" it is below the oxygen tank.

7. The "R-1" is not now being produced and the stockpile has almost been exhausted for training purposes.

The "R-1" has 8 instruments in the guidance system (and 1 device for detonating the warhead - PUV).

1. Gyroscopic integrator.
2. Vertical gyroscope.

~~SECRET~~

[REDACTED]

[REDACTED]

The catalyst in the "R-1" is contained in a special container in liquid form, i.e., an extra tank is added. The "R-1" has a non-separable warhead, in connection with which the entire airframe is calculated to the load end of the passive section. The entire airframe of this missile is therefore steel; but the airframe of the "R-2" is made of aluminum (alloy), i.e., it is made of aluminum alloys. In addition to this, the airframe of the "R-1" is made up of reinforcing struts and welds, which increase its weight. As a result, with identical weights the "R-1" airframe can be loaded with 9 tons of fuel, but the "R-2" holds 15 tons.

$$\text{"R-1" ---- } M_k = \frac{9 - w}{13.5 - Q_0} = \sim 0.68$$

$$\text{"R-2" ---- } M_k = \frac{15.5}{20.5} = \sim 0.75$$

which increases range (D) by almost 100 percent.

The alcohol tank in the "R-1" is installed within the airframe, but in the "R-2" the alcohol tank has a supporting construction.

6. Differences in the guidance systems:

The "R-1" does not have a system for lateral radio correction; therefore lateral dispersion is 6 times greater;

-The accelerometer in the "R-1" has less accuracy in determining velocity;

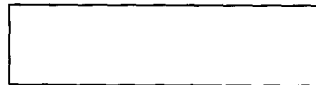
-In the "R-1" the instrument section is located below the nose section, which is inconvenient, and in the "R-2" it is below the oxygen tank.

7. The "R-1" is not now being produced and the stockpile has almost been exhausted for training purposes.

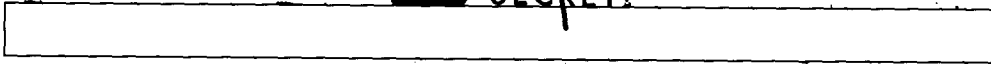

The "R-1" has 8 instruments in the guidance system (and 1 device for detonating the warhead - PUV).

1. Gyroscopic integrator.

2. Vertical gyroscope.



~~SECRET~~

- 
- 
3. Horizontal gyroscope.
 4. Amplifier - transformer.
 5. Steering motors.
 6. Dynamotors (Umformery).
 7. Program sequence switch.
 8. Rectifier of command voltage.

~~SECRET~~

Совершенно секретно.

Особой важности.

Управляемая ракета "P-1"

(или "8A11").

"P-1" является ракетой оперативно-технического назначения. Создана в первые послевоенные годы (1946-47 г.г.). Прототипом "P-1" была немецкая дальнобойная ракета "ФАУ-2". Следующим шагом в ракетостроении было создание ракеты "P-2" (или "8Ж33") с лучшими характеристиками.

Данные ракеты "P-1" :

Полная длина - 14,0 метра
Размах стабилизаторов - 3,5 метра.
Калибр - 1,65 метра.
Стартовый вес - 13,5 тонны.
Вес боевой части - 1 тонна (в том числе вес ВВ - 780кг.).
Вес окислителя - (жидкий кислород "О") - 5 тонн.
Вес горючего (75% этиловый спирт) - 4 тонны.
Вес корпуса без боевой части - 3 тонны.
Вес перекиси водорода - 169 кг.
Вес сухого изделия (ракеты) - 4 тонны.
Мощность турбонасосного агрегата - 540 лошадиных сил.
Дальность полета ракеты - 290 км.
Тяга на земле - 27 тонн.
Тяга в пустоте - 31 тонна.
Удельная тяга - 206 кг.сек./кг.
Давление в камере сгорания - 16 абсолютных атмосфер.
Расход горючего - 58 кг./сек.
Расход окислителя - 74 кг./сек.
Средняя скорость ракеты - 1.514 метров/сек.
Вд - 1,5 километра
Вб - 1,6 километра
Температурный режим работы двигателя от -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$.

~~SECRET~~

Основные отличия "Р-1" от "Р-2"

Отличия сводятся к трем группам :

1-я группа -

В ракете "Р-1" (8А11) двигатель менее совершенен чем в ракете "Р-2" (8Х38).

2-я группа -

В ракете "Р-1" конструкция в целом менее совершенна.

3-я группа -

Отличия в системе управления.

----- " -----

В ракете "Р-1" применяется менее калорийное топливо, т.е. с меньшей удельной тягой — 75% этилового спирта; а в ракете "Р-2" — 92% этилового спирта.

В ракете "Р-1" меньше давление в камере сгорания, т.е. за этот счет также меньшая удельная тяга.

Парогазогенератор в ракете "Р-1" имеет более сложное устройство и большие габариты чем в ракете "Р-2".

Вместо одного газового баллона ("Р-2"), в "Р-1" — 7^и баллонная воздушная батарея.

Схема автоматики "Р-1" включает большое число элементов.

Катализатор в "Р-1" содержится в специальной емкости в жидком виде, т.е. добавлен лишний бак.

Ракета "Р-1" имеет неотделяющуюся боевую часть, в связи с этим весь корпус ракеты рассчитывается на нагрузки конца пассивного участка.

Вось корпус этой ракеты поэтому стальной; а корпус ракеты "Р-2" — сделан из алюминия (сплав), т.е. сделан из алюминиевых сплавов. Кроме того корпус "Р-1" состоит из силового набора и обшивки, что увеличивает его вес.

В результате при одинаковом весе корпус "Р-1" вмещает 9 тонн топлива, а корпус "Р-2" вмещает 15 тонн.

$$\begin{array}{l} \text{"Р-1"} \text{ --- } \text{Кк} = \frac{9 - \text{ш}}{13,5 - \text{ш}} = \sim 0,68, \\ \text{"Р-2"} \text{ --- } \text{Кк} = \frac{15,5}{20,5} = \sim 0,75, \end{array} \left. \begin{array}{l} \text{что увеличивает} \\ \text{дальность (Д)} \\ \text{почти на } 100\%. \end{array} \right\}$$

Спиртовой бак в "Р-1" помещен внутри корпуса, а в "Р-2" спиртовой бак имеет несущую конструкцию.

Отличия в системе управления :- ракета "Р-1" не имеет системы боковой радио-коррекции; поэтому боковое рассеивание больше в 6 раз;

- интегратор продольных ускорений в "Р-1" имеет меньшую точность в определении скорости;

- в "Р-1" приборный отсек расположен под головной частью, что неудобно, а в "Р-2" --- под кислородным баком.

----- " -----

*/. "Р-1" в наст. время не производится, запасы почти рестр. в учебных целях */.

----- " -----

"Р-1" имеет восемь приборов системы управления (и один прибор подрыва боевой части - ПУВ) :

1. Гирокспический интегратор.
2. Гиравертикант.
3. Гиروهоризонт.
4. Усилитель - преобразователь.
5. Рулевые машинки.
6. Умформеры.
7. Программный токораспределитель.
8. Выпрямитель командных напряжений.