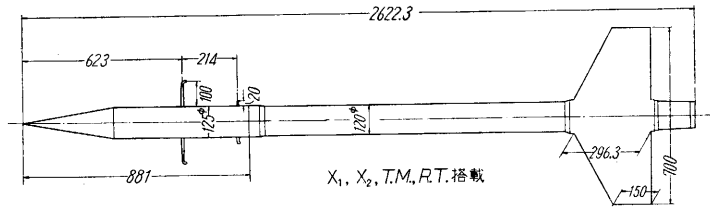


ちの一つである(第1図), 突起型アンテナのテストが行われた。

飛しょう試験は 1958 年 3 月 6 日および 7 日の 2 日にわたって 2 回行われ, 3 月 6 日にはレーダのみ突起型アンテナを使用, テレメータに尾翼アンテナを用いて, 発射角 30° で発射された。

結果は満足すべきもので, 突起型アンテナは機体に不安定を与える原因とはならず, 電波特性も良好であった。

つづく 3 月 7 日には, レーダ, テレメータ両者共に突起型アンテナを使用して飛しょう試験が行われ, 同様な結論を得ている。なおこの両者共, 加速度および減速度計が搭載されているので, このデータから抵抗係数の増加



第 2 図

が求められた。

なお K-122S はテレメータ, レーダ系のロケット用エレクトロニクスのテストにも利用され(第2図), 1957 年 12 月 23 日および 1958 年 2 月 10 日の 2 回にわたってこのための飛しょう試験が行われている。

(1958. 8. 18)

## カ ッ パ 150 型 ロ ケ ッ ト に つ い て

糸 川 英 夫

### 1. 150 か 180 か

K-IV 型の次に製作すべきロケットとして外径 120mm から 200mm までの間のサイズが検討されたことは, 前章(K-122 S ロケットについて)に述べたとおりであるが, 120 mm 級の K-122S は小さすぎ, 200 mm 級はブースタロケットの大きさととのバランスで大きすぎ, 結局外径 150 か, 180 mm かというところに落ち着いた。

この検討は 1957 年 11 月, 12 月に行われたが, 180 径の利点は pay load が大きく, また搭載計器室の容積が大きいことであるが, 一方欠点はブースタサイズを一定にすると第 2 段ロケットとしての重量が大きくなり, また外径が大きいために空気抵抗が大きすぎる点である。

たとえば, 150 径および 180 径ロケットにそれぞれ 330B 型ブースタを組み合わせた 2 段式ロケットの性能を推算してみると,

	150 系	180 系
重 量 (kg)	62~70	65~73
推 力 (kg)	1,660	1,480
燃焼時間 (sec)	4.5	5.5

として, これに 330B として

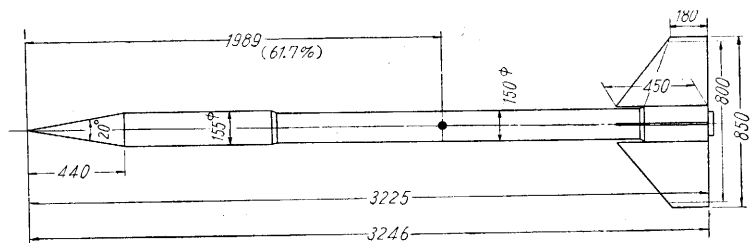
重 量	330 kg
推 力	7,650 kg

燃焼時間

4.0 sce

のブースタを組み合わせると, 垂直発射の到達高度は

150 系		180 系	
重量(kg)	高度(km)	重量(kg)	高度(km)
62	140	65	103
64	130	67	99
66	125	69	95
68	120	71	92



第 1 図

70 110 73 88

で, 180 系は性能の上で, 150 系に格段に劣る。ここに 150 径ロケットが決定された。

### 2. K-150 型ロケットの計画

K-150 ロケットの計画の基本方針としては

- (i) 全重量を 70 kg 位に保つ
- (ii) 重心位置は燃料の有無にかかわらず, マッハ数において十分な安定度をもつよう, 十分に前にあること

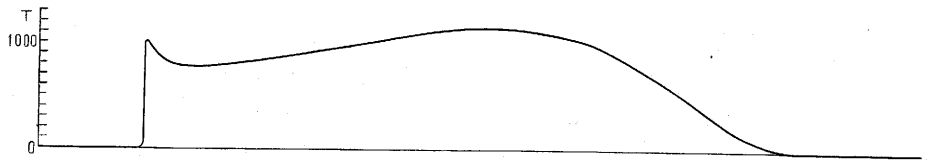
- (iii) 質量比を  
2.0 以上に保  
つ  
(iv) エンジン  
材料はアルミ  
合金を用いる

- (v) 240~260mm 径のブースタと組み合わせた場合、6~8kg の pay load で高度 70~80 km に上昇し得ること。

以上の構想を満足させるような 150 径ロケットの第 1 次計画として、1957 年 1 月 27 日決定されたものを第 1 図に示す。

1956 年 12 月にエンジン用材料としてアルミ合金のパイプの発注が行われ、最初の素材が 1958 年 1 月中旬入荷した。直ちにこれを用いたエンジンの地上燃焼試験が開始され、1958 年 2 月中旬より 3 月上旬まで行われた。

燃焼試験は順調に進み 1958 年 3 月 19 日に一応テストを終了した。第 2 図は K-150 用エンジンのテストスタンドにおける燃焼試験の 1 例である。



第 2 図

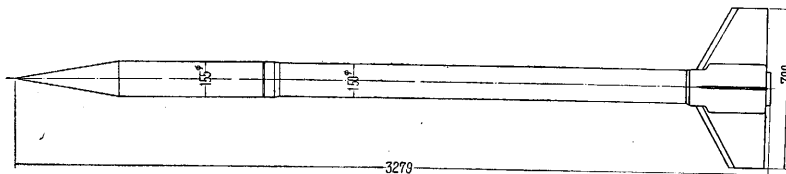
ようしたのはこのうちの 1 機だけで、2 号機はそのまま東京へ返送され、のちに K-150G として気温、風観測の予備試験に流用された。

製作された 150 S は第 3 図のごとく、

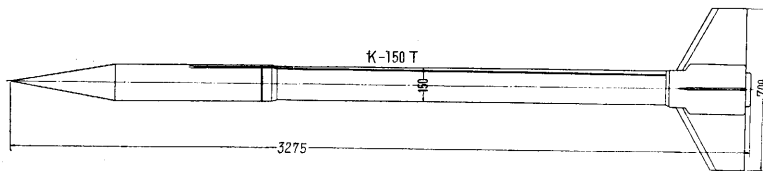
- 全 長=3,256 mm  
重 量=68 kg  
重心位置=59%  
尾翼翼幅=700 mm

飛しょう試験は 1958 年 4 月 8 日午前 10 時 31 分行われた。発射角度は 29.5° で、光学観測の結果、正常な飛しょうが実証された。燃焼時間は 6~7 秒でエンジンの作動も正常であった。

このため 2 号機の飛しょうは不要となり、前述のように K-150G として改造されることになった。



第 3 図



第 4 図

K-150 は後述のように 220B ブースタとの組合せ 2 段ロケット (カップ V 型) および 245B ブースタとの組合せによるカップ VI 型としてそれぞれ 2 段式ロケットになる計画であったが、これに先立って、K-150 ロケット単独での (ブースタなしで) 飛しょう試験が 4 機計画された。

このうち最初の 2 機は、計器を搭載せず、光学系観測での飛しょう安定性を調べ、ついで次の 2 機に、テレメータ、レーダおよび加速度計などを搭載して詳細なるデータをとるようプランされた。この飛しょう試験として 1958 年 4 月をえらび、このため、K-150 4 機の製作図面は 1958 年 2 月 18 日に完了した。

### 3. K-150S-1 号機飛しょう試験とその成果

K-150S (Simple の略で、テレメータ、レーダなしの意味)、としては 2 機製作されたが、実際に秋田で飛し

### 4. K-150 T-1, 2 号機

K-150 S で飛しょうの安定度が確かめられたので、つづいて、テレメータ、レーダによる機体性能の測定が K-150 T-1, 2 号の 2 機を用いて行われた。

K-150 T-1 号機には加速度計 (X<sub>1</sub>)、減速度計 (X<sub>2</sub>)、横方向加速度計 (Y および Z) と、テレメータ送信機、レーダトランスポンダ

が搭載され、2 号機には X<sub>1</sub>, X<sub>2</sub>, Y のほかに、歪計および表面温度計がのせられ、歪および温度の測定はいずれも尾翼翼面上で行われた。

- 全長=3,275 mm  
重量=70.8 kg  
C. G.=58.8%

で、2 機共、1958 年 4 月 24 日の同日に発射された。1 号機は午前 9.30、2 号機は午後 1.00 で、いずれも発射角は 60 度、ロケットおよびエンジンは正常で、またテレメータレーダも落下まで正常に働いた。ここに K-150 ロケットの単独飛しょう試験を終了し、この結果に基づいて 2 段式ロケットの計画が進んだ。

なおこのテストの結果、K-150 の抵抗係数は K-122S および K-128J のそれに比べて著しく小さいことが判明した。

(1958. 8. 18)