

# カッパ6型ロケットについて

糸川英夫

## 1. カッパ6型の構想

カッパ6型(以後 K-6型と略称する)の構想が始まったのは K-4型の飛しょう試験が終了した後であって 32年11月~12月からである。「生産研究」10巻10号に報告されている。K-122, K-150, K-5型などは当時すでに基本構想が定まっていた K-6型の予備テストとして行なわれたものである。

K-6型の基本の方針として、固体燃料系であることは従来通りであるが、エンジンチャンバー、機体の構造材料として、従来は SAE-4130級の鋼材を使用してきたのを、アルミ合金にかえたことが一つある。次に高速特に音速の3~5倍になったときの空気力学的安定、ならびに遷音速領域から超音速領域に亘るフラッタ現象に対する考慮が次に払われた。これらの考慮を実験によって確かめるために、K-5型のテストが行なわれたのであって、このデータによって K-6型の計画の裏づけが行なわれたわけである。K-6型は IGY 観測用として 50~80kmの上昇性能をねらった。

## 2. K-6型の計画推移

33年12月から翌34年1月にかけてメインロケット、およびブースタロケットとして下記の直径のものが検討された。

- メインロケット K-150, K-180, K-220  
 ブースタ B-220, B-240, B-260, B-280  
 B-330

このうち K-150については「生産研究」10巻10号に詳報された通りである。K-180はブースタステージでの C.G. の前移をねらったもので、また Payload の増加を考えたものであったが、性能計算の結果は、質量の増加による性能向上よりも、空気抵抗の増大による性能低下の影響が大きく、結果がかんばしくないのととりやめになった。K-220はすでに K-3型, K-5型にブースタとして使用されたロケットであるが、今回はメインロケットとして使用する計画であって、その結果は K-180と同様な結論であった。

次にブースタ系では B-220はすでに K-3型, 5型でブースタとして用いられテスト済みであるが、性能不足である。しかしここにこれを加えたのはブースタ径を 220 から 300mm までかえた計画をたてることによって optimum design point を見出すためである。

32年12月から翌年1月にかけて第一次計画を行なった組合せは

- K-150+250B  $W_T$ =全備重量  
 K-150+260B  $T_m$ =平均推力  
 K-150+330B  $\tau$ =燃焼時間  
 K-180+330B

でその結果は次の如くである。

### K-150+330B

- K-150 全備重量  $W_T=62\sim70$  kg  
 平均推力  $T_m=1,658$  kg  
 燃焼時間  $\tau=4.5$  sec

- 330B 全重量  $W_T=3,310$  kg  
 平均推力  $T_m=7,650$  kg  
 燃焼時間  $\tau=4.0$  sec

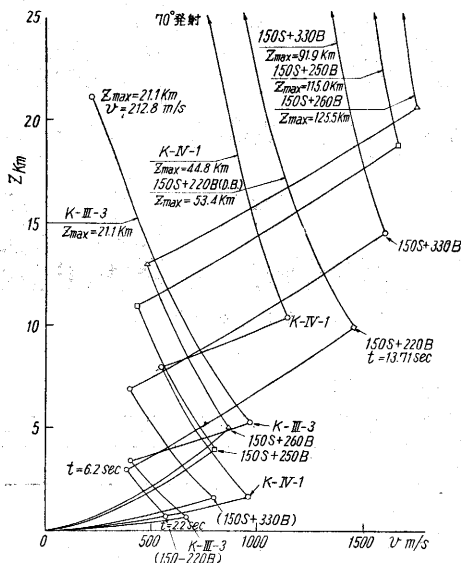
90°発射のときの到達高度と K-150 重量の関係

K-150 重量 (kg)	62	64	66	68	70
到達高度 (km)	139	131	126	119	114

### K-180+330B

- K-180  $W_T=65\sim73$  kg  $T_m=1,476$  kg  $\tau=5.5$  sec  
 K-180  $W_T$  (kg) 65 67 69 71 73  
 90°発射到達高度 (km) 103 99 95 92 88

上記結果で明らかのように、Payload を変化させたときの到達高度は K-180は K-150より劣る。以後 K-180の計画を棄てたのはこの結果からである。



第1図 各種組合せの v-z diagram 70° 発射

**K-150+250B**

K-150  $W_T=70.8 \text{ kg}$   $T_m=988 \text{ kg}$   $\tau=7.51 \text{ sec}$

250B  $W_T=154 \text{ kg}$   $T_m=1,995 \text{ kg}$   $\tau=10 \text{ sec}$

$z$  (Km) = 到達高度  $\theta$  = 発射角

$\theta=70^\circ$   $z=115 \text{ km}$

$\theta=90^\circ$   $z=138 \text{ km}$   $v_{max}=1,654 \text{ m/sec}$

**K-150+260B**

K-150 同上

260B  $W_T=207 \text{ kg}$   $T_m=2,195 \text{ kg}$   $\tau=11.6 \text{ sec}$

$\theta=70^\circ$   $z=125 \text{ km}$

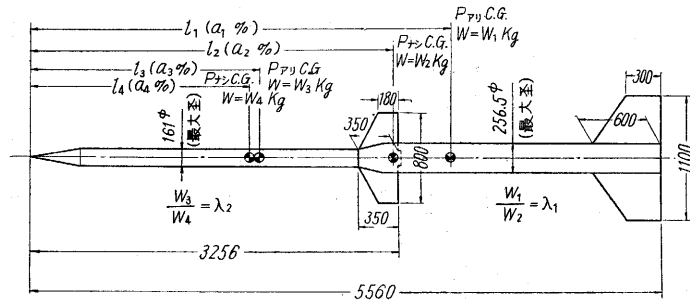
$\theta=90^\circ$   $z=151 \text{ km}$   $v_{max}=1,740 \text{ m/sec}$

第 1 図に上記のほか、K-3 型、K-4 型の性能計算結果の  $v-z$  diagram を示す。

以上の計画に基づいて 240~260  $\phi$  系のブースタ用アルミ合金素材の検討を 33 年 1 月 10 日より開始し、住友金属名古屋伸銅所と折衝の結果

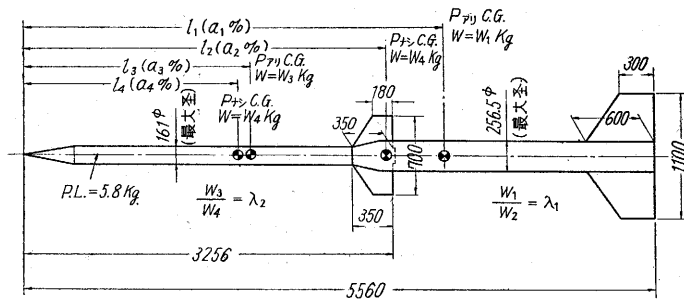
( $\phi=220, L=2,500$ ) ( $\phi=260, L=2,300$ )

( $\phi=300, L=2,000$ )



第 2 図 第一案 (150 スパン 800)

Case	$l_1$	$a_1$	$l_2$	$a_2$	$W_1$	$W_2$	$\lambda_1$	
150	ダミーあり	3,670	66.0	3,125	56.2	246.64	136.44	1,808
Case	$l_3$	$a_3$	$l_4$	$a_4$	$W_3$	$W_4$	$\lambda_2$	
150	ダミーあり	1,948	59.8	1,817	55.8	76.74	41.34	1.83



第 3 図 第二案 (150 スパン 700)

Case	$l_1$	$a_1$	$l_2$	$a_2$	$W_1$	$W_2$	$\lambda_1$	
150	ダミーあり	3,687	66.3	3,147	56.6	244.49	134.29	1,821
Case	$l_3$	$a_3$	$l_4$	$a_4$	$W_3$	$W_4$	$\lambda_2$	
150	ダミーあり	1,955	60.0	182.2	56.0	74.59	39.19	1.90

の 3 種を考へて、素材重量を 33 kg と押さえ、必要な曲がり公差、偏心その他を考へると、24S・T4 を使用し  
 外径=265 mm 内径=220 mm L=2,300 mm  
 のものならば製造可能であるとの結論に達した。

この素材を中心にブースタを計画すると  $\phi=245$  くらいのもとなり、ここにアルミ合金を使用すれば当時の状態ではブースタ径 245 mm が最大であるとの結果になった。

以上のように、ブースタ外径が使用材料を指定すればこれの素材製造能力によって一義的に決定されるのは optimum design の観点からは好ましいことでなく、任意の径のロケットを短期間に繰返す方法として、従来  $\pi$  計画の名でよばれてきた強化プラスチックを使用するロケットエンジンの計画が浮かび上り、260B は強化プラスチックを使用するエンジンとして 245 の対案として計画され、245B 系を使用し、これと K-150 を組み合わせたものを KAPPA-6-A 型、同じく K-150 と 260B を組み合わせたものを KAPPA-6-B 型と称することが 33 年 2 月 16 日の設計会議で決まった。

すなわち 32 年 12 月から 33 年 1 月にかけて計画された 5 ないし 6 の案のうち (150+245B) と (150+260B) の二つにしばらくられたわけである。

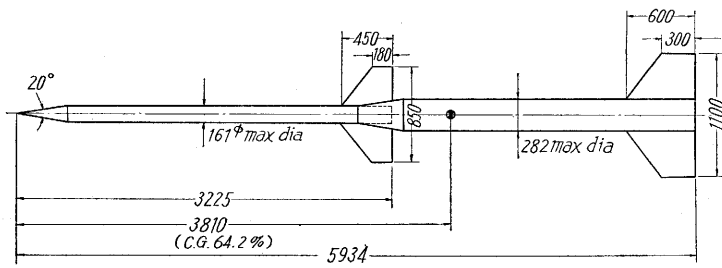
ついでこの二案について、各部件の重量推算、重心計算、安定計算、強度計算、空力加熱、フラッタ、性能計算が 2 月から 4 月にかけて行なわれ、漸次 K-6 型の計画が具体化して行なった。

この両者についての設計会議は昭和 33 年 4 月 3 日、4 月 12 日および 4 月 29 日 (道川) の 3 回に亘って開かれ、計画の進捗とともに TW (気温、風観測機)、RS (太陽分光観測機) への適用も平行した。

K-150 の尾翼翼巾は 700 mm と 800 mm と二つのものが比較され、翼巾増大に伴う安定係数の改良と重量増加による C.G. の後退が比較検討され、また K-150 翼巾増大に伴うブースタ安定の低下が検討された結果、最終的には翼巾 700 mm のものが採用された。

第 2 図、第 3 図、第 4 図はいずれも 33 年 2 月より 4 月の間に検討が重ねられている間の K-6 型-A、B 型の計画図である。

ブースタステージでのロケットの曲げ振動数は 19~21 cps として剛性がきめられ、またブースタ尾翼の曲げ一次振動数は 90 cps、曲げ強度負荷荷数 6g を目標とし、翼巾 1,100 mm、翼厚 14 mm とし、1:2t の



第 4 図

アルミ合金鋳で胴を心材とする sandwich 構造をとることにきめた。

また K-150 の尾翼としては duralmin core に stainless steel 0.8 t をかぶせた sandwich 構造を採用、特に空力加熱に対する考慮が払われた。

4 月中旬に 6 月を目標とする飛しょう試験に備えて K-6-A, B 型のいずれか一つにしぼることが必要となった。その結果 3 月に行なわれた π-型ロケットのテストの結果に未解決の問題を含んでいたことから、B 型の計画が落とされ、最終的に K-6-A 型を残すことになった。

**K-6 型-A**

昭和 33 年 3 月 31 日現在における計画諸元は

K-150  $W_T=63.7 \text{ kg}$   $L=3,012 \text{ mm}$

C. G. = 58.2~52.5%

K-150+245B  $W_T=225.9 \text{ kg}$   $L=5,317 \text{ mm}$

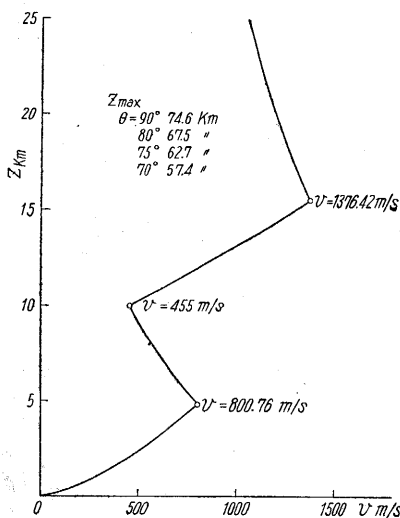
C. G. = 64.5~53.2%

で、性能計算の結果は

$\theta = 90^\circ \quad 80^\circ \quad 75^\circ \quad 70^\circ$

$z(\text{km}) = 74.6 \quad 67.5 \quad 62.7 \quad 57.4$

で到達高度は 60 km 内外となっている。これは後述のように、その後の K-6 型の飛しょう試験にきわめて近い結果である。実際の飛しょう試験は 3 月 31 日現在の



第 5 図 カッパ 6 型 90° 発射 v-z diagram

計画重量より重量が増加しているが、同時に燃料の Isp も増加しているのでこの効果が相殺し合ったものである。

当時なお燃料の搭載重量が決定せず、また Isp も地上燃焼試験が終了しないので最終値は決まらず、性能計算は Isp=185 sec~220 sec として種々の Case が計算されている。この結果は

$\theta=70^\circ$  で  $z=60\sim90 \text{ km}$

$\theta=90^\circ$  で  $z=75\sim110 \text{ km}$

の範囲に入っている。

第 5 図は 3 月 31 日当時の性能計算結果を示したものである。

**補助ブースタ**

昭和 33 年 4 月 5 日当時における 245B の燃焼時間は 12 sec と推定され、平均推力 1,700 kg と考えられていた。これからランチング時の加速度 acc を求めると

$$\text{acc} = \frac{T}{W_T} = \frac{1,700 \text{ kg}}{225.9} = 7.5 \text{ g}$$

となり、この値は従来の KAPPA-series に比して著しく小さく、風による launching dispersion が著しく大きいことが予想される。

そこで launching 時の初速を大きくするために、ランチャー上で燃焼を終了する補助ブースタが考えられた。

第 6 図は補助ブースタをつけた K-6 型の概案で、ランチャー上で burn out するため、補助ブースタには尾翼をつけない。

4 月 2 日における補助ブースタ計画諸元は

$\tau=0.25 \text{ sec}$   $T=4,400 \text{ kg}$   $\text{Isp}=220 \text{ sec}\sim 235 \text{ sec}$

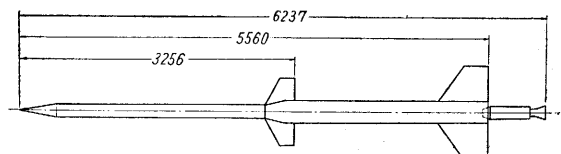
最大加速度=14g 補助ブースタ b.o. の速度=36m/sec

ランチャー上移動距離=4.5 m

4 月 29 日の最終設計会議における決定は補助ブースタ外径 160 mm, 薬長=250 mm, C.G. 移動距離=3.5 m で、burn out 速度 38 m/sec である。

この決定に基づいて、補助ブースタの製作が進められると同時にテストスタンドでの地上燃焼テストが 6 月まで行なわれたが、6 月になって地上燃焼試験の結果、燃焼が不安定であることが判り、遂に実際のテストフライトには使用されなかった。

このため、6 月、9 月に行なわれた K-6 型の test flight はいずれも launching velocity が遅く、風分散の影響を

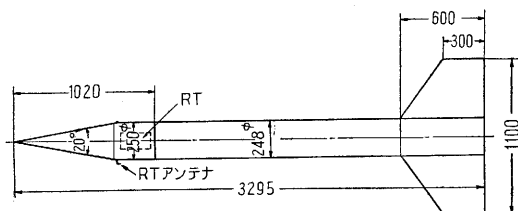


第 6 図

うけて高度低下を招いている。解決は 245B の推進の燃焼時間短縮によることになり、これが完成して、最初に K-6 型に適用されたのは、12 月の flight test からであった。

**K-245**

2 段式ロケット K-6 型のテストに先立って、245B だけの 1 段式ロケットの flight test が計画された。これを K-245 と称する。(第 7 図)



第 7 図

4 月 29 日当時の計画諸元は

全長=3,250 mm  $W_T=192.5\text{kg}$  C.G.=59.6~55.6%

尾翼は K-6 型ブースタと全く同じものを使用し、Nose-cone の長さ 600 mm. テレメータ送信機はのせず、レーダトランスポンダのみをのせ、アンテナは突起型とする。主なる目的を flight path におき、ノズル外側に発煙筒 2 本をつけ optical tracking を助ける。

発煙時間は 50 sec~100 sec とする。

**3. K-6 型 1.2 号機**

以上のような経緯で K-6 型の設計が決定し、4 機を製作し、6 月に flight test を行なうことになった。

4 月 29 日における計画は

K-6-1  $X_1, X_2, Y, Z, T, \sigma, TM,$

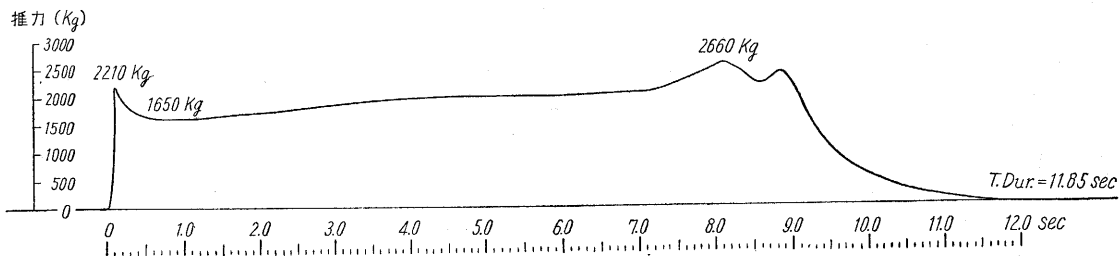
K-6-2  $X_1, X_2, Y, Z, TM, RT,$

K-6-3 } 1, 2 号の flight test

K-6-4 } の結果問題がなければ

ば宇宙線気温風の観測用にふり向ける。もし問題があれば 3, 4 号も flight test に用いる。

ただし



第 9 図

$X_1$ =前進方向加速度計,  $X_2$ =減速度計,  $Y, Z$ =横方向加速度計,  $T$ =表面温度計,  $\sigma$ =歪計  $TM$ =テレメータ送信機  $RT$ =レーダトランスポンダ

K-6-1 は  $RT$  がいないため、他のものより全長を 170 mm 短くする。

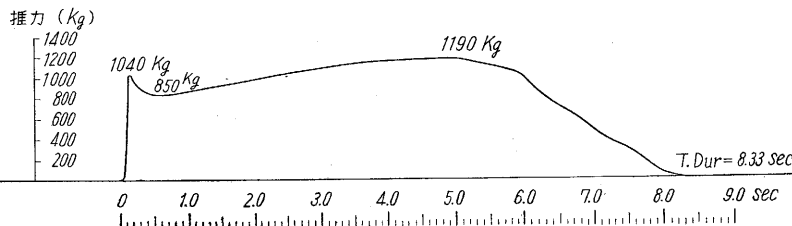
5 月 16 日現在における諸元は次の如くである。

K-6-1	150	$W_T=72.6\text{ kg}$
		C.G.=59.1~55.1%
		$L=3.075\text{ mm}$
150+245		$W_T=254.0\text{ kg}$
		C.G.=65.6~56.6%
		$L=5,390\text{ mm}$
K-6-2	150	$W_T=75.1\text{ kg}$
		C.G.=60.3~55.8%
		$L=3,245\text{ mm}$
150+245		$W_T=256.1\text{ kg}$
		C.G.=66.2~57.3%
		$L=5,560\text{ mm}$

5 月 20 日 6 型最終設計会議で決定されたことは、補助ブースタを使用する場合の時間プログラムとして

X:	補助ブースタ	ign.
X+0.18 sec:	"	b.o.
X+0.20	245B	ign.
X+11.70	245B	b.o.
X+12.20	245B	切断
X+14.70	150	ign.
X+23.00	150	b.o.
X+260 sec	150	落下

K-6-1	150	$W_T=71\text{ kg}$
150+245B		$W_T=253\text{ kg}$ C.G.=66.5%



第 8 図

これに対して 3 kg の重量軽減が意図され、flight test までに  $150 W_T=68 \text{ kg}$  をねらうことが提案された。

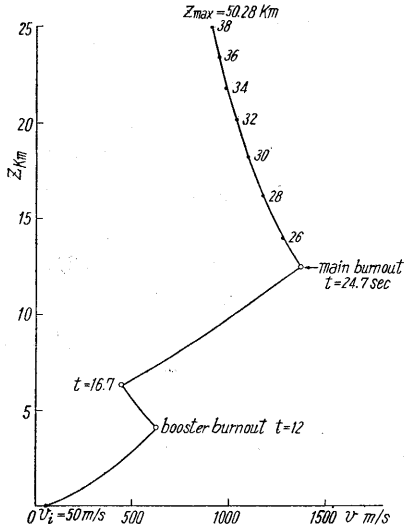
K-245 は 6 月に K-6-1 に先立って test される予定で  $L=3,295 \text{ mm}$  計測器部の  $L=1,020 \text{ mm}$

Nose cone  $L=70.3 \text{ mm}$  平行部  $L=317 \text{ mm}$

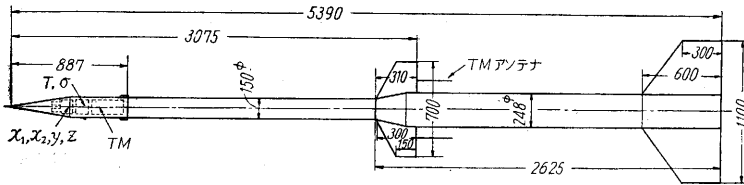
$W_T=205 \text{ kg}$  発煙筒=1.3 kg C.G.=59~54.5%

である。

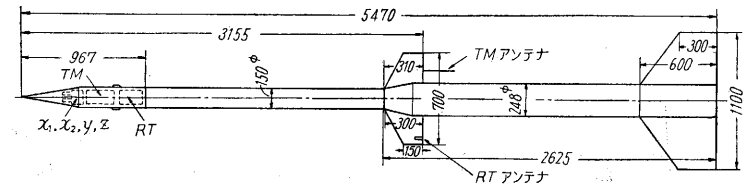
当時までの地上燃焼試験の結果、150 および 245 として決まった推力曲線を第 8 図、第 9 図に示す。



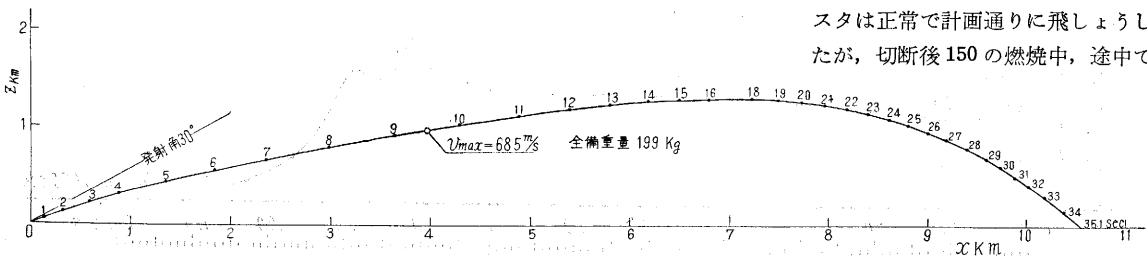
第 10 図 6 型  $\theta=75^\circ$ ,  $v-z$  diagram



第 11 図 カッパ 6 型-1 号機



第 12 図 カッパ 6 型-2 号機



第 13 図 カッパ 245B Trajectory

これら諸元に基づいた性能計算の結果は

K-6-1 245  $\tau=12 \text{ sec}$  150  $\tau=8 \text{ sec}$  のとき

$\theta=75^\circ$  で  $z=50 \text{ km}$   $V_{max}=1,375 \text{ m/s}$

第 10 図にこの計算結果を示す。

第 11, 12 図は K-6 型-1, 2 号の最終図面である。

#### 4. K-245 の飛しょう試験とその結果

2 段式ロケット K-6 型のテストに先立って、昭和 33 年 6 月 14 日ブースタエンジンのみの一段式ロケット K-245 の flight test が行なわれた。条件は

全長  $L=3,296 \text{ mm}$ ,  $W_T=202.3 \text{ kg}$  C.G.=58.3~53.1%

$\theta=30^\circ$  の予想性能は計算によれば、(第 13 図)

$z=1.3 \text{ km}$   $x=10.5 \text{ km}$   $t=35 \text{ sec}$

$v_{max}=685 \text{ m/sec}$

飛しょう時間は 10 時 11 分、観測の結果は飛しょう時間 36 秒 水平距離 11 km (計算値 10 km) で推算値を上まわった。風の条件は北西 2.5 m/sec 気温  $20^\circ \text{C}$ 、快晴で optical tracking, レーダ tracking とともに落下まで完測を行なった。

この結果、245B の飛しょう性能が確立され、K-6 型への希望は濃いものとなった。

#### 5. K-6 型-1 の飛しょう試験と結果

K-245 の flight test が順調にすんだので、1 日おいた昭和 33 年 6 月 16 日に 245 系を使用する最初の 2 段式ロケット

K-6-1 の flight test が行なわれた。

諸元は

150:  $L=3,073 \text{ mm}$   $W_T=75.5 \text{ kg}$

C.G.=59.9~56.8%

150+245:  $L=5,388 \text{ mm}$   $W_T$

=255.1 kg C.G.=65.2~56.6%

予想される性能は計算によれば

$\theta=75^\circ$  で

launching speed = 25 m/sec

$v_{max}=1,400 \text{ m/sec}$

$z=50 \text{ km}$   $t=260 \text{ sec}$

であった。

6 月 16 日 11 時 36 分飛しょうした flight test の結果、245 ブースタは正常で計画通りに飛しょうしたが、切断後 150 の燃焼中、途中で

燃焼が中絶したため、予想された高度に達しなかった・テレメータ系および計測器は正常に作動している。問題として残されたのは、予定では 8 sec である 150 の燃焼時間がなぜ 1.5 sec で中絶したかである。原因のうち有力なものとして、当時気候がほとんど標準大気に近かったため、恒温装置を使用せずに準備が進められたが、実際には夜間と昼間の温度差が激しく、推進中心部の温度は低下していたおそれがあることがあげられた。

## 6. K-6型-2

### (1) 試験の目的

K-6-1 でメインロケットの燃焼が 1.5 sec で中絶した原因を究明するため。

### (2) ロケットの状態

150  $W=77.85 \text{ kg}$   $L=3,156 \text{ mm}$   
 $C. G. =60.3\%$   $N=39.0 \text{ cps}$   
 150+245B  $W=256.75 \text{ kg}$   $L=5,471 \text{ mm}$   
 $C. G. =65.5\%$   $N=14.2 \text{ cps}$

エンジン温度を  $20^{\circ}\text{C}\sim 23^{\circ}\text{C}$  に保持する

搭載計器  $X_1, X_2, Y, Z$   
 テレメータ送信器 トランスポンダ

### (3) 観測系

レーダ：男鹿・下浜・本部・平沢

丸安班：東

植村班：南・中央・H.S.

### (4) 飛しょう試験

昭和 33 年 6 月 20 日 15 時 15 分飛しょう。ブースタは約 11 秒間正常に燃焼し、離陸後約 15 秒でメインロケットに点火しその後約 7 秒間正常に燃焼し、1号機に起こったメイン燃焼中絶の点は解決した。

ブースタ切断は 14 秒で、メインロケットはその後正常に飛しょうした。

テレメータ・レーダの電波は、30秒までは正常に受信されたが、30秒より 70秒まで受信不能となり、その後 70秒より 180秒の間 100秒より 200秒の間で再び受信を記録した。

上昇高度はレーダ、光学系の観測結果が総合されるまでは不明であるが、レーダ各班の目測と、テレメータ受信時間より推定すると、50 km ぐらいではないかと推定される。

光学観測各班は、メインロケット燃焼終了後さらに数秒間まで追跡を行なった。

地上風速は約 2 m/sec で北西 気温  $24^{\circ}\text{C}$

葉温  $24^{\circ}\text{C}$

### (5) 結果とその対策

(1) メインロケット燃焼は完全で、この点は解決された。

(2) ロケット本体の飛しょうは大体正常に認められる。

(3) テレメータ、レーダ電波中絶の原因については、空力加熱による温度上昇 振動による故障 減圧による故障。

などの原因が考えられこれらについて、7月、8月に検討し9月テストで再検討する。

## 7. K-6 型 3.4 号の計画

K-6-1,2 号の 33 年 6 月における flight test の結果を総合すると K-6 型は観測ロケットとしてまず及第と言える。ただし難をいえば launching speed がおそすぎて風分散の影響を受け易いこと、および性能がやや不足で 60 km ぐらいしか上昇しない点はあるが、電離層を除く IGY 観測計画の宇宙線、気圧、気温風、太陽分光の四項目に対しては十分な性能を持つと言えよう。

そこで残った問題は K-6-2 で現われたテレメータ、レーダ電波の中絶現象を解明することである。このため 7 月に全般的な検討をした上、8月にこの検討に基づく地上試験を行なった上、9月に K-6-3,4 号をテストしてこの最後の問題を解決することになった。もしこれで問題が解決できない場合は IGY のロケット観測は難しくなる。このため 7 月には真剣な討議が行なわれた。

電波系中絶の原因として考えられることは

(1) 空力加熱 (2) 振動 (3) 気圧低下

の三原因が考えられる。

空力加熱によって機体の一部、たとえば尾翼前縁などに変形が起こり、これが起因して機体に部分的な損傷が生じ、これがアンテナ系を損傷したとも考えられる。この対策として、K-6-3,4 号には尾翼前縁の先端を丸めまた材料を stainless steel から Ni-Co 系の高耐熱合金に変更した。このような尾翼変形が起きなくてもアンテナ系が尾翼についている場合には、ケーブル自体、ケーブルの出口、ケーブルとアンテナの接合点などが熱的影響を受けることが考えられる。

一つの案としてはアンテナ系を尾翼からとって、胴部突起角型にすることが考えられる。またケーブルアンテナ尾翼の電気機械系に対して細部に亘って熱変形の検討が行なわれ対策が立てられた。

振動対策としては、まず一番大きな原因となるエンジン燃焼中の振動についてデータをとる必要があり、このためテストスタンド上での燃焼中に振動および音響測定および分析を行ない、この結果、搭載品およびロケット部品に対する振動試験規格を新しくつくることになった。また特に超音波帯に対して考慮が払われた。

テストスタンドでの測定によれば

20 cps 0.05g 200 cps 5g 400 cps 5g

となっている。従来のテストでは

20~200 cps 5g 200~4,000 cps 10g

である。

最後に気圧低下による機械的変形と放電の問題が取り上げられ、それぞれ実験室内で真空テストを行ない、対策をたてることになった。

なお 150 尾翼の skin は 0.8t を 1.0t にあげた。

**8. K-6 型-3,4 号の飛しょう試験とその結果**

**(1) 目的**

K-6 型は 33 年 6 月に K-6-1,2 号機および TW-1,2 号の 4 機が飛しょうしたが、レーダ、テレメータはいずれも 30 秒前後で不調となり、またロケットも K-6-2 で 150 型が燃焼中絶、TW-1 でタイマー早期作動などの欠点が発見されたので、7 月、8 月を通じて振動、空力加熱、気圧低下などに対して細心の地上テストおよび検討がなされ、これらの効果を 9 月テストとして K-6-3,4 号をもって、確かめることとなった。

**(2) ロケットの状態**

空力加熱、振動を考慮して、レーダアンテナとして、頭部突起型、および尾翼切込み型の 2 種を用意した。

テレメータアンテナは従来通りの尾翼ワイヤー型。計測器としては従来の  $X_1$   $X_2$  のほかに振動を考慮して  $X_3$  を新設、また特に空力加熱に重点をおいて表面温度を頭部、胴部および尾翼の 3 個所に設置した。

切断、点火時間は

245	b.o.	12 sec
切断		13 sec
150	ig.	13 sec
150	b.o.	25 sec
coasting		5 sec

		K-6-3	K-6-4
150	全長	3,253 mm	3,255 mm
	重量	83.75 kg	82.41 kg
	C.G.	60.1%	60.4%
150+245	全長	5,614 mm	5,615 mm
	重量	264.52 kg	263.91 kg
	C.G.	65.1%	65.3%

**(3) 飛しょう条件**

発射角：上下角：78°

水平角：磁西より北へ 4 度

警戒海域：従来の 60% に縮少。特に左右方向をつめる。

- (140°4'0" : 39°35'48")
- (138°40'0" : 39°49'0")
- (138°42'30" : 39°13'30")
- (140°3'30" : 39°32'8")

とね、みくら、いそなみ、ベルヘリコプタ飛

しょう時刻：10.30~11.10 11.40~12.20

15.00~15.40

の 3 回に限定した。

以上はいずれも漁協よりの強い要望に、いくぶんでも

沿うための措置である。

**(4) 飛しょう試験**

3 号機：昭和 33 年 9 月 10 日 15 時 25 分最

初の発射が試みられたが点火回路ケーブル端子が故障で、電流が流れず、中止し、9 月 12 日 10 時 31 分飛しょう。ロケットは 150,245 とともに正常。テレメータ受信 208 秒

レーダ 下浜：220 sec 寒風山：190 sec 平沢：100 sec 本部：180 sec

計測  $X_1, X_2, X_3$  完測  
 $T_1, T_2, T_3$  完測

光学班 雲に入るまで。

気象 地上風速 0, 気温 24°C  
くもり

4 号機：9 月 14 日 11 時 40 分飛しょう

ロケット：正常

テレメータ：207 秒受信

レーダ：前同様

計測： "

気象：南西 4 m/s 26°C くもり、側風影響大きい。

**(5) 成果**

	3 号機	4 号機
ロケット	エンジン機体とも完	
レーダアンテナ	角型可	尾翼型可
高度		約 40 km
飛しょう時間	208 sec + $\alpha$	207 sec + $\alpha$
$T_1$ (頭部)	220°C	160~170°C
$T_2$ (胴部)	140°C	150°C
$T_3$ (尾部)	260°C	260°C
245 加速終了	10.2 sec	10 sec
切断	13.9 sec	14.1 sec
150 ig.	17.6 sec	18.0 sec
150 加速終了	24.9 sec	25.3 sec
245 $X_1$	7~9 g	
150 $X_1$	10.5~17.8 g	23.3 g
$X_2$	-4g, -8g	-4.7 g
spin	{ 初期 3~4 sec 中期 8 sec 終期 2 sec	

(注)

(1) 空力加熱：推算の結果とかなりよく一致する。

(2) 飛しょう経路：4 号機の高度約 40 km で西風パターンの代表的なものとなる。発射角 71° 相当。

**9. K-6 型について**

K-6-3,4 号の結果をまとめると、

ロケット名称	ロケット	テレメータ	レーダ	計測系	到達高度および 飛しょう秒時
K-6-3	完 全 コースト 5 秒	完 全	角型アンテナ 完 全	X <sub>1</sub> X <sub>2</sub> X <sub>3</sub> T 完 測	(208 sec)
K-6-4	完 全 コースト 5 秒	完 全	尾翼アンテナ 完 全	X <sub>1</sub> X <sub>2</sub> X <sub>3</sub> T 完 測	39 km (207 sec)

で

- (1) 観測ロケットとしてロケット本体、テレメータ系レーダ系が実用になるまで完成された。
- (2) 最高々度 60 km の見込みがはっきりした。
- (3) 飛しょう経路と風のバターンの関係が明確になった。
- (4) コースト 5 秒で、テレメータ、レーダ系は角型、尾翼型アンテナの両者とも使用可。

- (5) コースト 3 秒のとき、角型アンテナレーダは中絶した。
  - (6) 空力加熱が実測され、尾翼で 260°C、頭部で 220°C、胴部で 140°C 前後であることが判った。
  - (7) 発射角は全部 78° で道川実験場で 80° まで発射可能なことが確かめられた。
- かくして、K-6 型は IGY ロケット観測に適用されることが確立されたのである。 (1959. 5. 8)

## カ ッ パ 6 型-TW ロ ケ ッ ト に つ い て

糸 川 英 夫

### 1. 緒 言

TW は Temperature Wind の略で、Grenade method による気温、風観測用に作られたロケットである。気温風は IGY ロケット観測中、最も重点をおかれた観測項目で高度 60 km までの気温、風の分布を春分、秋分、夏至、冬至の四季に亘って観測した。使用ロケットおよび測定日時、grenade 数は下表のとおりである。

### 2. カ ッ パ 6 型-TW の計画経緯

初期の計画は dart-system を採用し、grenade 入りの dart をエンジン部から b.o. 後切り離し、その後、後方に向かって順次に grenade を射出する方法であった。この案は機体全長が著しく長くなるためフラッタの危険があるかも知れぬとの考慮から間もなく棄てられた。

grenade としては薬量 1 kg の RDX, TNT 系の発音弾が考えられ、これを timely に始動させるためのタイマーおよび信管安全装置の設計と地上試験に月日が費いやされた。初期の K-6 型-TW が 1 号から 4 号まで発音弾を 1 発しか持っていない。いわゆる自爆型であったのは、安全性に対する考慮からで、号を追って逐次 grenade 数を増大して行く方法がとられた。

### 3. カ ッ パ 6 型 1 と その 飛 しょう 試 験

#### (1) 目 的

高度 40~50 km で発音弾 (薬量 1 kg) を爆発させてこの圧力波伝播を地上受波器系でうけ、これより上層の気温・風を観測する。

発射角度 78° で、発音時間 X+150 秒にセットし発音点高度 50km ロケット最高々度約 60 km の見込み。

観測の便宜上からは最高点に到る上昇途中で、発音させる方が音波の到来距離が小さくてよいが、K-6 型-2 で飛しょう性能が確認されていないので、このテストをも合わせて行うため、両者で歩み寄り、TW-1 では、最高点をすぎて下降運動中に発音させる計画を立てた。

#### (2) ロケットの状態

150	L=3.074
	W=76.05
	CG=59.0%
	N=46.0 cps
150+245 B	L=5.389
	W=255.45
	CG=65.0%

#### (3) 飛 しょう 試 験