

カ ヱ パ 122-S ロ ケ ッ ト に つ い て

糸 川 英 夫

1. カ ヱ パ V 型 お よ び VI 型 用 ロ ケ ッ ト の 計 画

前述のようにカッパIV型の飛しょう試験は宇宙線観測の目的を完全に果し得ぬままに 1, 2 号機のテストが終った。ここでカッパIV型の欠点を検討し、これらに改修を加えて、さらにIV型 3 号, 4 号機のテストを行うべきか、あるいはIV型そのものを放棄して新構想によるロケットで再出発すべきかに多くの議論があったが、一方にカッパIV型の飛しょう試験計画と平行して進められていた多くの新しい研究が実を結びつつあった。

二つの道のいずれを選ぶべきかの検討は 1957 年 10 月から 11 月の終りまで続いたが、12 月に至って、進行中の新しい技術的研究の成果を採り入れた新計画で臨むことに決定し、ここに K-128 J 系ロケット、したがって K-IV 型は放棄されることに決った。

新しい主ロケットについて、計画の根本には次の事項が考慮された。

- (1) ブースタとの組合せで 80km 以上の上昇性能を期待し得ること。
- (2) ブースタステージおよびメインロケットステージの全時間域を通じて十分な空力安定度をもつこと。特に超音速領域における空力中心の前進に留意すること。
- (3) 従来使用されて来た 4130 耐熱鋼の代りに極力アルミ軽合金を使用すること。
- (4) 空力加熱に対して十分な考慮を払うこと。
- (5) フラッタ現象に対して十分な考慮を払うこと。

以上の諸件を満足する主ロケットの直径をきめるために、外径として 120 mm 級, 130 mm 級, 150 mm 級, 180 mm 級および 200 mm 級の 5 段階のプランを立てた。

このうち 130mm 級径のものはすでに使用した K-128J のデータを使用、また 200 mm 級の計画には 220B のエンジンの資料を援用した。ただし、計画はいずれもエンジン材料として軽合金を用いるものとしている。

この結果 180 mm, 200 mm 級のものにはブースタステージでの重心位置を十分に前出させて空力安定係数を大きくするには良いが、主ロケットの外径が大きくなりすぎて空気抵抗が大きくなり、上昇性能が悪くなるなどの結果を得、ここに K-128J より幾分低目の小外径をもつ K-122 (外径 122 mm) と、K-128J より大きい外径を有する K-150 (150 mm 径) の二つが採り上げられ、それ

ぞれ K-120 および K-150 として設計された。

このうち K-122 と K-150 を比較すると、超音速安定性および性能の両者共 K-150 の方が遙かに優れているとの結論を得たが、K-122 は、K-150 への一段階として製作されたのと、もう一つの理由はロックン用ロケットとして適当な大きさと重量であるので、K-150 に先立って設計され試作された。

2. K-122S ロケット

K-122S は名称のように外径が 122 mm あり、K-150 同様に、新しい推薬とエンジン材料を使用している。

エンジンの形式が変わったため、小さい寸法のものから始める方針で、まず径 122 mm で薬長 500 mm のエンジンをまとめ、これを K-122-Junior、その後薬長を 1m にまして、これを K-122-Senior と名づけ、それぞれ K-122J および K-122S と呼んだ。

このうち K-122J は Sigma-I 型の名称でロックン用に考えられたが、その後ロックン用ロケットも K-122S を使用した Sigma-II 型になった。

推薬の搭載量としては K-122J を K-128 と同量に抑え、122S ではこの 2 倍を目標額として出発したが、最終的に飛しょうした K-122S は 122J の約 1.5 倍の数量を有していた。

128J の旧計画および 1957 年 2 月の計画と、122 系ロケットの諸元を比較すると下記のようになる。

	128J (旧)	128J (57.2)	122J	122S	122S (57.2)
重 量 (kg)	42.5	45.8	34.8	46.1	43.3
Pay Load (kg)	5.2	7.7	4.0	6.0	6.0
推 力 (kg)	988	988	1014	1622	1430
燃焼時間 (秒)	3.0	3.0	3.2	3.0	3.0

3. K-122S を用いる 2 段式ロケットの計画

K-122S を用いた 2 段式ロケットの計画は 1956 年 12 月より 1957 年 2 月にかけて、いろいろなブースタの場合を研究されている。

第 1 表はこの結果をまとめたもので、122S に 220B および 330B の各ブースタならびに 220B の 3 本束クラスタを組合せた場合の性能計算の結果である。

しかしながら、122S は 2 段式ロケットとしては未だに使用されたことはなく、以上の計算は desk-plan のみに

止った。

4. K-122S は何に使用されたか

前述のように K-122S はロックーン以外には観測用ロケットとして使用されたことはない。しかしながら、ロケットがアルミ合金を主にして作られており、また総量比も128Jに比べて高く、重量も15kg級で製作し易いので、ロケットのいろいろな部品のテストに用いられた。

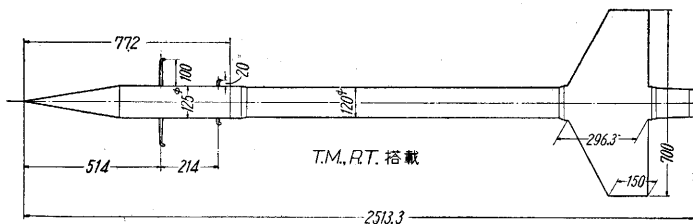
おもなる利用法は

- (i) 各種推葉の飛しょう性能テスト
- (ii) テレメータ、レーダのテスト用
- (iii) 新しいアンテナ系のテスト用

いかえれば、K-122S は Kappa系ロケットのうち唯一つの test-missile で、今後も、部品試験用ロケットとして用いられるであろう。

5. K-122S による推葉の比較試験

1957年12月より1958年3月にかけて7機のK-122Sの飛しょう試験が行われているが、これらはほとんど異なる燃料系を使用しており、この中には、double base, compositeの両者を含み、また propellant configurationとして、穴あき円筒型、管型と同筒の組合せ、円孔式、星型孔式など各種の固形燃料の形式がテストされた。こ



第1図 アンテナ試験機外観

のうち最も成績の良かったものがその後の K-150 系に用いられている。いわば K-122S は固形燃焼エンジンについて、1955年より1957年にかけて行われた地上試験の総決算となすべき役割を果たしたのである。

6. K-122S によるアンテナ系の比較試験

カッパロケットのテレメータおよびレーダ用アンテナは従来いずれも尾翼にあり、このため、ロケット前部にある電子機器から、尾部アンテナに渡るケーブルが、エンジン外側を通ることになる。

このケーブルは空気の流れにさらされて、空気抵抗の増加を来し、また超音速領域においては空力加熱による障害の原因となるなど、ロケット設計上の難点の一つになっている。

これらの不便を解決するために、尾翼を使用しないアンテナ系が考えられて来たが、K-122S によってこのう

第 1 表

(31.12~32.2.20)

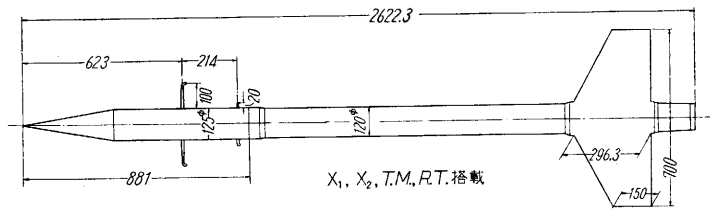
Boosterによる分類	ロケットの名称	発射角	(Km) Zmax	Booster					Main-Rocket				
				α m/s ²	v m/s	Mach	Z Km	t sec	α m/s ²	v m/s	Mach	Z Km	t sec
Single	122J	90°	10.45						314.45 (32.1g)	0~960.01	3	0~1.52	0~3.2
220B	128J(旧)-220B(旧)	70°	30.7	680.0 (max)	0~850.0	2.66	0~0.58	0~1.41		404~ 1095.0	3.42	6.0~8.01	11.81~ 14.81
	128J Dummy+220B(旧) (Dummyは落さず) II	90°	10.45	695.87 (max)	0~836.4	2.61	0~0.559	0~1.41					
	同上	70°	8.41	695.82 (max)	0~836.9	2.62	0~0.841	0~1.41					
	128J Dummy+220B(旧) (Dummyは落さず) III	90°	12.3	695.87 (max)	0~836.4	2.61	0~0.559	0~1.41					
	同上	70°	9.85	696.02 (max)	0~836.9	2.62	0~0.841	0~1.41					
220B+220B	128J(秒)+220B +220B(秒)	80°	68.53	第1段 205.87 (mean)	0~411.8		0~0.405	0~2.0		660.7~ 1304.9	4.08	9.0~ 11.853	17.0~ 20.0
				第2段 357.75 (mean)	267.5~ 983.0		2.348~ 3.565	8~10.0					
3x220B	122J+(3x220B旧)	90°	93.84	799.96 (mean)	0~1127.9	3.52	0~1.79	0~1.41	337.7 (mean)	3270~ 1407.8	4.40	13.0~15.8	
	同上	70°	53.1	1052.9 (max) (≒107.4g)	0~1132.2	3.54	0~0.69	0~1.41	401.9 (mean)	421.5~ 1441.8	4.51	8.16~ 10.74	13.41~ 16.61
	128J(旧)+(3x220B旧)	90°	67.2	778.9 (mean)	0~1098.0	3.43	0~0.77	0~1.41	266.0 (mean)	390~ 1188.1	3.71	12.0~ 14.37	
	同上	70°	43.03	927.7 (max)	0~1114.8	3.48	0~0.69	0~1.41	220.7~ 317.7	453~ 1139.9	3.56	10.63~ 12.46	18.81~ 21.41
335B	122J+335B(旧)	90°	127.5	1070 (mean)	0~1381.5	4.32	0~0.86	0~1.4	392.6 (mean)	475.0~ 1653.0	5.17	14.00~ 17.19	
	122J+335B(旧)	80°	117.8	967.1 (mean)	0~1354.0	4.23	0~0.93	0~1.4	329.13 (mean)	794.5~ 1782	5.57	8.00~ 11.80	8.46~ 11.46
	122J+335B(旧)	70°	95.84	961.1 (mean)	0~1345.53	4.20	0~0.88	0~1.4	323.0 (mean)	755.2~ 1724.2	5.39	8.00~ 11.45	9.12~ 12.12
	122S+335B(旧)	90°	160.0	925 (mean)	0~1295.0	4.05	0~0.91	0~1.4	386.5 (mean)	6230~ 1782.0	5.57	15.0~ 18.60	
	122S+335B(旧)	80°	166.5	926.25 (mean)	0~1296.8	4.05	0~0.89	0~1.4	401.49 (mean)	847.6~ 2052.1	6.4	8.00~ 12.26	8.45~ 11.45
	122S+335B(旧)	70°	139.0	922.92 (mean)	0~1292.1	4.04	0~0.85	0~1.41	399.60 (mean)	818.0~ 2016.8	6.3	8.00~ 11.9	8.98~ 11.98
	122S(新)+335B(新)	80°	124.5	$\bar{\alpha}_x =$ 353.6	0~1078.0	3.37	0~1.59	0~3.0	$\bar{\alpha}_x =$ 366.12	627.7~ 1755.3	5.49	9.0~12.5	

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

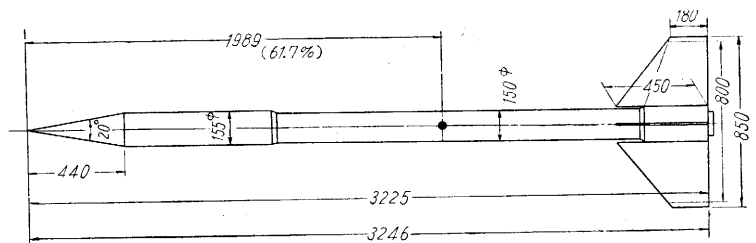
重量	330 kg
推力	7,650 kg

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