

カ ッ パ 計 画 に つ い て

糸 川 英 夫

1. カ ッ パ 計 画

昭和 30 年度におけるペンシル、およびベビー・ロケット(生産研究, Vol. 7 No. 8 および Vol. 8 No. 4 参照)の試作と飛ばし試験を終了して、次の段階は国際地球観測年において観測ロケットとして使用されるべきロケットを計画することで、これをカッパと名付けることになった。

ベビー・ロケットとカッパ計画の間には、アルファおよびベータと呼ばれる中間的ロケットの計画があり、アルファは推薬量=3 kg, 推力=525 kg, 燃焼時間=1.14秒のロケット・エンジンをもち試験用ロケット、ベータはこれを2段または3段にしたもので、多段式(ステージング)の研究を行うためのものであった。

実際には I. G. Y. にカッパ計画を間に合わせるため、経費の関係から、アルファおよびベータ計画は汎用計画の研究と、一部のエンジンの静的燃焼試験のみを行っただけで中止され、ベビーからカッパへ飛躍することになった。

カッパについて予め立てた基本方針は、(1) 固体燃料ロケットであること、(2) 2段以上の多段式であること、(3) 観測対象は1ロケットに1対象とすること、(4) Pay Load として 5~6 kg で上昇性能は 100 km 以上のこと、であった。

当時、昭和 30 年 6 月現在で、われわれの知っていた観測ロケットで 100 km 以上の上昇力をもつものは、米国の V-2, Viking, Aerobee, 仏の Véronique で、いずれも大型1段で液体燃料ロケット・エンジンを有する。したがって当時の計画として、小型で固体燃料による多段式ロケットで 100 km 以上の上昇力をもたさうという計画は、誠に特異なものであった。当然これには外部から多くの批判が起り、液体ロケットでなければ 100 km 以上のものは不可能であるとする議論があり、カッパ計画は疑いの目をもって見られたのは止むを得まい。

これは全く新規で独創的な計画といってよいし、したがって新しい計画につきもののある程度の危険は覚悟しなければならなかったが、多少の危険を冒しても、われわれがカッパ計画を推し進めようとした理由は、

- (1) 固体ロケットは液体ロケットに比らべて構造が遙かに簡単で取扱いよいこと。
- (2) 価格が極めて安くできること。
- (3) 爆発の危険性がなく、安全なこと。
- (4) 今から見れば多少古典的ではあるが、とにかく日

本は第2次大戦中に、かなり優秀な固体燃料を作った経験があること。

などである。

米国でも同様な計画があることを知ったのは、筆者が昭和 31 年 6 月に渡米したとき初めてで、Nike-Deacon の存在を知り、さらに 31 年 12 月の渡米で、Terrapin (米), Nike-Cajun (米), Iris (米), Skylark (英), Monica (仏) と観測ロケットが全部固体燃料になり、とくに Nike-Cajun, Monica, Terrapin などは、その計画の基本方針が KAPPA と全く同一であることを知った。したがって、現在となつては、KAPPA 計画の根本方針に対して疑惑をもつ人はないはずであるが、30年6月の当時、カッパ計画立案の頃を思うと、誠に感慨に耐えない。もし当時多くの批判に左右されて液体ロケットの研究に重点をおいたならば、I. G. Y. への参加はできなかったであろう。

冒頭に述べた KAPPA 計画の基本方針は 31 年 11 月に Newell 博士が提唱した観測ロケットの基準と全く一致している。

以上のように基本方針としては今から見ると最新型の観測ロケットをねらっていたわけであるが、最終的な設計に到達するまでに、以下に述べるような多くの紆余曲折があった。

KAPPA ロケットは、さらに性能向上して SIGMA の名でよばれることになり、I. G. Y. には KAPPA と SIGMA が併用されようが、今後さらに計画の進展があるはずであり、ここに述べるのは 30 年 6 月から 31 年 12 月までの間の経過にすぎない。

第1に決定すべきは、KAPPA の主ロケット(ブースタではない)の大きさである。ペンシル、ベビーと来て、どの程度の大きさにすべきか、ここで大きさをきめる量として直径、全長、重量など種々ある。われわれは下のような考案からロケットを搭載燃料の重量で区分する方針をとった。

ロケットの重量= G 、速度= v 、推力= T とすると、空気抵抗を無視したときの(ロックーンでのロケットの運動はほぼこれに当る)垂直上昇の運動方程式は、

$$\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = T - G$$

となる。推薬の重量を P とし、 $G - P = M$ とし燃焼中 T が一定とし、また、重量として、燃焼中の平均値

$$G_{mean} = M + \frac{1}{2}P$$

を使用すれば上式は、容易に積分されて

$$v = \frac{g \cdot S_i}{\frac{M}{P} + 0.5} - g \cdot \tau$$

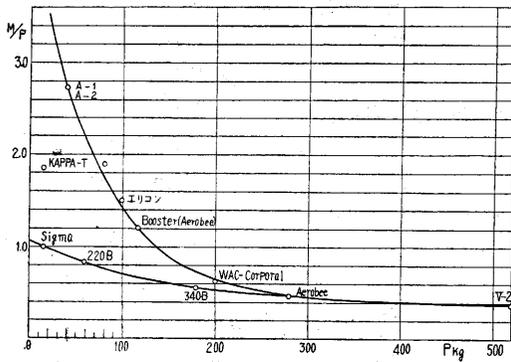
ただし S_i =Specific impulse, τ =燃焼時間となる。
たとえば $S_i=200$ 秒, $g=10 \text{ m/sec}^2$ とすれば,

$$v = \frac{2,000}{\frac{M}{P} + 0.5} = 10 \cdot \tau$$

上昇高度は

$$Z = \frac{1}{2g} \cdot v^2$$

で得られるから、観測ロケットの上昇性能は第 1 次的には(空気抵抗を無視すれば)ロケット機体の構造重量と、推進の搭載量 P の比と、duration τ によってのみきまる。



第 1 図

第 1 図は従来知られている各種ロケットの $\frac{M}{P}$ を燃料搭載量 P に対して plot したものである。これから、構造重量と燃料重量比は、ロケットが大型になるほど小さくなる傾向があることが知られる。この表から KAPPA の燃料は 5 kg より大きく、100 kg より小さいところに見当をつけた。

30年 6 月よりはペンシル、ペビーに比らべて大型の固体燃料エンジンを製作する方法、および固体燃料自体の新らしい研究試作を開始し、一応外径 120 mm 級のエンジンならば設計可能であるとの結論を得た。

この結果、30 年 9 月には推進部の全長を 0.5 m より 2.0 m の間にかえて 4 通りの計画をたてた。すなわち、

第 1 表

推 薬 長	0.5 m	1.0 m	1.5 m	2.0 m
推 力	836 kg	1,672 kg	2,505 kg	3,350 kg
燃 焼 時 間	1.77 秒	1.77 秒	1.77 秒	1.77 秒
推 薬 量	5.9 kg	14.8 kg	22.2 kg	29.6 kg
エンジン重量	6.1 kg	14.8 kg	15.8 kg	29.6 kg

上表の中、1.0m のものが後に KAPPA-J と名付けられ、1.5m のものが KAPPA-S と名付けられたが、これは 30 年の 11 月頃である。

2. 第 1 次計画

カッパ第 1 次計画は上表中、推進長 1m のものを基準として、同一エンジンによる 3 段式でたてられた(第 2 図)。

この Total impulse は

$$\begin{aligned} T \times \tau &= 3,380 \text{ kg} \times 0.886 \text{ 秒} \\ &= 2,360 \text{ kg} \times 1.26 \text{ 秒} \\ &= 1,672 \text{ kg} \times 1.77 \text{ 秒} \end{aligned}$$

の 3 通りに考えられ、推力計画理論(秋葉鐘二郎: ロケットの垂直上昇性能と最適推力計画 生産研究, 8-6 PP256-259)を最初に適用した上昇性能計算を行った。

- この結果は 第 1 coast time = 20 秒
- 第 2 " = 44 秒
- 第 3 " = 200 秒

で上昇高度 $Z_{max} = 100 \text{ km}$ となった。

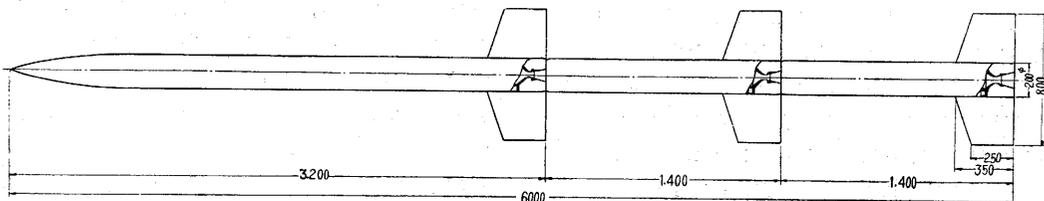
この第 1 次計画にもとづいて pay load の影響を論ずると、

Pay load	Z_{max}	V_{max}
0	102 km	1,415 m/s
3 kg	93 km	1,355 m/s
6 kg	84 km	1,220 m/s

以上のようになる。

3. 第 2 次計画

第 1 次計画によって、一応 KAPPA 主ロケットの大きさの見当がつけられたが、その後構造重量の増加と共にさらにブースタを大型化し、質量比をブースタ・ステージで大きくする目的から、2 種類のブースタが計画された。すなわち、

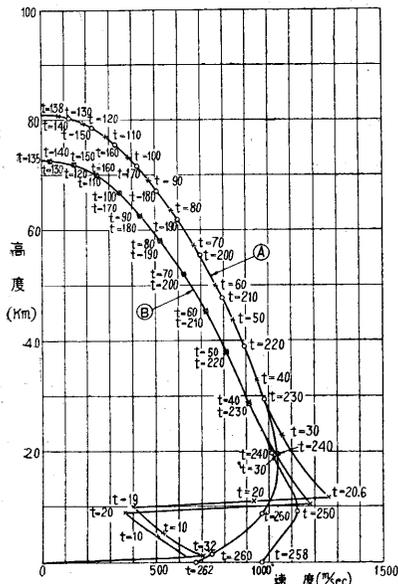


第 2 図

第 2 表

	主ロケット	ブースタA案	ブースタB案
外 径	128 mm	180 mm	200 mm
推 力	1,285kg	2,630kg	4,630kg
燃 焼 時 間	2.23 sec	1.6 sec	1.6 sec
構 造 重 量	24 kg	32 kg	43 kg

4. 第3次計画



第 3 図

第2次計画について、実際に搭載されるべき観測用計器の容積、寸度を検討の結果、太陽輻スペクトルなどはかなり大型になり、外径130mm程度では納まらぬことになったので、30年12月に到り、第2次計画のブースタBを主とする大外径系列と、主ロケット130mm級を主とする小外径系列の2案を考えこの上昇および下降運動の計算を行った。共に3段式である。

第3次計画A

推 力 4,600 kg + 4,600 kg + 4,600 kg
 燃焼時間 1.6 sec + 1.6 sec + 1.6 sec
 構造重量 42 kg + 35 kg + 37 kg

第3次計画B

推 力 1,285 kg + 1,285 kg + 2,145 kg
 燃焼時間 2.23 sec + 2.23 sec + 2.23 sec
 構造重量 22.6 kg + 15.5 kg + 15.5 kg

この結果を第3図に示す。

5. 第4次計画以下

第3次の計画での上昇高度は100kmに達せず80km程度であるので、100km以上の上昇力をもつロケットとして色々な組合せを考え、この上昇計算を行った。これが第4次以下第14次計画である。その概要は、

第4次計画：第1次計画と同一、130mm径ロケット3段の組合せで $Z_{max}=17$ km
 上昇限度が100kmから17kmになったの

は重量増加のためである。

第5次計画：220mm径ロケットの3段式

$$Z_{max}=73 \text{ km}$$

第6次計画：第4次計画で重量軽減した場合

$$Z_{max}=42 \text{ km}$$

第5次計画で重量軽減した場合

$$Z_{max}=114 \text{ km}$$

第7次計画：350mm外径のロケットの3段式

$$Z_{max}=51 \text{ km}$$

第8次計画：130mm径ロケットを7本束にする

grouped-engine で3段式

$$Z_{max}=69 \text{ km}$$

第9次計画：130mm径ロケットを主ロケットとし、

220mmブースタを2本用いる3段式

$$Z_{max}=117 \text{ km}$$

第10次計画：220mm径ロケットを主ロケットとし、

これに220mm径ロケットの推進長さを1.5倍したもの2個をブースタとして用いる

3段式 $Z_{max}=89 \text{ km}$

第11次計画：220mm径ロケットを主ロケットとし、これに

350mm径ロケット2個をブースタとしてつけた3段式

$$Z_{max}=110 \text{ km}$$

第12次計画：130mm径ロケットを主ロケットとし、

これに第1ブースタとして燃料57kg、第2ブースタとして燃料186kgをもつ3段式の場合

$$Z_{max}=51 \text{ km}$$

第13次計画：220mm径のみによる3段で、主ロケットは、

第5次の $\frac{1}{2}$ 、ブースタは1.5倍にする

$$Z_{max}=129 \text{ km}$$

第14次計画：第5次計画で燃料搭載の空間比を大きく

した場合 $Z_{max}=84 \text{ km}$

以上を総合すると、100km以上上るものは

第6次計画、第9次計画、第11次計画、第13次計画

の四つの組合せである。

6. 第15次計画

31年2月に前記第4次より第14次に至る結果を検討して、第9次計画にもとづいて、これをさらに進展させたものとして130mm径主ロケットに220mm径のブースタ2段をもつ第15次A計画と、ブースタは同一で主ロケットのみ220mm径にする。第15次B計画を立案し、Aをテレメータ用、Bをリカバ用として、搭載品の検討を行い、ロケット・ポーンカメラ、分光器、パラシュート、フロートなどの重量、容積を検討して、B型の大体の寸法を出した。

第15次計画の完成のために30年12月から31年2月にわたって提出された問題点は下のごとくである。

予想性能: $Z=13 \text{ km}$ で $V=1,800 \text{ m/s}$
 $Z=40 \text{ km}$ で $V=1,300 \text{ m/s}$
 $Z=60 \text{ km}$ で $V=1,100 \text{ m/s}$
 $Z=80 \text{ km}$ で $V=800 \text{ m/s}$
 $Z_{max}=120 \text{ km}$

- (31) 水平テスト・スタンド
- (32) 垂直テスト・スタンド

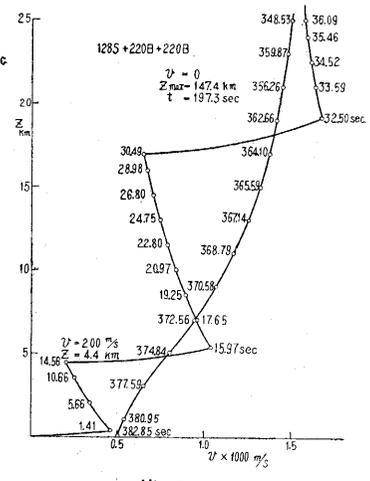
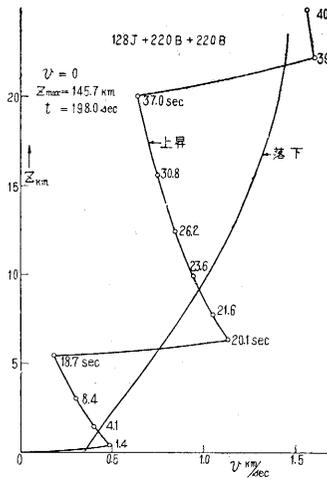
- (1) 抵抗係数とマツハ数の関係
- (2) リカバ運動中の大気のショックと空気制動
- (3) 3, 2, 1 段切り離し時の安定と分乱
- (4) 切り離されたブースタの運動
- (5) 空力学的熱問題
- (6) 超音速の空力学的問題 (空気抵抗, 安定性)
- (7) 地球観測年用計器の取付方法 (軽動体構造)
- (8) 尾翼構造と胴体への取付方法
- (9) 固体燃料とその製造法
- (10) エンジン
- (11) トランスポンダ (大きさ, 重量)
- (12) 地球観測年用計器 (大きさ, 重量)
- (13) アンテナ系
- (14) トランスミッタ (大きさ, 重量, 取付法)
- (15) 切断系
- (16) 時限系
- (17) リカバ運動
- (18) 空気制動, パラシュート, フロート, ロケーション
- (19) ロケット・ボーンレコーダ
- (20) ロケット・ボーンカメラ
- (21) 光学的追跡系
- (22) レーダ追跡系
- (23) 飛しょう径路レコーダ
- (24) 切り離し構造 (直ぐに落ちないこと)
- (25) ランチャー (ランチング系)
- (26) ロケット運搬 (ウインチ)
- (27) 通信系 (I. T. V.)
- (28) 工作法関係
- (29) 飛しょう計画 (時期, 人員, 輸送回数, 目的等)
- (30) 発煙系

7. 第 16 次計画以下

第 15 次計画の具体化のための研究, 特に搭載品の確定に伴い Radar Tracking のためのトランスポンダ, DOVAP のレスポンス, テレメータ系, 計測系の搭載と性能を考慮した結果, 外径 128mm で推薬長さ 1m の KAPPA 128J と薬長 1.5m の KAPPA 128S および 200mm 径の 3 種のロケットが立案され, これについて詳細な性能計算が行われた. すなわち,

- 第16次計画: 220 型の 1 段
- 第17次計画: 220 型+220B の 2 段
- 第18次計画: 220 型+220B+220B の 3 段
- 第19次計画: 128 S の 1 段
- 第20次計画: 128 S +220 B の 2 段
- 第21次計画: 128 S +220 B +220 B の 3 段
- 第22次計画: 128 J の 1 段
- 第23次計画: 128 J +220 B の 2 段
- 第24次計画: 128 J +220 B +220 B の 3 段

これ等の略図および性能計算結果は第 3 表に示す通りである. 第 4 図, 第 5 図にその性能の一例を示す. 31年



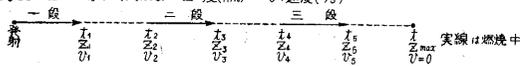
第 4 図

第 5 図

第 3 表

番号	名 称	略 図	Z _{max} Km	t _{dec} sec	t ₁ sec	Z ₁ Km	V ₁ %	t ₂ sec	Z ₂ Km	V ₂ %	t ₃ sec	Z ₃ Km	V ₃ %	t ₄ sec	Z ₄ Km	V ₄ %	t ₅ sec	Z ₅ Km	V ₅ %	U _{max} (M) %	U _{max} (M) Km	U _{max} (M) Km	
1	128J		8.2	37.5	2.0	0.835	860														860 (2.69)	0.835	
2	128J+220B		48.5	116.0	1.4	0.622	935	23.0	10	220	25.0	11.31	1115								1155 (3.59)	11.30	
3	128J+220B+220B		145.7	198.0	1.4	0.335	495	18.7	5.4	180	20.1	6.28	1140	37.00	20.0	640	39.00	22.17	1605	1605 (5.02)	22.17		
4	128S		11.65	39.72	2.01	0.908	951.7														951.7(2.97)	0.908	
5	128S+220B		66.1	130.1	1.41	0.556	830	19.49	9.25	300	21.5	10.77	1299.5								1299.5(4.06)	10.77	
6	128S+220B+220B		147.4	197.3	1.41	0.317	463.9	14.56	4.4	200	15.97	5.35	1038.4	30.49	17.0	6.50	32.50	19.24	1669	1669.3(5.22)	19.24		
7	220S		10.0	36.11	1.41	0.826	1099.2														1099.2(3.44)	0.826	
8	220S+220B		39.74	94.13	1.41	0.392	576.3	20.21	6.25	16.5	21.62	7.13	1306.7								1306.7(4.08)	7.13	
9	220S+220B+220B		87.7	147.96	1.41	0.232	353.2	7.58	2.1	250	8.99	2.76	774.4	27.31	11.2	290	28.72	12.35	1455	1455.3(4.55)	12.35		

記号説明図 t: 時間(sec) Z: 度(Km) V: 速度(%)

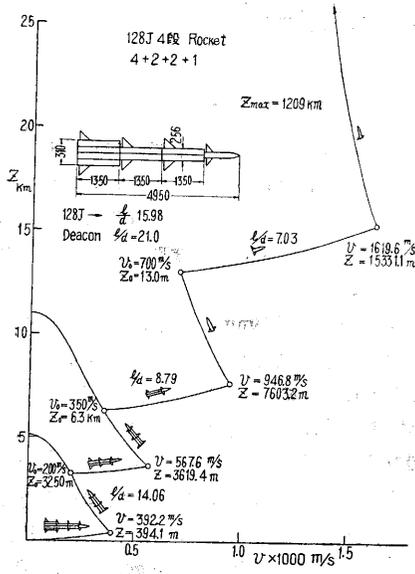


第4表 128J grouped rocket の性能表

略	称	略	図	km Z_{max}	sec f	sec t_1	km Z_1	m/s v_1	sec t_2	km Z_2	m/s v_2	sec t_3	km Z_3	m/s v_3	sec t_4	km Z_4	m/s v_4	sec t_5	km Z_5	m/s v_5	sec t_6	km Z_6	m/s v_6	sec t_7	km Z_7	m/s v_7	v_{max} の Mach 時の No.	v_{max} の Mach 時の Z km
第25次	4+4+1			106.2	140	3.0	0.45	475	12.4	3.5	200	15.4	3.9	1,075	31.6	15.5	500	34.6	17.4	1,430							(4.4) 1,430	17.4
第26次	2+2+2+2+1① (Booster は 4+4 と添す)		"	114.8	156.6	3.0	0.21	210	9.9	1.4	140	12.9	2.0	380	22.9	4.8	200	28.9	7.0	920	41.6	16.0		550	43.6	18.0	(4.6) 1,485	18.0
第27次	2+2+2+2+1② (2+2+2+2+2 Booster は落す)		"	145.1	200.0	3.0	0.211	210	4.7	0.7	180	7.7	1.3	428	15.9	4.0	255	21.9	6.64	1,163	35.2	17.0		760	38.2	19.5	(5.3) 1,696	19.5
第28次	2+2+2+2+1③			139.4	190.0	3.0	0.211	210	4.1	1.1	180	7.1	1.6	370	20.2	5.0	160	29.2	8.4	1,000	39.4	16.8		700	42.4	19.0	(5.1) 1,650	19.0
第29次	4+2+2+1		"	120.9	170	3.0	0.39	392	13.36	3.25	200	16.36	3.62	568	22.7	6.3	350	25.7	7.6	947	32.3	13.0		700	35.3	15.33	(5.06) 1,620	15.33
第30次	3+3+1			97.7	140	3.0	0.43	425	15.75	4.1	200	18.75	5.2	925	33.9	15.0	460	36.9	16.8	1,395							(4.35) 1,395	16.8
第31次	4+1			39.4	72	3.0	0.80	790	23.53	8.8	200	26.53	10.1	1,110													(3.47) 1,110	10.1
第32次	2+2+1			64.9	120	3.0	0.395	393	14.20	3.2	150	17.20	4.12	769.3	38.51	13.5	250	41.51	14.95	1,189							(3.7) 1,189	14.95
第33次	3+3+1+1			122.9	187.9	3.0	0.5	350	8.08	2.0	245	11.08	3.40	710	26.42	11.5	400	29.42	13.2	770	38.00	19.00		600	41.0	22.1	(4.61) 1,475	22.1
第34次	3+1			30.9	84.73	3.0	0.95	650	18.17	7.0	235	21.17	8.95	1,050													(3.28) 1,050	8.95

第5表 Dart の性能表

略	称	略	図	km Z_{max}	sec f	sec t_1	km Z_1	m/s v_1	sec t_2	km Z_2	m/s v_2	sec t_3	km Z_3	m/s v_3	sec t_4	km Z_4	m/s v_4	sec t_5	km Z_5	m/s v_5	sec t_6	km Z_6	m/s v_6	sec t_7	km Z_7	m/s v_7	v_{max} の Mach 時の No.	v_{max} の Mach 時の Z km
第35次	Dart+128 (D+1)			13.5	46.26	3.0	0.9	650																			(2.0) 650	0.90
第36次	D+1+3			48.8	101.24	3.0	1.0	685	t_1 と同	Z_1 と同	v_1 と同	6.00	3.65	1,140													(3.56) 1,140	3.65
第37次	D+1+3+2+2			98.5	150	3.0	0.21	200	t_1 と同	Z_1 と同	v_1 と同	6.0	0.9	450	11.5	3.00	310	t_1 と同	Z_4 と同	v_4 と同	14.5	4.3		910	17.5	6.5	(4.56) 1,460	6.5
第38次	D+1+4+3		"	86.2	140	3.0	0.30	330	t_1 と同	Z_1 と同	v_1 と同	6.0	1.7	101	t_3 と同	Z_2 と同	v_2 と同	9.0	4.1	1,444							(4.5) 1,444	4.1
第39次	D+1+1+3+3		"	123.1	173.0	3.0	0.55	340	6.67	2.0	250	9.67	3.5	700	18.76	8.9	500	21.76	10.85	820	t_5 と同	Z_5 と同	v_5 と同	24.76	14.30	(4.66) 1,490	14.30	
第40次	D+1+7		"	67.3	130.5	3.0	0.8	840	6.00	3.0	1,320															(4.1) 1,320	3.0	



第 6 図

4 月に至り、第 16 次より第 24 次計画の比較検討の結果、第 24 次計画の一本槍で進むことに決定し、ここに KAPPA 計画は一応の終点に達した。このため太陽分光器なども 128 mm 径のロケットに載せ得るよう設計変更を行うことが提案された。

8. Grouped Rocket 系の研究

KAPPA の終点は一応第 24 次計画に到着したが、この決定を裏書きするために、二つの研究が行われた。一つは Grouped-Rocket 系の研究で、他は DART 系の研究である。

Grouped Rocket とは、多段式ロケットが直列型 series であるのに比べて、並列配置 parallel 型で、つまり、多数のロケットを束にし、これを推力計画に応じて落して行くやり方である。この利点はエンジンユニットとして単一のものを作ればよいことと、合理的な推力計画が

行われるので上昇性能がよく、また加速度が小さい。欠点は機構で複雑になることである。

第 4 表に示す第 25 次計画より第 37 次計画に至る系列は、いずれも KAPPA128J のみを用いたいろいろな組合せである。たとえば第 6 図は第 29 次グループ・ロケットの V-Z diagram で、ロケットをいかに落して行くかが示されている。この場合は $Z_{max}=140$ km に達しきわめて性能は優秀である。

これ等の研究は31年4月より5月にかけて行われた。

9. DART 系の研究

多段式または Grouped Rockets の系列で、先端のロケットのみにエンジンをつけず、計測系だけにしたものを DART という。DART は投げ矢である。これは inertia のみで上昇する。128J の組合せの Grouped Rocket に DART を用いた各種の計画は、第 35 次より第 40 次計画で検討され、その結果は第 5 表に示す通りである。

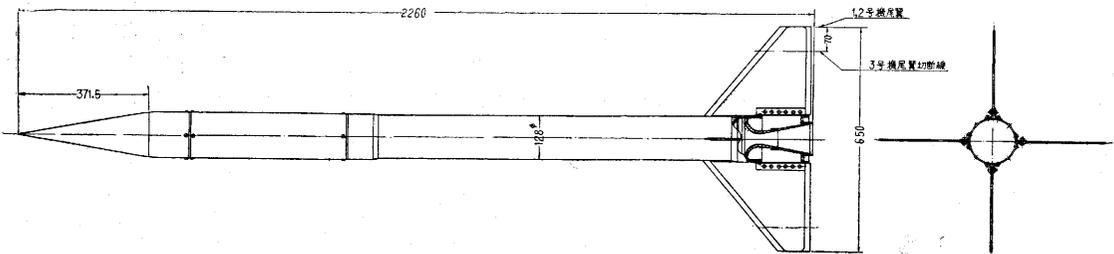
DART は low-altitude では有利であるが、high-altitude では有利でない。したがって KAPPA のように 100 km 級のものに使用するのには得策ではない。

10. KAPPA-128-J

上記諸計画の検討の結果、テスト・スタンドにおける地上の燃焼試験の進歩状況を勘案して、KAPPA 用主ロケットとして第 22 計画のものを採用し、これを KAPPA-128J と名付けた。

KAPPA-128J は、S (Simple, 第 7 図) 用として 3 機さらに T 用として 4 機を製作し、S 用で、ランチング、分散、安定、一般飛しょう性能を調らべ、T 用でテレメータ、レーダ を用い、速度、加速度、Aerodynamic heating などを実測する。

S は 3 機 9 月に飛しょう試験を行い、T は 4 機を 12 月にそれぞれ秋田ロケット試験場で飛しょう試験を行った。詳細は以下の各章を参照されたい。(1957.1.24)



第 7 図