

1963 年における観測ロケットの計画

系 川 英 夫

宇宙観測に使用されたカッパ系ロケット

1963 年 3 月末までに、東大生産技術研究所 S E 研究室を中心とする日本の観測ロケット研究グループが完成し、宇宙観測に使用されたカッパ・シリーズは下の 5 機種である (第 1 表)。

第 1 表

機 種	高度(80°)km	PAYLOAD(kg)	No. of Stages
K-6	60	12	2
K-6H	85	12	2
K-8L(K-6S)	200	12~15	2
K-8	202	40~50	2
K-9L	350/110	12/25	3
K-9M(K-8H)	400	40~50	2

これらの相対的な大きさの比較は第 1 図に示されているとおりである。第 1 表中で K-9L の高度 350/110 の意味はこのロケットは、3 段式で第 2 ブースタの最高々度が 25 kg の payload で 110 km であり、また last stage rocket の高度が 12 kg の payload で 350 km の意味である。すなわち K-9L は 25 kg payload で高度 110 km のロケットと、12 kg payload で 350 km 高度の二つのロケットを同時に打ち上げたとき equivalent になる。ただしこの場合は、テレメータ系、レーダ系、光学観測系等、地上施設がダブルに必要なことは申すまでもない。

1963 年 5 月現在までに打ち上げられた機数は

K-6 系 (K-6H, K-8L を含む) :	20 機
K-8 系 (K-9M を含む) :	13 機
K-9L :	2 機
総計	35 機

で、これは 1958 年 6 月 (IGY) から、1963 年 5 月まで、通算 5 年間の集計である。搭載された payload は K-6 が平均 12 kg, K-8 で 45 kg, K-9L で 37 kg であるから、通算 5 年間に打ち上げられた payload の総量は

K-6 系	252 kg
K-8 系	585 kg
K-9L	74 kg
計	911 kg

に達し、これらで観測されたそれぞれの flight records は

第 2 表	K-6 firing records
第 3 表	K-8 "
第 4 表	K-9 "

に示される。

また各年に打ち上げられた機種の大きさと数を一目で判るようにしたのが第 2 図である。

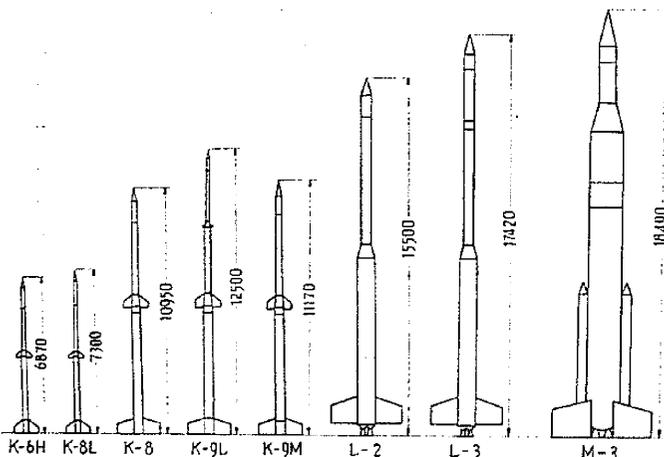
第 5 表は Kappa-series ロケットの結果一覧である。

今後の計画

以上が Kappa-Series の成果をまとめたものであるが、これらの打上げ実験を通して得られた観測ロケットの今後要求される specification は、(1) payload (2) altitude (高度性能) (3) economical factor (経済性) (4)安全性・信頼性 (reliability) (5)加速度 (acceleration) である。これらについて考えてみると、

(1) payload (計器搭載量) IGY 当時は、小型ロケットで小さい payload のもので single purpose のものがよいと考えられていた。

NASA (当時は NPL) の Newell 氏などもこの意見の代表的な指導者であったと思う。しかし IGY 以後、人工衛星の打上げ、多数の観測ロケットによる観測データの蓄積とともに、この傾向は漸次変わって、多項目の同時観測の方向になってきた。これは宇宙物理諸量の相互関係が問題になってきたため、たとえば電離層研究でも、イオン密度



第 1 図

第 2 表 Firing Records of Kappa-6

	Date of Firing		Name of Rocket	Launching Time	Angle of Launcher	Altitude (Km)	Flight Duration (sec)	Instruments
	Month	Year						
1	16	Jun. 1958	K-VI-1	11: 36	75°			Flight Test
2	20	Jun. 1958	K-VI-2	15: 15	78°	40-50	200"	Flight Test
3	24	Jun. 1958	K-VI-TW-1	10: 51	78°	25	21"	Temperature and Wind
4	30	Jun. 1958	K-VI-TW-2	16: 52	75°	45	75"	Temperature and Wind
5	12	Sept. 1958	K-VI-3	10: 31	78°	40	208"	Flight Test
6	14	Sept. 1958	K-VI-4	11: 40	78°	40	207"	Flight Test
7	25	Sept. 1958	K-VI-RS-1	14: 50	78°	40-50	140"	Solar Radiation
8	25	Sept. 1958	K-VI-TW-3	11: 55	78°	50	100"	Temperature and Wind
9	26	Sept. 1958	K-VI-TW-4	12: 50	78°	60	100"	Temperature and Wind
10	28	Sept. 1958	K-VI-CP-1	12: 05	78°	36	205"	Pressure and Cosmic Rays
11	29	Nov. 1958	K-VI-RS-2	12: 05	78°	40	130"	Solar Radiation
12	30	Nov. 1958	K-VI-CP-2	13: 00	78°	49	230"	Pressure and Cosmic Rays
13	23	Dec. 1958	K-VI-TW-5	12: 03	80°	60	120"	Temperature and Wind
14	17	Mar. 1959	K-VI-RS-3	10: 35	80°	56	240"	Solar Radiation
15	18	Mar. 1959	K-VI-TW-6	11: 45	80°	50	104"	Temperature and Wind
16	19	Mar. 1959	K-VI-RS-4	10: 15	78°	50	215"	Solar Radiation
17	20	Mar. 1959	K-VI-TW-7	11: 50	80°	50	104"	Temperature and Wind
18	17	Sept. 1960	K-6-TW-8	11: 47	80°	47	228"	Grenades Temperature and Wind Experiments
19	29	Sept. 1960	K-6H-1-TW-9	11: 46	78°	70	270"	Grenades Temperature and Wind Experiments
20	23	Aug. 1962	K-6S-1(K-8L-1)	16: 15	80°	173	424"	Flight Test (KSC)

第 3 表 Firing Records of K-8

No.	Date		Time	Launching Angle (deg)	Peak Alt. (km)	Flight Time	Pay-load (kg)	Items of Observations
	Month	Year						
K-8-1	11	July. 1960	13: 24 JST	73°	150	380	35	Flight Test, Acceleration Deceleration Temperature Strains
K-8-2	17	July. 1960	3: 11 JST	78°	182	413	35	Flight Test Preliminary Test of Ion Probe
K-8-3	22	Sept. 1960	15: 32 JST	80°	200	440	35	Positive Ion Density and Cosmic Ray Intensity

(COSPAR)

K-8-4	26	Sept.	1960	20: 25 JST	78°	185	433	35	Positive Ion Density and Cosmic Ray Intensity
				(night)					
K-8-5	27	March.	1961	13: 08 JST	79°	173	419	45	Ion and Electron Density Electron Temperature and Air Glow
K-8-6	18	April.	1961	21: 27 JST	80°	150	376	45	Ion and Electron Density Electron Temperature and Air Glow
				(COSPAR) (night)					
K-8-7	21	July.	1961	12: 42 JST	80°	100	410	54	Ion and Electron Density Electron Temperature and Air Glow
				(COSPAR)					
K-8-8	24	Oct.	1961	12: 58 JST	81°	200	440	31	Two Ion Probes, Electron Probe Plasma Probes
				(COSPAR)					
K-8-9	30	Oct.	1961	20: 13 JST	81°	175	407	45	Two Ion Probes, Plasma Probe Electron Probe, & Two Air Glow Meters
K-8-10	24	May,	1962	19: 50 JST	81°	failure		40	Two Ion Probes, Resonance Probe, Electron Probes Electron Density Probe, Plane Probe, Geomagnetic Aspect-meter
K-9M-1	25	Nov.	1962	11: 01 JST	78°	Second stage ignition failed		40	Two Resonance Probes, one plane Probe, one Mesh Probe, Acceleration, Deceleration, Vibration, Strain, Temperature Gauges
K-8-11	18	Dec.	1962	14: 03 JST	79°	202	443	40	Cosmic Ray Counters, Geomagnetic Aspectmeter, Radio Noise Propagation
K-9M-2	20	May	1963	11: 09 JST	79°	345	620	50	Geomagnetic Aspectmeter VLF and MF wave in ionosphere

第 4 表 Flight records of K-9

	date	time	launching angle	range
K-9L-1	1 April	1961 12: 25 JST	80°	Akita
K-9L-2	26 Dec.	1961 14: 05 JST	80°	Akita

	payload	altitude	time	item of observation
K-9L-1	11.3 kg	350 km	630 sec	acceleration, deceleration, temperature, telemetering system
K-9L-2	25 kg	350 km	630 sec	resonance probe for electron density, acceleration, temperature

・電子密度・電子温度・電場・磁場等の同時観測が要求される。

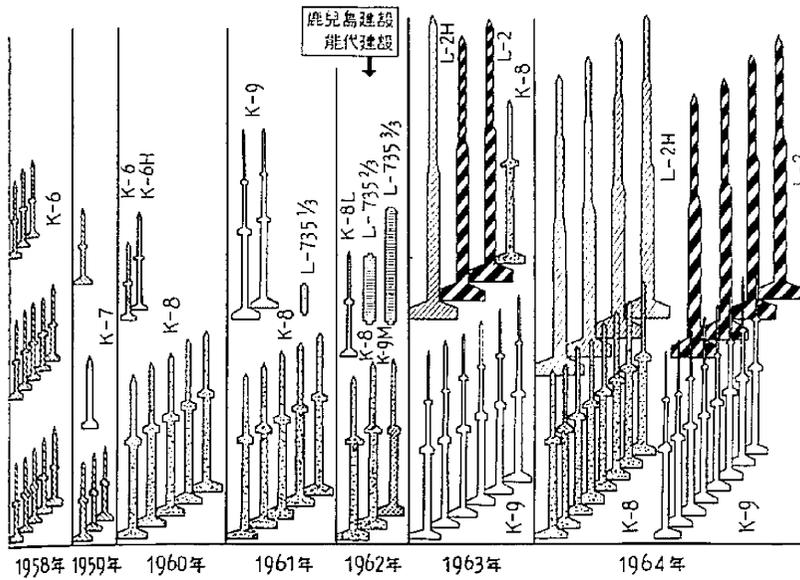
また太陽観測でも sun・follower による太陽のガンマ線撮影などの場合は、single purpose でも payload の大きいことが要求される。前表で性能からは K-9L が 350 km の高度をもつのにわずか 2 機しか要求されておらず、K-8 型が圧倒的に多いのは、K-8 の payload 40

～50 kg が K-9L の 12 kg に比べて大きいからで、高度性能 200 km という K-9L に対する劣勢を cover しているからである。

すなわち、現在一番要求されているのは高度性能ではなく、payload である。すなわち、high payload である。この傾向から考えると、今後の観測ロケットは直径の大きくて、全重量も大きく payload も大きい

大型化に進むという結論がでてくる。

(2) 経済性 (economical factor) 経済性は宇宙研究のように cost のかかる研究では、日本のような国情にあつては、特に重要な問題であつて、経済性から考えると (payload) × (altitude) × (number of firings) × (success percentage) を maximum にすること。すなわち、



第 2 図 日本の今までに打ち上げた宇宙観測ロケットとこれから打ち上げようとしている宇宙観測ロケット

第 5 表 Basic Data of Kappa-Series Sounding Rockets

Name	K-6	K-6 H	K-8 L(K-6 S)	K-8	K-9 M(K-8 H)	K-9 L
First Flight	Jun. 1958	Sep. 1960	Aug. 1962	July. 1961	Nov. 1962	Apr. 1961
Total Length (m)	5.6	6.9	7.3	11	11	11
Max. Diameter (mm)	250	250	250	425	425	425
Total Weight (kg)	260	330	337	1,500	1,400	1,600
Second Stage Rocket Length (m)	3.5	3.3	3.8	4.7	5.4	third stage rocket 3.4
Weight (kg)	83	89	92	320	330	98
Diameter	155	155	160	245	250	150
Velocity at second stage b.o	1370 m/s	1460 m/s	2210 m/s	2040 m/s	2800 m/s	2750 m/s
Max. Acceleration	29 g	27 g	43 g	25 g	46 g	32 g
Flight Time(sec)	84	95	440	440	600	630 sec

第 6 表 Specific Cost per 1 kg Payload to 100 km Altitude

by K-6: $\frac{¥76 \times 10^6}{156 \times 0.5} = 11 \times 10^6 = \$30,000$
 by K-8: $\frac{¥68.4 \times 10^6}{360 \times 1.75} = 100,000 = \300
 by L-2: $\frac{¥60 \times 10^6}{400 \times 5.5} = ¥27,000 = \75

Total Cost
 Payload × (Altitude) × (Number of Effective Firings) → Minimum

にすることで、この economical factor について、第 6 表に K-6 型、8 型、L-2 型の 3 機種によって 1 kg payload を 100 km の高さまであげたときに必要な

cost を示す。

これで見ると、K-6 を 1 kg payload で 100 km の高さにあげるには約 1000 万円、それが 8 型になると 10 万円、L-2 になると 2 万 7 千円ということになって、ロケットの直径の増大とともに経済性はいちぢるしく増大するという傾向になる。

この傾向から考えると economical factor からの観測ロケットの直径は当分の間大きい方向に進まざるを得ない。

(3) 安全性と信頼度

(safety and reliability) 日本のように人口密度の多い国では安全性の問題は極度に重要である。このことは、K-10 型の異常飛しょうによって起きた当時の事件を考えてみれば、容易に推定されることであって、ちなみに秋田実験場における住民家屋の最短距離は 250 m である。また鹿児島実験場ではそれが 1 km にすぎない。これはアメリカが観測ロケット研究を start した頃の White Sands における 100 km × 100 km あるいは Cape Canaveral の 200 km × 300 km というような scale の大きい発射場に比べてわず

か 1 km の safety distance (安全距離) しかもたないということは、極度に信頼度のある安全なロケットを開発する必要があるということを示している。

ところで、ロケットの失敗率あるいは成功率と直径の関係を探ると第 1 式に示すように、ロケットに飛しよ

$$\frac{\int C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \times dZ}{\text{mass of rocket}} \propto \frac{D^2}{D^2} \propto \frac{1}{D} \dots (1)$$

$$\text{failure percentage} \propto \frac{1}{D}$$

う実験の failure を起こす一つの factor である空気との摩擦による熱の問題、あるいは空気密度の高い所におけるロケットの尾翼その他にかかる加重の問題は、空気抵抗に比例し、それから一方それをうけとめるロケットの mass は直径の 3 乗に比例するので、したがって成功率

を大きくするためには、diameter を大きくするということが必要になり、あるいは逆に failure percentage は $\frac{1}{D}$ に比例するということになる。この意味からも reliability をあげ、発射の安全度をあげるために、ロケットの直径は大きい方向に向かうことになる。

(4) 加速度 (acceleration) 加速度に対する欲求として搭載する計器に対しては、小さいGが好ましい。従来のカッパロケットの加速度はせいぜい 10G~30G 程度であって、この意味ではアメリカの観測ロケットに比べていちぢるしく low G であり、計測器に対する関係においては好ましい状態にある。また、空気の濃密な所を通りすぎる間の aerodynamic heating 空気加熱の問題にしても発射の low G が望ましい。ところが、風に対する分散、いわゆる横風によって軌道が変化する風分散の影響を考えると high G が望ましい。

ことに気象ロケットのような小型で風の影響を受けやすいロケットには、この風の分散による軌道の変化が問題になって high G が好ましい。

以上加速度に対しては高・低両方が要求され、適当な値が必要になってくる。カッパロケットでどの程度の加速度を持っているかは第5表が示すようである。

以上総合すると、カッパロケットの性能を向上して K-6 を K-6H にし、さらに性能向上して 8L 型にする。あるいは K-8 を性能向上して K-9M 型を作るといふ努力と同時に大直径 engine の開発が今後要求されるということになり、このために二つの booster の開発が計画されている。

第1は Lambda 計画といわれるもので、これは直径 735 m/m の engine を開発し、これを booster とするところの rocket series すなわち観測ロケットの Lambda Series を開発することである。その Lambda rocket については別項、Lambda rocket の地上エンジンの開発の項を参照されたい。

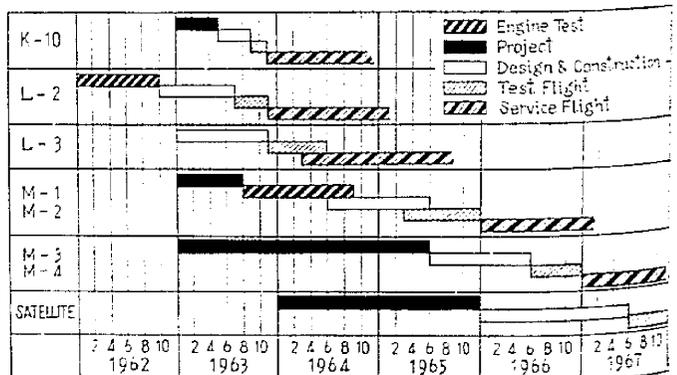
Lambda rocket の直径を 735 m/m に決めるにあたっては optimization system engineering の広範な研究が行なわれ、直径 400 m/m から 1 m におよぶ広範な直径の survey が行なわれた。こうして optimization study の結果、直径 735 m/m の booster を決定したわけである。別項のように、L-735 と呼ばれる径 735 の地上試験は 1962 年をもって全部終了した。1963 年に入って、さらに大きな diameter のロケットを開発するために LD 班という特別の研究班が作られた。LD 研究班は過去2年以上の長い研究期間を通じて 735 m/m 直径の Lambda booster につづく次期の booster の直径をどのくらいの大きさにすべきかについて検討した。その結果直径は 1.3 m から

1.5 m の間が optimization system engineering の点から最良なりという結論が得られ、ここで、最終的には直径 1.4 m と決められた。

1963 年では、その Mu の engine 長さを 1/3 にしたものおよび実際の長さの 2/3 にしたものの 2機の予算の配布をうけたので、Mu booster の第1次、第2次の地上試験が行なわれる計画である。Lambda booster が完成することによって、2段式、あるいは3段式の L-2 型とか、L-3 型とも称すべきロケットの開発が行なわれるであろうし、Mu booster の地上実験が終了すれば、これを使用した M-1、M-2、M-3、M-4 ともいふべき多段ロケットが計画されるであろう。本年 1963 年に計画されているのは、L-2、L-3 と呼ばれるロケットで、L-2 は 735 m/m booster に 420 m/m 直径をつけたすなわち Kappa Series の booster を第2段目のロケットとした2段式ロケットであって、この性能は 200 kg 近い payload で高度 500 km 前後と考えられている。payload 100 kg 等の場合には 600-700 km の上昇が期待されるであろう。また L-3 は L-735 を第1 booster とし、それに 420 m/m engine の径のものを2段につけた3段式ロケットで、この高度はまだ研究中の段階にあるけれども、20-40 kg の payload で 1000 km から 2000 km の間の高度、すなわち 1000 km 以上の高度が期待されている。

また、MについてはMの full size の地上試験が 1964 年に行なわれ、それが終了すると、1964 年から 65 年にかけて M booster を作った多段式ロケットの発射が行なわれるであろう。かりに M booster の長さを変えたものを第2段目に使い、第3段目から Lambda Series の Lambda booster を使ったものをつけた M-3 という3段式ロケット、あるいはその最終段階に球型ロケットを入れた4段式のロケットを計画する。その4段式ロケット M-4 は、ごく簡単な estimation の結果では 40 kg の payload で高さ 18,000 km に上昇させることができるという結論になる。この M-4 rocket はその高

第 7 表



度性能が地球の半径 6,700 km をはるかに over するから、Astrodynamics の原則からして人工衛星を軌道にあげることが可能能力をもっているといえる。

つぎにこれらのロケットの計画が今後どういう風に進むであろうかということをも第7表にあげる。

(5) これらの研究に対する施設 第4図に示すように実線の中にあるのはすでに完成された設備で、点線の中にあるのは38年度以降予算要求し、これから作るものである。いいかえれば第4図の点線が、実線になった

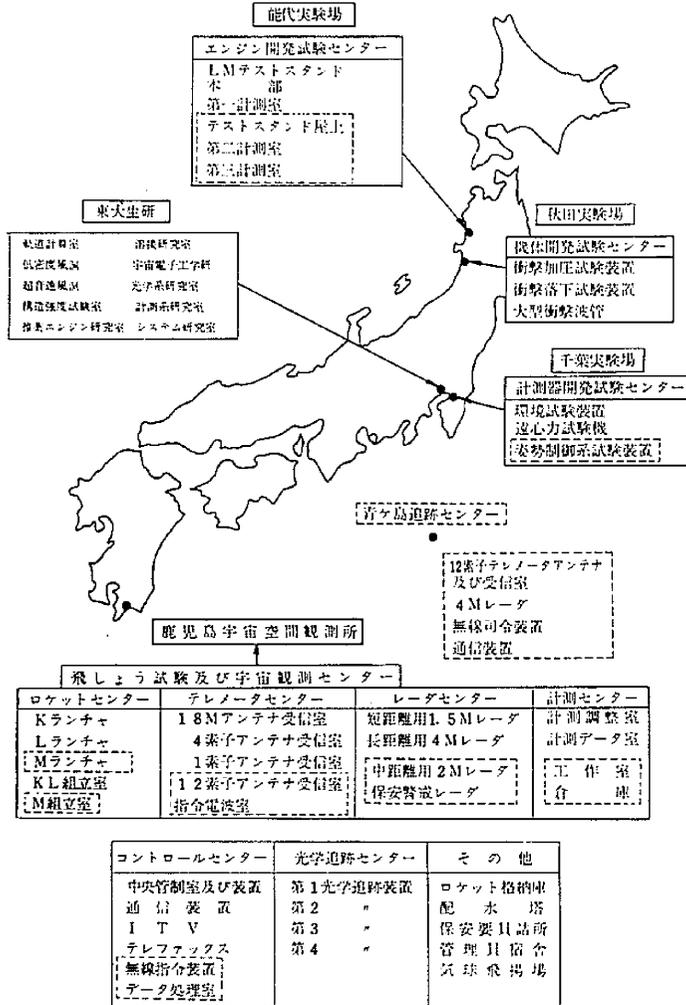
あかつきには M-4 型までの発射が可能であり、また、M-4 型までの人工衛星の打ち上げも可能であるということになる。

第4図で能代実験場はエンジンの開発試験センターであり、秋田実験場は道川にあって従来小型ロケットの打ち上げ実験場に使用されたが、これからは大型ロケット・ラムダおよびミューの機体の開発センターとして再発

足する。千葉実験場はロケットおよび人工衛星に搭載される計測器の開発試験センターとして整備中であり、現在環境試験装置が完成されつつある。また小型テストスタンドが設置中であり、遠心力試験装置が完成し、38年度に姿勢制御系の試験装置を製作する予定である。鹿児島実験場には七つのセンターがあり、そのほとんどはラムダロケットの発射までに施設の計画が終了しているが、これにさらに点線の枠にあるM系のロケットの発射に対する施設を合わせれば、ここにM計画までの施設が全部完了する。青ヶ島には新しく観測所を設け、ここでテレメータ電波受信ならびにラムダおよびミューロケットの航跡を追跡するレーダをここに設ける。以上の計画は1967年までに実施可能であり、すなわち日本がもし人工衛星をあげるとしたら、その時期は1967年となる。また、そのための人員計画、設備計画、ロケット自体の計画はすでに今日順調に進んでいるといえる。

(6) 計画促進のための組織 以上の研究を推進するための研究組織をいかにすべきかについての答えが組織であって(第3図)、東京大学を中心とするSE組織が東大のみならず、各大学研究所・産業界と結び付きをもった全日本的組織であることを示している。

(1963年5月20日受理)



第4図 日本の宇宙観測ロケットのための現在の設備、施設とその将来計画