

テレメータの実験について

野村 民也・安田 靖彦・横山 幸嗣・横山 茂士・村田悠起夫
井上浩三郎・大井 克彦・太田 廉三・福井 慎一・練石英太郎

1. 観測ロケット用テレメータ送信機

(1) 観測ロケットの発展に伴うテレメータおよび計測の進展

日本におけるロケットの開発は 1954 年を契機として活発になり、特に観測ロケットの実用化は 1956 年カップロケットが成功して急速に進展するに至った。

これらのロケットの開発および観測データの収集のためにはテレメータが用いられる。

最初のカップロケットである K-128J において始められた開発段階においては、ロケットの飛しょう中の加速度、振動、機体各部の温度等の測定をするため 5ch の送信機が使用された。

カップ3型を経てカップ4型に至り、初めて宇宙線測定用の計測装置を搭載し、観測ロケットとしての任務を果たすことになり、あわせてロケットの開発が進められたため、機体の歪を測定するための計測器が K-150-T に採用せられるに至った。

このころのテレメータ送信機は自動発振、全真空管式であり、電源は塩化銀乾電池が用いられた。

IGY 期間中の実用観測ロケットとして用いられた K-6 型ロケットは 1958 年 5 月に初飛しょうに成功してから数多く打ち上げられ、さらに搭載量が大きく、到達高度も高い K-8 型ロケットが 1960 年から実用段階に入り、電離層の観測が加えられ、テレメータ送信機も一部トランジスタ化し、電源も酸化銀亜鉛蓄電池が採用せられるに至った。

1961 年には大気光の観測装置が搭載され、ロケットは 3 段の K-9L 型の登場となって、高度は 300 km を超えることになった。

1962 年 K-8 型を改良し搭載量が大きく、高度は 400 km に達する K-9M 型ロケットの計画が進み、観測項目として電波雑音を加えられ、ロケットの姿勢測定のために地磁気測定装置が搭載された。観測項目の増加に伴い、テレメータ送信機も 10ch のものが用いられるようになった。

1963 年には待望のラムダ型ロケットの飛しょうが行なわれた。このロケットの飛しょうに備えて、飛しょうの安全確保のための SO (Safety Operation) 関係の装置が試験され、地上よりの遠隔操作によって、2 段目の点

火を制御するコマンド受信機も完成し、L-2 型ロケットに搭載された。さらに発射管制装置の完備に対して、ラムダロケットには管制室から機内装置の電源の接断を行なえるようにしたが、このために機内回路とロケット外部との接続のための接栓を遠隔操作で引き抜くことができる離脱接栓が実用せられた。

この間に電離層観測装置は電子、イオン密度のみならず電子温度の測定のためにも多数の新しい測定装置が開発された。

ラムダロケットにおいては 10ch の送信機を 2 台搭載し、2 系統のテレメータリングが行なわれ、送信機も水晶制御のものも用いられるようになった。

本年に至り L-3-1 号機は高度 1,000 km に達し、観測装置としては電波伝播試験装置とプロトン磁力計が新たに加わり、今後さらに新しい観測項目が追加されようとしている。

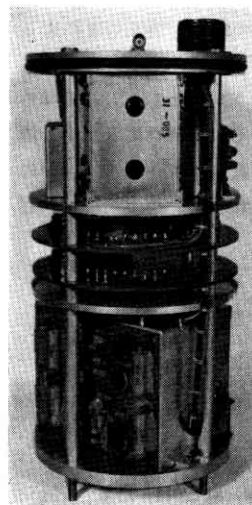
これらのロケットのテレメータリングに用いられた送信機と計測事項を第 1 表～第 2 表に示す。

(2) テレメータ送信機進展の経過

IGY の観測ロケットがカップ 128J より 9 型へ、さらにはラムダへと発展するに従い、これらに搭載するテレメータ送信機も順次 K-3A 型から RK-9 型、RK-17 型と改良されてきた。第 2 表に各型の送信機の仕様概要を記し、その進展の経過について述べる。

- 1) 副搬送波発振器のトランジスタ化 1956 年 K-3A 型より 1961 年の K-6 型に至るまで主搬送波および副搬送波発振器ともすべて真空管を使用してきたが、1961 年 3 月、K-8-5 号機に使用した送信機 K-6 改良型に至って、初めて副搬送波発振器のトランジスタ化を実施した。第 1 図は K-6 型送信機である。

- 2) 主搬送波発振器の水晶制御 1961 年の RK-9/



第 1 図 K-6 型送信機

第 1 表 テレメータリングの経過 (1956—1964)

Date of Launching	Type & No. of Rocket	Type of Telemetry TX	Item of Instrumentation
1956. 12	K-128 J T-4	K-3A	Acceleration, pressure (Altitude, speed)
1957. 5	K-3-1	K-3B	Acceleration "
1957. 6	K-3-2	K-3B	Acceleration and vibration
1957. 7	K-3-3	K-3B	Acceleration, vibration, temperature
1957. 9	K-4-1	K-3B	Cosmic rays, acceleration
1957. 9	K-4-2	K-3B	Cosmic rays, acceleration
1957. 12	K-122 S-1	K-4B	Acceleration, vibration
1958. 2	K-122 S-2	K-4B	" "
1958. 3	K-122 S-AT-1	K-4B	" "
1958. 3	K-122 S-AT-2	K-4B	" "
1958. 4	K-150 T-1	K-4B	" "
1958. 4	K-150 T-2	K-4B	Acceleration, vibration, strain & temperature
1958. 4	K-V-1	K-4B	" "
1958. 5	K-V-2	K-4B	" "
1958. 5	K-6-1	K-6	" "
1958. 6	K-6-2	K-6	" "
1958. 6	K-6-3	K-6	" "
1958. 9	K-6-4	K-6	" "
1958. 11	K-6-CP-1	K-6	Cosmic rays, temperature
1958. 11	K-6-CP-2	K-6	" "
1958. 11	K-7-1	K-6	Acceleration, vibration strain & temperature
1960. 3	K-8 D-1	K-6	" "
1960. 7	K-8-1	K-6	" "
1960. 7	K-8-2	K-6	Ion density, opening signal of nose cone, timer & temperature
1960. 9	K-8-3 CI-1	K-6	Cosmic rays, ion density, opening signal of nose cone, timer & temperature
1960. 12	K-150 SP-1	K-6	" " "
1960. 12	K-150 SP-2	K-6	" " "
1961. 3	K-8-5	K-6	Positive ion density, electron temperature & air glow
1961. 4	K-9 L-1	K-6	Acceleration, vibration, temperature
1961. 4	K-8-6	K-6	Positive ion density, electron density, electron temperature & air glow
1961. 7	K-8-7	K-6	Positive ion density, electron density, electron temperature & grenade
1961. 10	K-8-8	RK-9/T	Positive ion density, electron density, electron temperature & acceleration
1961. 10	K-8-9	RK-9/T	Positive ion density, electron density, electron temperature & air glow
1961. 12	K-9 L-2	K-6	Ion density, electron temperature
1962. 5	K-8-10	RK-9 A/T	Positive ion density, electron temperature, electron density, geomagnetism, opening signal of nose cone (failure)
1962. 8	K-8 L-1	K-6	Acceleration, vibration strain & temperature
"	AT-150	RK-11/T	RF continuous wave level
1962. 11	K-9 M-1	RK-9 A/T	Acceleration, vibration, temperature, strain, electron density & temperature (resonance probe, disc probe, spherical net probe)
		RK-11/T	RF continuous wave level (test for new model antenna)
1962. 12	K-8-11	RK-9 A/T	Radio noise, cosmic rays, air glow
	SO-150-1	K-6	Operation of timer, pressure of engine, operation of safety device
1963. 5	K-9 M-2	RK-9/T	Radio noise, geomagnetism, temperature, strain & acceleration
	SO-150-2	K-6	Command signal, pressure of engine, operation of safety device & operation of pyrotechnique delay pressure switch
1963. 8	L-2-1	RK-9/ & RK-12/T	Acceleration, vibration, temperature, strain, electron density, temperature (resonance probe, disk probe,

1963. 12	L-2-2	RK-9/T & RK-12/T	spherical net probe), cosmic rays, geomagnetism, command signal, operation of electronic timer & mechanical timer, operation of safety device & pyro-technique delay pressure switch
1964. 4	K-8 L-3	K-6	Acceleration, temperature, electron-energy, resonance probe, freq. mark, electron temperature, trap-collector, trap-grid, sweep voltage, cosmic rays, geomagnetism, radio noise, command signal
1964. 7	L-3-1	RK-9/T & RK-14/T	Proton magnetometer
1964. 7	K-8 L-4	K-6	Acceleration, temperature, strain, electron energy, resonance probe, frequency mark, electron temp., cosmic rays, geomagnetism, radio-noise, propagation of radio-wave, command & operation of safety device
"	K-9 M-5	RK-9/T	Acceleration, temperature, strain Cosmic rays, R.N., propagation of radio wave

第 2 表

Mod No.	Carrier Freq.	Carrier Output	Output Tube	Ch.	Center Freq. of S.C.O.	Power Supply	Dimension	Weight
K-3A	225 Mc/s Self Osc	2 W	LD-408 x2	5	2.3-7.35 Kc/s (Tube)	Silver Chloride Dry cell	103 ϕ x x 385 mm	3.2 kg
K-3B	"	2 W	"	5	"	"	102 ϕ x 385 mm	3.25 "
K-4B	"	2 W	"	5	2	A-Silver Zink B-Silver Chloride	108 ϕ x 235	1.7 "
K-6	"	1 W	"	5	"	"	140 ϕ x 232	2.7 "
K-6 (Mod)	"	0.5 W	"	5	" (Transistor)	Silver Zink Converter	"	"
RK-9/T	"	1 W	"	8	0.96-7.35 Kc/s (Transistor)	"	184 ϕ x 140	3.0 "
RK-9/T (Mod)	"	1 W	"	10	0.96-14.5 Kc/s "	"	184 ϕ x 140	3.2 "
RK-9 A/T	"	"	"	8	0.96-7.35 Kc/s "	"	"	3.0 "
RK-9 A/T (Mod)	"	"	"	10	0.96-14.5 Kc/s "	"	"	3.2 "
RK-11/T	"	"	"	10	—	"	130 ϕ x 135	2.3 "
RK-12/T	298.1 Mc/s Crystal Control	1.5 W	6939	10	0.96-14.5 Kc/s	"	223 ϕ x 310	8.0 "
RK-14/T	"	"	"	10	"	"	270 ϕ x 228 x 190	8.4 "
RK-15/T	225 Mc/s Self Osc	0.5 W	LD-408 x2	"	0.96-14.5 Kc/s (Transistor)	Silver Zink Converter	180 ϕ x 205	3.5 "
RK-15 A/T	225 Mc/s Self Osc	"	"	"	"	"	180 ϕ x 142	3.4 "
RK-16/T	298.1 Mc/s Crystal Control	"	SV 77 H	3	7.35-14.5 Kc/s "	"	140 ϕ x 141	2.7 "
RK-17/T	"	1.5 W	6939	12	0.73-22 Kc/s "	"	300 ϕ x 160	7.5 "

T 型送信機は K-6 型や RK-9 A/T 型とともに長期間実用されてきたが、次のような利点によるものである。すなわち自動発振であるため容易に主搬送波変調を行ないうこと、副搬送波発振器がトランジスタ化されているため小型軽量であり、さらに電力消費が比較的少なく、過去の実績より信頼性があったためである。

ロケットが大型化し飛しょう距離が大になると、受信機は高感度低雑音のものを用いる必要があるが、その効果を十分発揮させるためには送信周波数の安定化が要求せられるようになった。副搬送波発振器は従来そのままし、主搬送波を真空管式の水晶体御とした RK-12/T 型送信機を L-2-1 号機に搭載して 1963 年 8 月その飛しょうを行ない十分使用に耐えることが確認された。

3) 今後の問題点 第 2 表の RK-15/T より RK-17/T までは現在計画中的の送信機であり、RK-15 A/T は 245φ のロケットに搭載する自動 10 ch の標準型送信機とする予定である。

RK-16/T 型送信機は全トランジスタ化したものであるが、一般にこの範囲の周波数の出力トランジスタはほとんど市販されていないため、出力段はバラクタによる通倍を行なっている。しかし負荷インピーダンスの影響を受け易く、真空管に比較して Q が低くなる等の問題点を残している。

4) 電源の変遷 電源は内蔵の電池により供給するため小型軽量で、短時間放電の能率が良く、電圧変動の少ないものが必要となる。初期においては塩化銀電池を使用した。特性は良好であったが、品質の不揃と、事故が多発したため、1957 年から漸次酸化銀亜鉛電池に変更し、さらに電圧変換のためのコンバータを併用して現在に至っている。現在のように各装置それぞれ単独に電源を自蔵していることは非能率であり、電源の集中化が期待される。

5) アンテナ ロケットに搭載する送信機のアンテナは本来の性能を保持しながら空力的強度や温度上昇にも耐えなければならない。ロケットは飛しょう中にスピンや姿勢を変えるため全方向性パターンを理想とする。しかし初期においては第 2 図の (a) のワイヤアンテナが計画されたが、K-128 J では (b) の側方輻射のものが使用され、受信点はランチャの側方 2 km のところに設けられた。受信点はランチャに近くないと発射準備作

業に支障をきたすので後方輻射を主とした (c) のものが長期間使用されてきた。これはロケット頭胴部の送信機から、尾翼のアンテナまでケーブルを機体外側に設置しなければならず、ロケットの空力的性能低下を招くのみならず、空力加熱を受けるので、テフロンケーブルが開発使用されてきた。しかしロケットが大型になり高性能となるに従い、ケーブル損失が大となる上に空力加熱も上昇し、パターンもさらに改善する必要が生じた。

同図 (d) は全方向のパターンの偏差も少なく、構造的に強度を大とすることもでき、さらに機体外側にケーブルを設ける必要もなく、ケーブル損失も軽減できるなどの長所があるため 1962 年 8 月 AT-150 によるテストに良好な成果を得たためその後広く実用せられるに至った。

2. テレメータの実験について

(1) ロケット飛しょうの経過

1) 1963 年の飛しょう実験

(a) 5 月飛しょう実験

5 月 20 日に行なわれた K-9 M-2 号機の飛しょう実験には RK-9/T 型の 10 ch テレメータ送信機が搭載され、送信機および各項目の計測器は、全飛しょう時間約 540 秒間にわたり正常に動作した。計測内容は、電離層内雑音電波観測、中波電波伝播特性観測、地磁気姿勢測定、の観測項目のほかに、機体性能試験のための加速度、歪、温度の 6 項目 10 ch であった。

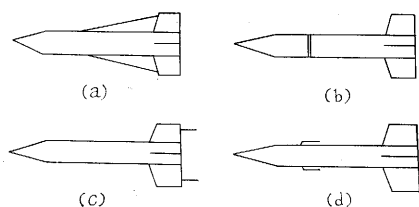
続いて 5 月 21 日に行なわれた SO-150-2 号機には、K-6 改良型の 5 ch テレメータ送信機を搭載して、全飛しょう時間 101.5 秒間のデータを記録することができたが、主目的であったコマンド受信機の動作を確認することはできなかった。計測内容は、コマンドの作動試験のほかに、安全中断式点火装置の試験および、異常検出装置の試験が合わせて行なわれた。

(b) 8 月および 12 月の飛しょう実験

ロケットの大型化と到達高度の増大に伴い、観測項目の要求も増え、ラムダ型ロケットでは、従来の 10 ch テレメータ送信機では、チャンネル数が不足となってきた。

このため、L-2-1 号機、L-2-2 号機では、搬送波周波数のちがうテレメータ送信機をさらに 1 台増加し、従来の 225 Mc/s RK-9/T 型 10 ch テレメータ送信機のほかに、298.1 Mc/s 水晶体御の RK-12/T 型 10 ch テレメータ送信機を搭載した。この RK-12/T 型 10 ch テレメータ送信機は、生産研究 15 巻 7 号に報告した L-2-2 型搭載用水晶制御送信機で、L-2-1 号機、L-2-2 号機に搭載するため、新たに設計したものである。副搬送波周波数は、従来の RK-9/T 型 10 ch テレメータ送信機と同様、IRIG 規格の No. 4~No. 13 を使用している。

L-2-1 号機は、8 月 24 日に飛しょう実験が行なわ



第 2 図 ロケット用アンテナ

れ、第1段目は良好に燃焼したが、続く第2段目が点火しなかったため、予定高度の500 kmに達せず、約51 kmで着水した。この間2台のテレメータ送信機は、正常に作動し216.4秒間、地上にデータを送信した。計測は、電離層観測や宇宙線観測などの観測はできなかったが、加速度、歪、温度の性能試験データを記録することができた。

L-2-2号機は12月11日に飛しょう実験が行なわれ、ロケットは正常に飛しょうし、高度410 kmを記録した。

しかし、メインロケットの開頭時に観測器械の一部に損傷があり、地磁気姿勢測定、電離層観測はできなかったが、放射線観測、雑音電波観測、電波伝播観測および加速度、温度などの性能試験データは受信記録することができた。

送信アンテナは、L-2-1号機、L-2-2号機とも、生産研究15巻7号で報告したフックアンテナを使用した。コマンドの受信アンテナを含めて3組のフックアンテナを同一ロケットの、しかも限られた場所に置くことは、非常に危険性をもつことであったが、各アンテナ間に、1/4波長の間隔を設け、また各アンテナをロケット円周上に45°ずつずらして取り付けて試験した結果、良好な結果が得られた。

L-2-1号機およびL-2-2号機のチャンネル配分は第3表のとおりである。

第3表 チャンネル配分

中心周波数	レスポンス	L-2-1		L-2-2	
		TM ₁	TM ₂	TM ₁	TM ₂
960 c/s	14 c/s	CM, ET, SS	ED	CM, ED	X ₁ , X ₂
1,300	20	P _B	CR ₁	ID ₁	CR ₂
1,700	25	X ₁	GA _Z	T	Y
2,300	35	X ₂	GA _X	ID ₂	ID ₄
3,000	45	σ _B	GA _Y	GM _X	RN ₂
3,900	60	σ _M	ID ₁	GM _Y	ID ₅
5,400	80	T _B	ID ₂	RN ₁	ID ₆
7,350	110	T _M	ID ₃	CR ₁	CR ₃
10,500	160	Y	CR ₂	ID ₃	ID ₇
14,500	220	Z	ID ₄	PR ₁	PR ₂

(注) TM₁はRK-9/T型10chテレメータ送信機
TM₂はRK-12/T型10chテレメータ送信機

2) 1964年の飛しょう実験

a) 4月の飛しょう実験

4月1日に飛しょう実験の行なわれたK-8L-3号機は新しく開発されたプロトン磁力計専用機であり、テレメータ送信機は搬送周波数225 Mcで、副搬送波発振器は2chのみである。その他に中心周波数2.3 Kcのチャンネルに相当した帯域幅内で周波数の変化するプロトン磁力計の歳差信号を前記副搬送波2ch分の信号と混合してテレメータした。一方副搬送波は中心周波数5.4 Kc

と7.35 Kcのものを使用し、同じくプロトン磁力計の歳差信号のエンベロープと同期信号とを伝送した。なお、送信機は自動発振で、送信電力は0.5 Wである。アンテナは逆位相給電型ホイップアンテナを使用した。ロケット発射後、テレメータ送信機は正常に作動していたが、数秒後にロケットに異常が生じたため、テレメータ信号は受信不能となり、観測を行なうことはできなかった。

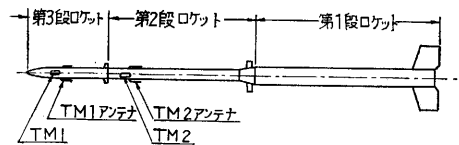
b) 7月の飛しょう実験

L-3-1号機には、第3図に示すように、第3段ロケットと第2段ロケットの両方に、それぞれTM₁とTM₂が搭載された。その主要諸元と搭載計器に対するチャンネル配分は第4表のとおりである。

第4表 TM₁およびTM₂の諸元およびチャンネル配分

TM ₁		TM ₂	
自動式	10チャンネル	水晶制御式	10チャンネル
搬送波	225 Mc/s	搬送波	298.1 Mc/s
	0.5 W		1.5 W
	FM-FM		FM-PM

チャンネル	計測項目	チャンネル	計測項目
1	X ₁ , X ₂	1	CM
2	GA _(z)	2	SO
3	GA _(th)	3	σ
4	CR	4	Y
5	ID	5	T
6	ID	6	PR-RN
7	CR	7	PR-RN
8	CR	8	PR-RN
9	ID	9	PR-RN
10	ID	10	PR-RN



第3図 L-3-1号機搭載テレメータ送信機の概要

飛しょう実験は1964年7月11日、11時01分に行なわれ、第3段ロケットに搭載したTM₁は完全に作動し、全飛しょう中の記録をうることができた。しかし第2段ロケットに搭載したTM₂は、発射後56.7秒で受信不能となったが、その原因については、別途検討中である。

(2) 改良された事項

ロケットの大型化、地上の発射管制装置の完備に伴い次のような改善が、実施された。

1) 機内配線 従来のカッパ6,8型ロケットの計測器間配線は、機体組込みの際、各計器間をリード線で接続しながら行なってきたが、ラムダ型ロケットでは、搭

載計器も多くなり、また次に述べるアンサーバックの配線など、配線内容も複雑になってきたため、計測器間の接続は、すべてコネクタを使用することにし、組み込みの際は、コネクタ接続だけで済むよう考慮された。

また、計測器の電源投入を、コントロールセンタより遠隔操作で行なえるよう、すべての計測器は、内部に同一性能のラッチングリレーを持ち、電源の ON-OFF の状態がコントロールセンタのランプで表示されるアンサーバック回路も組み込んでいる。

2) 着脱コネクタ コントロールセンタから遠隔操作で機上の各搭載計器の電氣的試験を行なったあと、発射直前にこれらの配線をロケットより切り離す必要がある。このため、ラムダ型ロケットより新たに着脱コネクタを使用することになった。L-2-1 号機、L-2-2 号機では、この着脱コネクタを 2 個同時に使用している。

着脱コネクタのおもな規格はつぎのとおりである。

動作電流 3A

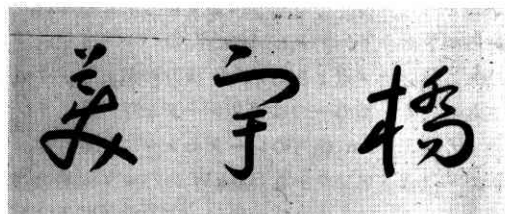
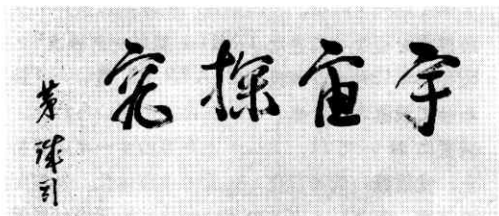
直 流 抵 抗 8Ω
 離 脱 時 間 0.1 秒以下
 コ ン タ ク ト 数 54 本
 大 小 重 量 84×45×146 mm 890 g

3) 外部電源 搭載計測器が多くなり、機上での試験も長時間必要になってきたため、テレメータ送信機など、従来のように内部電池だけでは、試験を行なうことが、困難となってきた。このため、外部より着脱コネクタを通して電源を供給しランチャ上での試験はすべてこの電源で行なうことになった。外部電源は、ロケットセンタの半地下室におかれテレメータセンタで、電圧を監視しながら遠隔操作により電圧をコントロールすることができる。

なお外部電源を使用しているのは、試験時間の長くかかる 2 台のテレメータ送信機と、2 台のレーダトランスポンダ、それに電離層観測器である。

(1964 年 10 月 12 日受理)

宇 宙 探 究 機 組 立 工 事 記 念 碑



東 大 総 長 の 揮 毫

ロケット研究が始まったときの東大総長は、矢内原先生で、ベビー・ロケット時代、秋田に見学に見えられて、地元の道川小・中学校のために色紙を書いて贈られた。その後、6年ほど経った鹿児島宇宙空間観測所の起工式には、茅原総長が「宇宙探究」と揮毫されて参会者全部へ贈られた。

昭和 39 年に入って、ミュー・センタへの架橋と道路建設が始まった。この橋は「美宇橋」と名づけられ、その銘板は、大河内総長の筆になるものである。美宇は、もちろん、ミューと語呂を合わせたものである。

(J. S)