

K-6 型 テレメータ 送信機

大井 克彦・佐伯 昭雄

1. はしがき

IGY の観測ロケットがベビーよりカップ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 IIS-TM 3 型から 3 A 型、K-4 B 型と改良されてきた。

これらについては筆者らはさきに報告^{1,2,3)}したところであるが今回はその後あらたに K-6 型送信機を試作し、カップ 6 型ロケットに搭載して宇宙線や気圧の観測を行なったのでその概要について報告する。

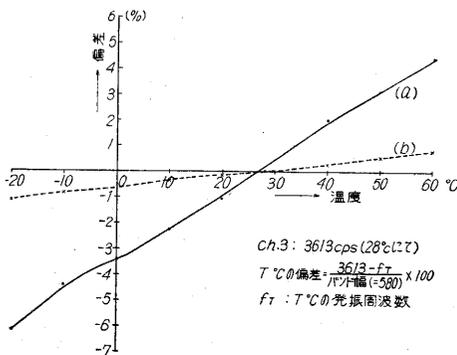
2. 概要

さきに発表³⁾した K-4 B 型テレメータ送信機は容積、重量において、もっとも小型軽量なものであったが、本観測用としては気密の点やキャリブレータの装備、さらに飛しょう時間の増加に伴い電源容量の増大などが望まれていた。K-6 型送信機はこれらの諸点を改良したもので容積重量においては K-4 B 型より大きくなったが、ロケットの諸元が変り、その内径が 150φ となり搭載量に相当余裕をとることが可能となったので、前記の諸特性の改良のほかには点検調整の簡便さや電源スイッチの遠隔操作などをはかり、本観測用 5ch テレメータ送信機としてはほぼ完全な性能を有するように努力した。

構造は基本的には K-4 B 型と同じであって 4 本の支柱によりかん合部に固定する方法を用い、かつ高周波部に A 電池を組み込みこの部分を気密にしてある。キャリブレータは 6 接点のものを装備するとともに、このキャリブレータのモータを利用して電源スイッチの遠隔操作を行なっている。電源は A、B とともにその容量を増大して定格時間を 30 分とした。

3. 電気的特性

副搬送波発振器、高周波部は K-4 B 型のものと同じであって、これらの諸特性についてはすでに発表した



第 1 図 副搬送波発振器温度特性

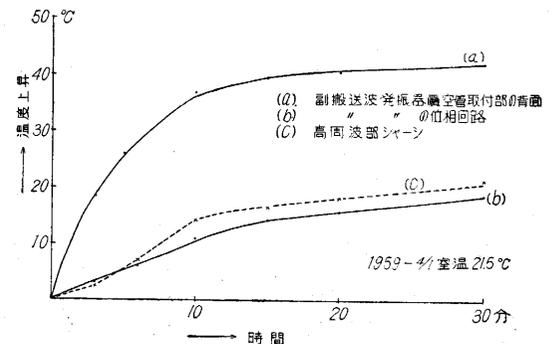
が、今まで未発表であった副搬送波発振器の温度特性についても報告する。副搬送波発振器は真空管方式のものであるから発振器の温度特性を決定するものは C, R, とくに位相回路の温度係数が重要な原因となる。

温度特性の 1 例は第 1 図に示すようなものであって、 $-20^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ までの間で入力 D_V の状態で行ない偏差をバンド幅に対して百分率で表わしたものである。これによると (a) 曲線は変調管をはずして抵抗に置き換えたもので、この方が (b) 曲線の実際の副搬送波発振器の温度特性より悪い。したがって変調回路のみの特性と発振器のみの特性が互いに打ち消し合って (b) のような副搬送波発振器としての温度特性になっていると思われる。

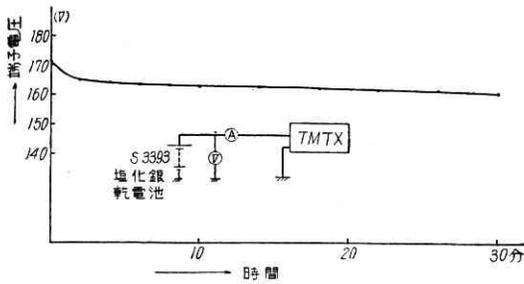
温度係数は各 ch いずれも正の係数をもち、また実験に際しては若干のヒステリシスがあった。実際の使用に際しては 0°C 以下の温度はあまり考える必要はなく、むしろ常温以上となることが考えられる。すなわち、ロケットの飛しょうに伴いその外板の温度上昇や、機器自身の発生する熱によって、副搬送波発振器は相当温度が上昇する。この機器自身の温度上昇を電子温度計で実測したのが第 2 図で、時間とともに変化する温度曲線を副搬送波発振器の位相回路、真空管取付部の背面および高周波部ケースにて測定したものである。これでわかるように真空管の付近は非常に温度上昇があり、とくに注意しなければいけない。送信機の筐体そのものは第 2 図の (c) と同じような傾向で約 20°C の温度上昇があるものと考えられる。

4. 電源

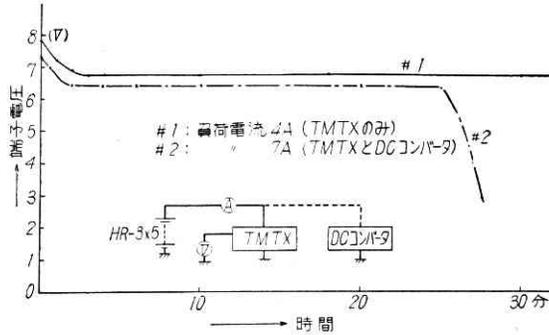
定格時間を 30 分に延長するために従来 A 電池として使用していた銀亜鉛電池 HR-1 を HR-3 にし、B 電池は塩化銀電池の積層のユニットを 1 型セルより SI 型セ



第 2 図 K-6 型送信機の温度上昇



第 3 図 B 電池放電特性



第 4 図 A 電池放電特性

ルにした。これらの容量は以下のようなものである。

A 電池……HR-3×5 ケ 6.6V 4A 40 分

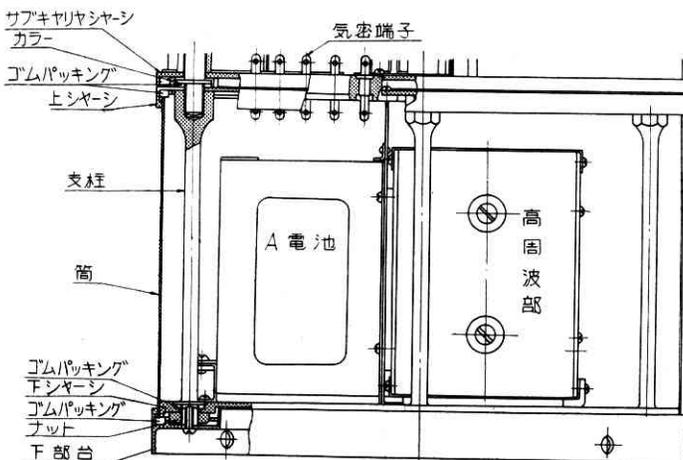
B 電池……S-3393 160V 90 mA 30 分

これらの放電特性は第 3, 4 図のようなものである。

5. 構造

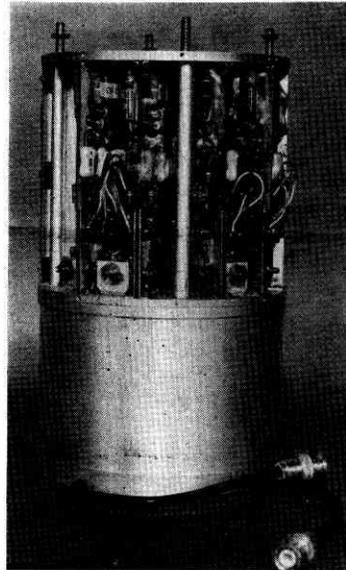
基本的な構造は K-4 B 型と同じであって、各部がユニット状になっており、かつ点検用端子を多くつけたことにより調整検査の簡便さをはかっている。気密構造は第 5 図に示すようなもので円筒の両端をゴムのリングで押えてある。第 6 図は K-6 型送信機の写真であり第 7 図はその高周波部である。寸法重量は 140φ×235 mm, 2.7 kg である。

6. キャリブレータおよび電源スイッチ



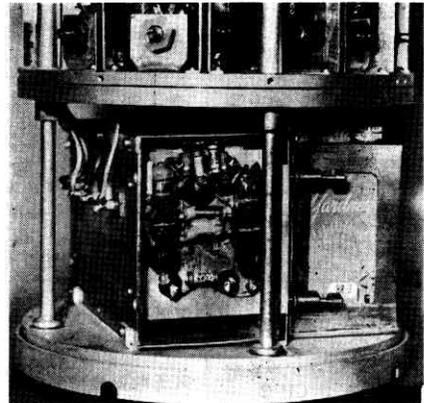
第 5 図 気密構造の概略

キャリブレータはマイクロモータおよびマイクロスイッチよりなるもので従来のものと原理は同じである。電



第 6 図 K-6 型テレメータ送信機外観

源スイッチはこのキャリブレータの一部を利用して遠隔操作を行なうもので、これによって危険な発射台での作業を短縮することができた。この構造は第 8 図のようなものであって外部電源によりキャリブレータのモータを回転させこのモータに付属するカムによって電源スイッチを投入するもので、その回路を第 9 図に

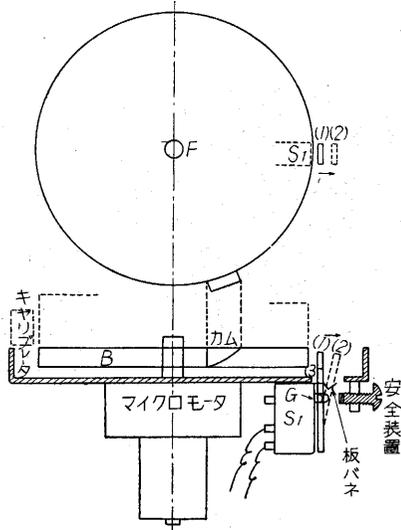


第 7 図 K-6 型高周波部

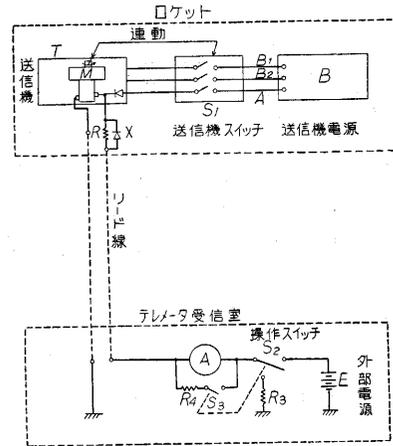
示す。図において操作スイッチ S_2 を閉じることによってマイクロモータ M が外部電源 E によって回転し、カムの作動により送信機のスイッチ S_1 が投入されることになり、 S_1 が閉じればあとは S_2 を切っても内部電源によって M は回転するようになっている。この場合第 8 図のような回路にしておけば電流計 A によって送信機の A 電圧をロケット発射時まで読むことができる。リード線はロケット胴体の出口では 0.18 mm の細い線なので発射と同時に切断されるのである。

7. 実験結果

(1) 気密試験 昭和 33 年 7 月 19 日 生研において減圧試験を行なったがこの結



第 8 図



第 9 図

第 1 表 計測事項

発射月日	ロケット	測定入力				
		ch 1	ch 2	ch 3	ch 4	ch 5
33-6-16	カッパ 6 型 -1	加 速 度 (X_1, X_2)	振 (Y) 動	振 (Z) 動	歪 (σ)	温 度
33-6-20	カッパ 6 型 -2	加 速 度 (X_1)	減 速 度 (X_2)	振 (Y) 動	振 (z) 動	送 信 機 ヒータ電圧
33-9-12	カッパ 6 型 -3	温 度 (尾 翼)	温 度 (切 換) (尾翼, 先端, 胴体)	加 速 度 (X_1, X_2)	振 (Y) 動	振 (X ₃) 動
33-9-14	カッパ 6 型 -4	温 度 (尾 翼)	温 度 (切 換) (尾翼, 先端, 胴体)	加 速 度 (X_1, X_2)	振 (Y) 動	振 (X ₃) 動
33-11-28	カッパ 6 型 CP-1	気圧計の温度	気 圧 (ピラニゲージ)	気 圧 (ピラニゲージ)	宇 宙 線 (ガイガー管)	宇 宙 線 (ガイガー管)
33-11-30	カッパ 6 型 CP-2	気圧計の温度	気 圧 (ピラニゲージ)	気 圧 (ピラニゲージ)	宇 宙 線 (ガイガー管)	宇 宙 線 (ガイガー管)

X_1, X_2 : X 方向の加速度 X_3 : 方向の振動 (50 cps 以上の成分) Y: Y 方向の振動 z..z 方向の振動 σ : 歪

果、高周波部の気密保持は 8~9 分間は大丈夫でそれ以後になると高周波の放電が起り、出力が減少することがわかった。この放電開始時の気圧は 0.3 mmHg 内外でこれは高度にして 60 km の高さに相当する。高周波の放電は続けて行なった同様の実験では放電しないこともあったので、高周波の電圧が放電の臨界点近くにあるものと想像される。実際の使用条件は現在のロケットで最高点に達する時間は約 2 分ぐらいであるので、気密の点に関しては十分であることが前記の実験によって確認された。

(2) 飛しょう試験

カッパ 6 型 1 号機より CP-2 号までのロケットに搭載して計測ならびに観測を行なった。そのテレメータ送信機の計測事項を第 1 表に掲げる。計測結果については別

に発表せられるのでここでは省略する。

8. むすび

以上 K-6 型テレメータ送信機の概要と実験結果を述べたが、本観測用の 5 ch テレメータ送信機として十分な性能を有するものと思われる。

おわりに終始ご指導とご協力をいただいた生研、高木昇教授、野村也助教授、黒川兼行助教授、山本尚志助手、日本電気 KK 研究所仲丸室長および高橋健一氏、中島格氏に深謝の意を表する。(1959. 6. 3)

文 献

- 1) 大井・佐伯: 生産研究 1957 年 4 月
- 2) " " : " 1957 年 11 月
- 3) " " : " 1958 年 10 月