

# テレメータ実験記録および結果の考察

テレメータ研究班

今次の実験では、テレメータ搭載の飛しょうが4回行われたが、第1回目の4号機と第2～4回目の5、6、7号機では内容が大きく違っている。すなわち、4号機に搭載したテレメータ送信機は、IGY本観測用を目標に日本電気で製作中のものであり、5～7号機のは、カップ型ロケット試しよう実験用に、明星電気で作成したものである。しかも、4号機と他の3機とは、ロケットの形状においても若干の違いがある。

前回のペビーTの実験でも痛感されたことであるが、テレメータによって有効な測定が可能であるためには、少なくとも同じ測定を3回は最少限繰り返したい。すなわち第1回目は、データの期待値を比較的大きく見込んで、過変調などによってデータが失われるおそれがないようにし、第2回目には、その結果によって妥当な測定範囲を算定して、十分測定精度があがるよう、許容限度にできるだけ近く測定器の感度を設定する。第3回目も同じ条件で行い、結果の一致によってその信頼性を判断する資料とするのである。以上はロケットの飛しょう性能が毎回同一であることを前提としてのことであるが、それが違ふとすれば、真に確実な結果を云々できるための必要観測回数はさらに多くなることであろう。

したがってロケット観測では、観測を一度しか行わないということは、測定結果としてどれ程有効なものとなるか、かなり疑問である。測定器が完全であっても、初めての実験では、必ず測定変域を十分に見込み、測定範囲を逸脱することのないよう計画するのが常道であり、この結果、たとえ事故なく測定が行えたとしても、精度の点では非常に悪いものしか期待しえないことが往々にしてあるからである。

今回のロケット実験では4号機は特別の意味もっている。すなわち、これと同種の実験は他になく(加速度の測定は他の号機でも行っているが)、その目的はこれによって観測した結果を云々するというよりは、むしろ、将来に具えた点に主眼があったのである。すなわち、使用した送信機についてはIGY用として使用する前の予備段階として、実用上の問題点をチェックすることが目的であり、気圧関係の測定器は、将来同種の測定を完全に行うための第1段階の試験を行うことが目的であったのである。これに対して、5、6、7各号機では、計測は同一種について2回ずつは少なくとも行うよう配慮され、もちろんこれでも不十分ではあるが、一応はこの結果で、ロケットの飛しょう性能あるいは設計上の問題点を明らかにすることが目標となっているのである。

それぞれの測定項目についてどのような結果となつて資料がえられたかという点については、別稿に、各計測項目別に報告されているので、ここでは、テレメータ装置として、主として情報伝送の結果について総合的に報告をしたい。

## 1. 128 J-T 4号機

試しよう期日: 12月3日

使用送信機: IIS-TM 3型送信機

計測項目: ch. 1  $P_1$  (頭部コーン圧力)

ch. 2  $P_2$  (胸部静圧)

ch. 3 送信機ヒータ電圧

ch. 4  $X_2$  (燃焼後加速度)

ch. 5  $X_1$  (燃焼中加速度)

受信アンテナはヘリカル空中線をランチャーと平行におき、時間経過とともに水平まで下げることにした。アンテナをこの向きにしたままで、ランチャー上にロケットがある時、テレメータの電波の受信ができ、受信機の細密調整が可能であった。

ロケット発射の時刻は、司令室と受信室を連絡する中短波無線機にて、ch. 1の上限に近い2.45 kc/sを発射5秒前から連続送信し、イグナイタスイッチの投入によってこれを切る。中短波受信機出力をテレメータ受信機出力と重畳して信号弁別器に加え、発射と同時にch. 1の弁別出力が急変することを利用して、発射信号とした。この際、秒読み音声もこれに重なるが、“ゼロ”の声とスイッチ投入の間に0.1～2秒の差があり、発射信号が擾乱されることはなかった。

第1図は4号機テレメータの記録を、テープ録音の結果から再生、縮写した結果である。ch. 1の初めに記録されているのが前記の発射信号で、発射と同時に数10ms以下雑音各チャンネルに現われているのは、衝撃にもとづくものと、ランチャー上をロケットが移動する際、その相対位置の変化によって、輻射の著しく弱いところがあるためである。また、1.7秒付近で各チャンネルに現われる雑音および終りの方で何回か周期的に全チャンネルに生じている雑音は、主としてロケット空中線の指向性の切れこみによる影響である。各チャンネルに周期的に交互に現われている矩形波は、キャリブレーションによって一定電圧の印加されている時間をしめしている。

ch. 5の記録がランチャー上にあるとき、および発射後約十数秒にわたって、雑音の影響が強く現われているのは、計測器の出力が負の方に寄っていて、チャンネル帯域の下限を逸脱したことによるものと推定される。

この記録に明らかなように、テレメータ送信機は発射

の衝撃に十分耐え、キャリブレータも故障なく、動作することが確かめられた。ほぼロケットが海中に落下したと推定しうる時まで継続受信できたことも記録の示すとおりで、これら求めた飛しょう時間は 68.2 秒となっている。

## 2. 128 J-TR 5 号機

飛しょう期日: 12 月 8 日

使用送信機: IIS-TM 2 型送信機

計測項目: ch. 1  $Z$  (横方向加速度)

ch. 2  $X_1, X_2$  (軸方向加速度)

ch. 3  $\sigma$  (翼歪)

ch. 4  $T$  (翼温度)

受信空中線は同じくヘリカル・アンテナであるが、2 型送信機は 3 型にくらべると約 10 db 送信電力が小さいため、ランチャー上からの信号は、ヘリカル・アンテナをランチャー方向に向けなければ受信できない。そこで、ヘリカル・アンテナを水平面、垂直面内で自由に操作できるようにし、ロケットの進行を予想してそれにあわせて移動した。その結果、ほぼ海中に没したと推定できるまで受信可能であり、これから求めた飛しょう時間は、63.5 秒であった。

第 2 図は 5 号機の記録を同じくテープ録音から再生、縮写した結果である。発射信号は 4 号機と同じく、中短波無線機を介して行ったが、レベルの不足でやや不鮮明であった。

ch. 3 翼歪の記録は図で太目の線となって現われているが、細かにリップルを伴っているのである。これは翼温度計との干渉によるもので、すなわち、歪計ゲージと温度計ゲージ用の導線が翼端まで至る間、アース線を共通にしたため、歪計の測定信号に、温度計のゲージ電流による接地線の電圧降下が重畳し、双方のブリッジ周波数が倍周波に近い関係にあり、しかも、歪計の検波回路は位相検波ではあるがレスポンスを十分よくしてあったために、両周波数の喰り成分が信号に現われたものである。

発射後 1~4 秒間に何回か全チャンネルに現われている雑音および海中落下の直前で生じている雑音は、ロケット空中線の指向性によるものであるが、後者はロケットの姿勢の影響もあるので、4 号機の時とは大分異なった状況となっている。

ch. 4  $T$  の記録の変化が異常な様相を呈しているのは、温度測定用回路が故障したことによるものである。

以上のように、テレメータ送信機は 5 号機の場合においても、ほぼ予期どおりの正常な動作をしめし、その意味では成功であったと認めてよい。

## 3. 128 J-TR 6 号機

飛しょう期日: 12 月 11 日

使用送信機および計測項目の種類は 5 号機の場合に同

じ。

受信空中線の操作は 5 号機と同じで、同じく全飛しょう期間にわたり、受信可能であった。これから求めた飛しょう時間は 58.2 秒である。

第 3 図はテープ録音から再生した記録である。ch. 3 翼歪の線で太くなっているのは、5 号機と同じく、翼温度計との干渉によるものである。また、ch. 2 が相当部分雑音になっているのは、 $X_2$  加速度計の故障と推定される。

6 号機はロケット・アンテナの指向性にもとづく雑音の混入の割合も少なく、全般的にはかなり見事なテレメータ伝送系の動作が行われていて、その意味ではテレメータ装置自体は、予期通りの成果を収めたものと結論することができよう。

## 4. 128 J-TR 7 号機

飛しょう期日: 12 月 13 日

使用送信機: IIS-TM 2 型送信機

計測項目: ch. 1 フューズ温度計 (尖端部温度上昇)

ch. 2  $X_1$  (軸方向加速度燃焼中)

ch. 3  $X_2$  ( " 燃焼後)

ch. 4  $T$  (尖端部温度上昇、白金温度計)

第 4 図はテープ録音から再生した 7 号機テレメータの記録である。テープ録音の初めの部分に、テレメータ送信機の各チャンネルに標準直流電圧を加えた時の出力を録音してあるので、再生時にこの部分をみれば、較正值を讀みとることができる。第 4 図の初めの階段状の部分で、この方式はデータの再生処理上相当有効であった。

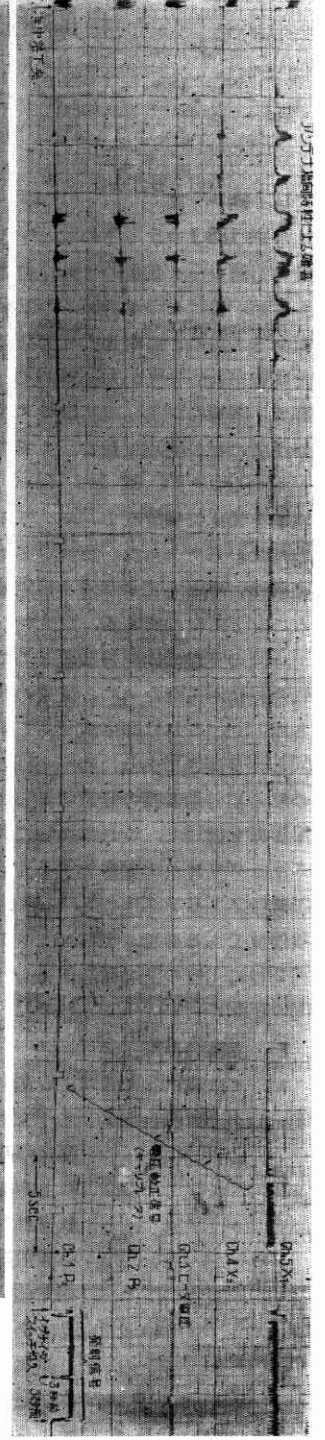
7 号機も全飛しょう期間にわたってテレメータ送信機は正常に動作した。この結果から求めた飛しょう時間は 56.2 秒である。

## 5. 機器の配置

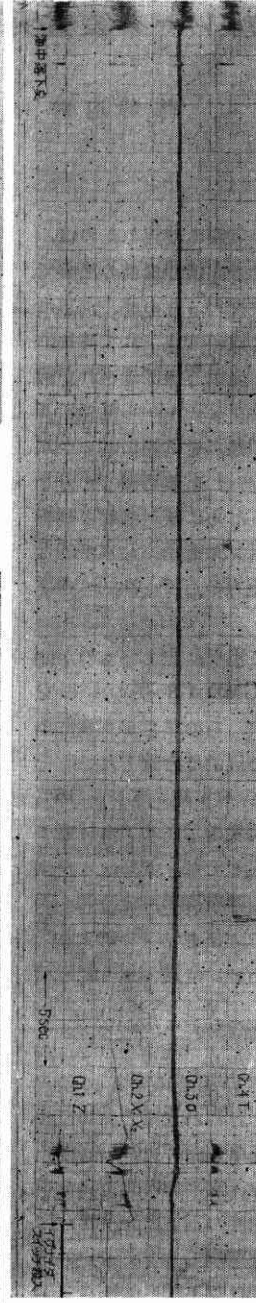
4 号機から 7 号機までの各ロケットに搭載した計器類は前記の通りであるが、これらの装着状況は、第 5 図にしめすとおりである。

5, 6 号機の翼歪計および翼温度計のブリッジ素子は、いずれも尾翼内面に貼布されている。一方、計測器自体はテレメータ送信機に機械的に連結されているので、ブリッジに至る導線は、胴体アンテナ用の絶縁部を越えて接続されることとなるが、この接続が絶縁部を高周波的に短絡することのないよう、また、その機械的構造は十分丈夫にして、空中線インピーダンスが不安定にならないよう配慮せねばならない。そのために、5, 6 号機ではケーブル・カバー内に  $\frac{1}{4}$  波長先端短絡の同軸管を挿入し、翼端に至る導線は、この同軸管の中心導体の内部を通して接続されるような構造となっている (第 6 図)。実際には短絡環の位置は空中線インピーダンスに対しては最適のところを実験的に求めて固定してある。

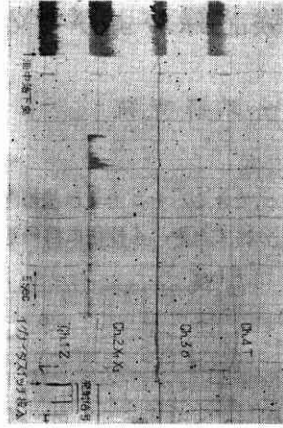
(1957. 4. 16)



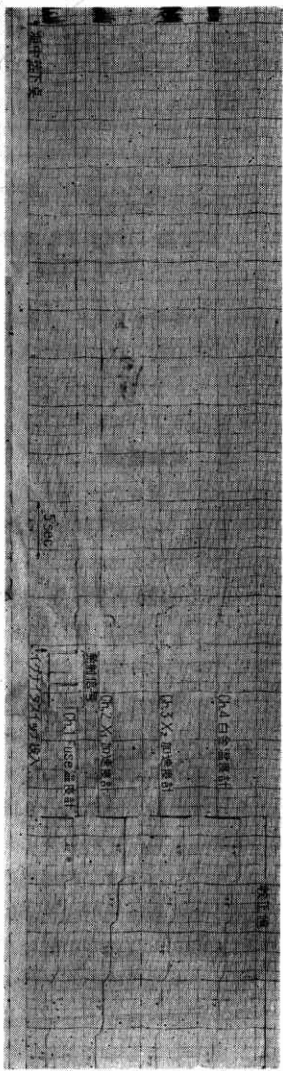
←第1図 128J-T 4  
号機テレメータ記録  
12月3日飛レテラ  
飛レテラ時間 68.2秒



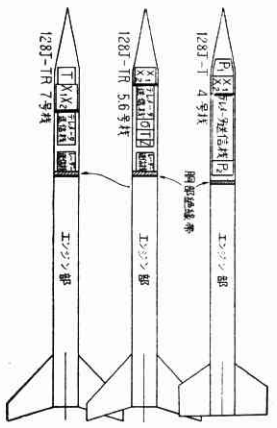
←第2図 128J-TR 5号機テレメ  
ータ記録  
12月8日飛レテラ  
飛レテラ時間 63.5秒



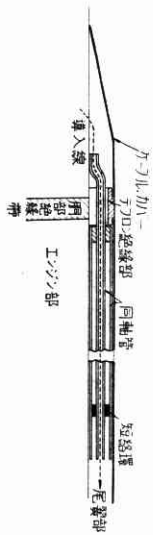
←第3図 128J-TR 6号機テレメ  
ータ記録  
12月11日飛レテラ  
飛レテラ時間 58.2秒



←第4図 128J-TR 7号機テレメータ記録  
12月13日飛レテラ  
飛レテラ時間 56.2秒



←第5図 機器装着図



←第6図 翼温温度計導線の接続