

# カップ・ロケット 128 J-T, 128 J-TR の実験

高 木 昇

## 1. 実験の目的

カップ・ロケット 128 J-S の飛しょう試験は昭和 31 年 9 月に道川試射場において実施されたが、その結果、ロケットは安定確実な飛しょうを行うことが分った。その詳細な試験報告は本誌 32 年 3 月号に述べられている。

カップ・ロケット 128 J は、国際地球観測年の本観測用多段ロケットのメインロケットに使用する予定のものである。したがってこれに宇宙線や気圧などの計測器を載せ、それ等の測定量を無線テレメータによって地上受信局に送信して記録する必要がある。

昭和 30 年 9 月のベビー T の飛しょう試験において、われわれはロケット用テレメータ装置の最初の実験を試みて成功を収めた。その詳細な報告はすでに本誌に記載されているが<sup>(1)</sup>、その際の目的としては国産で入手できる電気部品を使用してロケット用電子装置が実現できるか否かであった。準備期間が短かかったにもかかわらず、幸いにも実験に成功し、貴重な資料が数多く得られ、また得難い経験を積むことができた。

われわれはこれ等の基礎資料を基にして本観測用テレメータ装置の設計を行って来たが、今回通達距離 100 km 以上を目標にした本格的な装置を試作し、本観測用ロケットのメインロケットであるカップ 128 J にこれを搭載して試験をしてみることが本実験の第 1 目的である。

観測ロケットの飛しょう径路とその高度を求めるためには、望遠鏡による光学的追跡と電波による追跡によるものとの二通りがある。光学的追跡によるときは天候のいかんによって左右されるが、高度 10 km 以上の追跡は通常は困難である。したがってロケットの飛しょう経路は低高度の観測を基にして extrapolate して求めることになる。

また、ロケットが発射されてから海中に没するまでの時間は、テレメータ地上受信局がロケットよりの送信電波を始めから終わりまで受信できるならば、正確に求めることができる。これとロケットの発射角度とから大体の高度を推定することができる。しかしロケットは風の影響を受けて飛しょう経路があらかじめ推定したものとは異なってくるであろう。またロケットの高度が高くなればなるほど、水平到達距離も遠くなって、ロケットは水平線以下に落ちるようになる。このときにはロケットから電波は海面に遮ぎられて地上受信局に到達しなくなり、全飛しょう時間を正確に求めることが不可能になる。

したがってロケットの高度を求めるためにはレーダに

より直接時々刻々の位置を正確に決めるのが最上の方法である。レーダには鋭い指向性の電波でロケットに追尾して位置を決める自動追尾式レーダと、ロケットの飛しょうに伴って生ずる電波のドプラー効果を利用して電波の三角測量から位置を決めるドプラーレーダの 2 種がある。両方式はそれぞれ特長があり、米国の観測ロケットでは両者を併用しているので、われわれとしても両方式を採用してみる予定である。

差当って自動追尾レーダの設計に着手し、今回はその第 1 次実用試験として自動追尾方式が確実に動作するか否かの試験を行うことにした。

第 3 にはロケットの飛しょう性能を調べるために各種の計測器を考案試作して搭載し、テレメータによって記録し解析することにした。計測項目としてはロケットの加速度、速度、翼の歪みと温度上昇、ロケット頭部の温度上昇などである。

以上は今回の実験の主な目的であるが、さらにロケットのランチャーには前回のものに改良を加え、ロケットの翼には軽くて強いサンドウィッチ構造を採用すると同時にレーダ用の電波を発射する notch アンテナを付けた。また光学的観測班では今までの経験に鑑み十分な準備をして飛しょうの追跡に万全を期した。

以下にそれぞれの項目について簡単な解説と実験の経過概要を述べるが、詳細はそれぞれの担当者が執筆した別稿を参照されたい。

## 2. カップ・ロケット 128 J-T, 128 J-TR の構成

今回飛しょう試験を行ったロケットは 128 J-T 4 号機、128 J-TR 5 号機、6 号機、7 号機の計 4 機である。ここで 128 J に T を付けたものはテレメータ装置のみ搭載したことを示し、TR を付したものはテレメータ装置とレーダ送信機が搭載されていることを表わすものである。なお、本観測用に設計したテレメータ装置 (IIS-TM 3 型) は 4 号機にのみ搭載し、5, 6, 7 号機にはベビー T に用いたものを改良したテレメータ (IIS-TM 2 型) を搭載した。

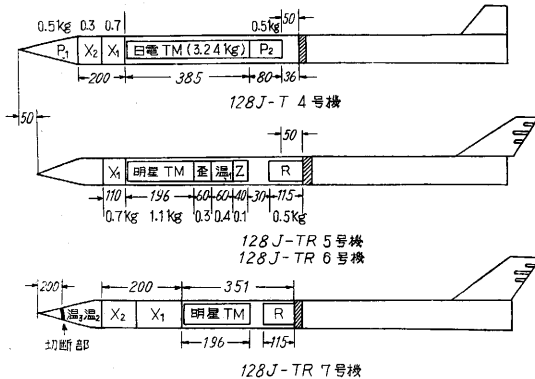
搭載した計測器の種類とその配置を示すと第 1 表と第 1 図のようになる。

4 号機ではロケットの軸方向の加速度を推葉が燃焼中と燃焼後について測定し、またロケットの頭部に配置した気圧計によってロケットの速度を測るのを目的とした。

5 号機、6 号機は全く同一の計測器を搭載したもの

第 1 表

試しようロケット名称	計 測 器
カップ 128 J-T 4号機	頭部気圧計, 胴部気圧計, 推葉燃焼時軸方向加速度計, 推葉燃焼後軸方向加速度計
カップ 128 J-TR 5号機	軸方向加速度計, 翼歪計, 翼温度計, 横方向加速度計
カップ 128 J-TR 6号機	5号機に同じ
カップ 128 J-TR 7号機	推葉燃焼時軸方向加速度計, 推葉燃焼後軸方向加速度計, 頭部白金温度計, 頭部フューズ温度計



- 記号 日電TM: 日電テレメータ送信機  
 P<sub>1</sub>P<sub>2</sub>: 東京計器 気圧計  
 X<sub>1</sub>: 軸方向加速度計(燃焼中用) 糸川研究室  
 X<sub>2</sub>: " " (燃焼後) "
- 明星TM: 明星テレメータ送信機  
 R: 明星レーダ送信機  
 歪: 翼歪計(森研究室)  
 Z: 横加速度計(池田研究室)  
 温<sub>1</sub>: 翼白金温度計(野村研究室)  
 温<sub>2</sub>: 尖端白金温度計( " )  
 温<sub>3</sub>: フューズ温度計(糸川研究室)

第 1 図

で、軸方向の加速度の他にロケットの軸に垂直な方向の加速度、翼にかかる応力を歪計により、翼の温度上昇を温度計により測ることを目的としている。

7号機は軸方向の加速度と、頭部の温度上昇を2種の異なった方法で測ることにした。

### 3. カップ・ロケット用アンテナ<sup>(2)</sup>

ロケット用アンテナの重要性についてはベビーTの報告<sup>(1)</sup>にも述べた通りで、理想的なアンテナを設計することはきわめて困難なことである。

ベビーTの実験の際にはテレメータ用電波として電波監理局より414 Mcの周波数が割当てられた。そしてロケット胴体中央部から尾翼に張った2本のwireアンテナを用いて電波をロケット後方に主として発射させることに成功し、テレメータ記録を得ることができた。

カップ・ロケットは全長約2.4 mで、これにwireアンテナを用いるとすれば電波の周波数はベビーのときより低いことが望ましい。そこで今回は200 Mc帯の電波を希望し、電波監理局より225 Mcが許可になった。

この周波数についてwireアンテナの研究を開始した

のであるが、カップ・ロケットは翼が割合に小さいために、ワイヤが胴体に接近して張られ、電波の指向特性が思わしくないこと、ロケットの速度が今回は音速を超えるためにwire

が加熱し高温となり断線の恐れがあること、これを防ぐためにタングステン、モリブデンなど高融解点を持つ金属線を使用するまで考えてはいたが、電波の指向性がよくないことも考慮してwireアンテナを採用することはとりやめにした。

そこで種々のアンテナを検討した結果、取敢えずいわゆるbodyアンテナを採用することにした。これはロケットの胴体を中央部付近で輪切りにし、その間に絶縁帯を挿入したもので、ロケットは電気的に上半部と下半部に2分される。これをダイポールとしてテレメータ送信機から励振するものである。かくするとロケットの軸に垂直な方向、すなわち横方向に電波が出易くなる。このアンテナについて多くの模型実験を行ってほぼ満足すべきアンテナを設計することができた。この場合の指向性は別稿に示すようにロケットの軸を中心にして蝶々型となり、ロケットの軸方向には電波が発射されない。したがってロケットランチャー後方では受信できないわけである。そこで今回は受信所をランチャーから南方約2 kmに離し、ランチャー上にロケットが置かれているときにも受信所で受信ができるように配慮した。

自動追尾用レーダの周波数としては1,680 Mcが許可になった。このように高い周波数に対してアンテナとしてはnotchアンテナとslitアンテナが考えられる。前者では電波がロケットの後方に、後者では電波がロケットの横方向に発射されるので、われわれは前者を採用することにした。notchアンテナの詳細についても別稿にあるが、翼に切り込みを作り、これに絶縁物(高温に耐えるためにテフロンを使用)をはめ込んだものであるが、これについても多数の模型実験を行って最適の寸法とこれに給電する方法を決定した。その結果は満足すべきものであった。

なお、翼の構造については池田教授が別稿に述べている通り、4号機にはレーダ送信機を搭載していないので、カップ・ロケットS型と同じくジュラルミンの一枚板を翼に使用した。5, 6, 7号機にはレーダ送信機を搭載し、翼に切ったnotchアンテナに送信機から給電するために、翼の内部にケーブルを通す必要がある。また翼の重量をも軽減するためにサンドウィッチ板を翼に採用した。これは中板に軽い桐板を、それを挟んでステンレ

すまたはジュラルミン板を接着したもので、飛しょうの結果は電気的にも機械的にも良好な成果を取めた。

#### 4. テレメータ送信機

ロケット搭載テレメータ送信機は上述の如く IIS-TM 2 型と 3 型の 2 種を試作した。前者はベビー T に用いたものを改良したものであり、後者は本観測用に設計試作したものである。その理由は、今回の実験でロケットの高度が約 7,000 m 位なので、ベビー用のテレメータ送信機でまだ十分に通達可能であること、同時に本観測用のテレメータ送信機も具体化しておく必要があること、等のことを考慮したからである。

そこで 4 号機にのみ本観測用のもの (3 型) を使用し、5, 6, 7 号機には 2 型を使用した。

IIS-TM 2 型の送信機についてその概略を記すと、主搬送周波数は 225 Mc, 出力は 0.3W, 方式は FM-FM, 4 チャンネルで、その副搬送周波数は 2,500, 3,300, 4,500, 6,200 c/s でベビー T のときと同じである。ただし前回では主発振器を副搬送波で FM し、これから出力をとり出してアンテナに給電したために近接導体の影響によって発振周波数が変動する不便があった (前回はこのを利用してランチャー内のロケットの飛しょう時間を測ったが)。実際には受信機の調整に困難を来すことがあり、今回は主発振器の次に電力増幅器を入れ、これからアンテナに給電するようにしたので、周波数の変動は大いに軽減した。

また、前回は絶縁物のまるい皿に各部を取りつけて組み立てる方式であったが、今回はすべて金属のシールドケースに収めて各部を組み立てるようにしたために性能が安定し、各部の調節も容易になった。

2 型を用いたときの試験結果は後述のようにいずれも良好な成果を取め、高度 30 km 位までのロケットにはこれを使用して十分であることが分った。

IIS-TM 3 型は本観測用のもので、出力は 2 W, 150km の通達距離を予想して設計したものである。

ベビー T のときには真空管として直熱型の sub-MT 管を使用した。これは国産で高信頼管 (大きな衝撃振動に耐えるもの) が当時得られなかったからである。幸い日本電気 K K が 2 種の傍熱型の sub-MT 管 (5702, 5703) の高信頼管を開発試作してくれたので、これを用いて送信機の設計試作を完成した。主発振器および電力増幅用の真空管 (225 Mc 用) には 5703 を高周波用に改造した LD-408 の試作に成功し、これを使用した。真空管はいずれも 400 g の力に耐えることが試験の結果判明し、真空管に関する限り、不安が一掃された。

副搬送周波数としては 2,300, 3,000, 3,900, 5,400, 7,350 c/s の 5 つを選び、5 チャンネルの FM-FM 方式である。これらの副搬送波は 2 型のものとは若干異なるが、これは米国で決められたラジオテレメータ副搬送波

の標準にしたがったものである。この標準についてはチャンネル数が少ないわれわれのごとき場合には、必ずしもこの標準に合わすことが混信や歪を減らすために最良のことではない。しかしわれわれの場合将来さらに多くのチャンネルを必要とする場合が起るであろうこと、この標準は多いチャンネルのとき歪が少なくなるように考えられているので、われわれとしても一応これに合わせることにした。

なお、今回は新たに calibrator を入れた。これは 7 秒毎に順次各測定器の出力電圧を 0.3 秒間基準電圧に切換えて送信するもので、これによって各測定に較正電圧が 7 秒毎に記録されるために正確度の高い測定が可能となる。試験の結果、これも良好に動作した。

また、全体の電気的性能、機械的構造についても新しく開発改良した点が多々あるが、詳細は別稿に譲ることにする。

送信機の電源は送信機全重量の半ば以上を占めるもので、軽い電源を見付けることはきわめて重要なことである。これはなかなか難かしく一朝一夕には解決できないものであるが、幸い湯浅電池 K K が開発した塩化銀電池は前回用いた通常のマンガン電池よりも軽量で電気的特性も良く、水銀乾電池に比してもなお軽量なので、これを採用した。ただしこの電池は目下開発中であるため、各ロット毎の特性が十分に揃っているとはいえず、なお一層研究の上性能を向上してもらふことが必要と考えられる。

#### 5. テレメータ受信機

テレメータ受信アンテナには前回好成绩であったヘリカルアンテナを採用することにし、225 Mc に対して新たに設計試作して試験に用いた。

2 型用の受信機にはベビー用の受信機について受信周波数を 414 Mc から 225 Mc に変えてそのまま使用した。記録装置は前回通りペン描きレコーダ、電磁オシログラフ、テープレコーダの 3 者を備えて記録に万全を期した。いずれも事故なく記録することに成功した。

3 型用の受信機は製作が未完成であったので、2 型用の受信機をそのまま利用した。ただし副搬送波の周波数が上記の如く異なるので、これのみ 3 型用の周波数弁別器とフィルタを使用した。

#### 6. 自動追跡レーダ装置

自動追跡レーダとは地上送信機からパルス電波をロケットに向って発射し、ロケットにはトランスポンダ (受信機と送信機が組み合わさってを) が搭載されていて、まず地上からの電波を受信する。これが増幅されて直ちに地上に向って送信する。これを地上において受信すれば、地上から電波を発射してから再び地上に戻るまでの時間から、ロケットまでの直距離が分る。

ロケットの飛しょう方向に自動的に追尾するために

は地上アンテナにパラボラアンテナを使って鋭い指向性を持たせ（ビーム幅は  $\pm 4^\circ$ ），その指向性の方向をパラボラの軸から僅かに偏心（ $2^\circ$ ）させ、毎秒 25 回で回転する conical scanning を行わせる。かくして得る受信出力をサーボ機構にかけてパラボラの軸をロケットの方向に自動的に追尾させるようにしたものである。水平角と高低角とは別々に記録され、その結果からロケットの飛しょう径路が決定される。

今回の第 1 次実用試験においては自動追尾機構が良好に動作するか否かを調べるのが目的で、直距離の測定は行わなかった。すなわち、ロケットに 1,680 Mc の送信機を搭載し、地上には受信機のみ置き、水平、高低両角の自動追尾の状況を調査した。パラボラの追尾速度は毎秒  $6^\circ$  であり、パラボラの位置はまずランチャー後方に選定した。そのためにロケット発射後 4 秒間は角速度がきわめて大なので追尾が困難である。そこで 4 秒間後にロケットが飛しょうするであろう位置にあらかじめパラボラを向けておき、4 秒後にスイッチを入れて自動追尾させるようにした。試験の結果は 5, 7 号の両機を自動追尾することに成功したが、6 号機は追尾不可能であった。

今回の実験では冬季悪天候のもとで試射し、地上風速は 10 m を超えることがしばしばあった。試射に当っては数 m 以下の風速のときを選んで行ったが、それでもロケットは風の影響を受け、光学的観測によってもロケットの飛しょう方向にかなりの分散が認められている。したがって 6 号機の場合にはレーダが 4 秒後の待ち受け位置に分散のためにロケットが飛しょうせず、追尾ができなかったものと考えている。

## 7. 計測器

今回使用された諸計測器はいずれも新たに考案試作されたものばかりで、それぞれ特長があり、その詳細は別稿に譲るとして、ここではその概要を紹介する。

### 7.1 軸方向加速度計

糸川研究室吉山技官の考案になる新しい加速度計で、ばねおもり系のおもりとして固定された小型真空管が永久磁石の磁場内におかれ、加速度に応じて真空管が回転する。すると磁力線との相対位置が変化してプレート電流が変る。これをプレート回路から直流電圧変化として取り出すものである。

この加速度計でロケットの進行方向（軸方向）の加速度、すなわち推進燃焼中の正の加速度と燃焼後の負の加速度を別々に測定し、良好確実に動作することが分った。

### 7.2 マッハ計

ロケット頭部のコーン部および胴部の適当な位置に圧力測定孔を設け、コーン部の圧力が音速の前後において著しく変化することを利用し、これと胴部の圧力とからロケットの速度、マッハ数を測定しようとするものであ

る。

糸川研究室と東京計器との協同研究によるもので、圧力は空盒に導かれ、空盒の変化をインダクタンス変化に変え、それによる周波数変化を増幅検波して直流電圧をとり出す方式であり、回路はトランジスタ化されている。

### 7.3 フューズ温度計

溶融温度の異なる数種の低温フューズを本所冶金研究室で試作し、これらを組み合わせてロケット頭部の内壁に密着させ、頭部の温度上昇に伴って順次フューズが切断し、階段状の電圧変化としてテレメータに送るもので、糸川研究室が担当した。

### 7.4 白金線温度計

細い白金線を抵抗線歪ゲージのごとく作り、これを温度測定点に貼付する。温度上昇に伴う白金線の抵抗変化を発振器、増幅器、整流器から成る回路によって測定するもので、測定範囲は  $0^\circ\text{C}$  より  $200^\circ\text{C}$  までとし、頭部および尾翼内面に貼付して温度上昇を測定した。本測定器は野村研究室が担当した。

### 7.5 横方向加速度計

ロケットの進行方向に対して直角方向の加速度（風などによる横加速度）を測るために池田研究室が考案したものである。原理はばねおもり系により、加速度に応じたおもりの変位がポテンシオメータを回転し、これに応じて直流電圧が出るようにしたものである。

### 7.6 歪計

抵抗線歪ゲージを尾翼の内面に貼付し、発振器、増幅器、判別器を持つ抵抗線歪計により尾翼の静的応力、振動応力を測ることを目的としたもので、森研究室が担当した。

## 8. ランチャー

カップ・ロケット用ランチャーについては本誌前月号に述べられているが、ロケットにスリッパを 2 個接着剤でとりつけ、スリッパがランチャーの案内溝をすべるようになっていた巧妙なランチャーである。前回カップ S のときにくらべて改良した点はスリッパを落すストッパをランチャー先端に 1 ケ所にしたこと、ランチャーとロケット胴体との間隔を少し空けたことである。それは今回のロケットには body アンテナを使用しているため、ロケットがランチャーに接する位に近いと、body アンテナが電氣的にランチャーによって短絡され、電波がランチャー上で発射されないことを恐れたからである。

実験の結果はランチャー上で支障なく電波が発射され、ここから南方 2 km 離れた受信所で電波が受かり、ロケット発射前に受信機の調整ができたことはまことに好都合であった。

ロケットの全長は約 2.4 m、ランチャーの長さは約 2.8 m で、案内される距離は約 1.4 m である。発射角

60° のときランチャーを離れるときの速度は約 30 m/s である。次の2段ロケットの発射のときにはロケットの全長は約倍となり、それでもランチャーの長さではできるならば残り長くしたくない。それには案内する距離を縮めて試射して試射することが必要で、池田教授の提案で6号機のときには案内距離を1mに短縮して試射した。その際にもロケットの分散はそれほど大とは思われず、正常な飛しょうをしたので、貴重な資料を得たことになる。

### 9. カメラ班と観測班

カップ・ロケットS型の飛しょう試験におけると同様に各種のカメラおよび観測装置を準備した。しかし前回の試験でロケットの速度が大なるために飛跡を捕えることがかなり難かしいことが分かったので、観測班の勢力を集中するために北観測点を廃した。

すなわち南観測点では800mm望遠撮影機付追跡装置を、南、東およびランチャー後方の各観測点では15倍双眼鏡手動追跡装置を使用した。時刻のタイミングには標準電波の放送を受け、秒信号によるネオン管の点滅をフィルムの縁に記録する方式によっている。

また、カメラによるロケットの撮影についてはランチャー南方290mの地点で16mm Fastax 高速度カメラ、および35mm Bell 撮影機による高速撮影、800mm および250mm レンズ付の撮影機でロケットの追跡撮影、さらにランチャー直下で Mitchell 撮影機によるロケット後方からの撮影の他に新たに植村研究室が考案した Sector Frame Camera を併用してロケット追跡に万全を期した。Sector Frame Camera については別稿に詳記してあるので略す。

### 10. 通信連絡

通信連絡が迅速確実に行えることは、ロケット飛しょう試験のごとく多くの班が協力して、おのおのタイミングを合わせながら準備を進めてゆく上にきわめて重要である。

われわれは今までの飛しょう試験のたびごとに経験を重ね、通信連絡の運用に熟練してきた。

通信としては有線連絡により各局間の連絡と司令室からの同時放送が自由に行えるのが理想であるが、経費の点で難点がある。われわれとしては司令室からごく近い建物には有線を使用しているが、多くは無線によって連絡をとっている。

今回は観測班、カメラ班の4ヶ所、テレメータ受信所、司令室との間に中短波無線機(1,690 kc, 3W) 3台と極超短波無線機(467 Mc, 1W) 4台の計7台を使用した。またランチャー班、警備班用にウォークトーカー(467 Mc, 0.1W) 4台を、海上警備の巡視船との間には中短波無線機(2,245 kc, 10W) を使用した。

いずれの通信もプレストーク式であり、連絡に時間がかかるわけであるが、それぞれ通信者はこの方式に熟練

してきた。いままし周波数の割当が欲しいのであるが、一方、各班との通信状況が傍受でき、他の班の準備状況が分る利点もあり、現在程度の局の数ではこれ位の周波数の割当で通信連絡を巧妙に運用しているものと言えよう。

### 11. 飛しょう試験

飛しょう試験は12月3日(月)に4号機、6日(木)に5号機、11日(火)に7号機、14日(金)に6号機を試射する予定であった。7号機と6号機の試射日が入れちがっているが、これは6号機ロケット本体の準備が都合によって遅れることが予想されたからである。

ところが6号機のロケットの準備完了が早まったこと、5号機と6号機に取める計測器は同一であるので、これを一緒に整備して試射した方が時間的に経済となること、または秋田地方の12月の天候はきわめて悪く、雨、霰、雪が降るのみならず砂まじりの強風が吹くこと、天候が急変して1時間先が予想できないこと、等々種々の条件のためにせっかく準備が完了しても試射を中止したり、発射日を変更せざるを得ないことになった。

結局、実際には12月3日に4号機、8日に5号機、11日に6号機、13日に7号機の試射を行い、予定より1日早く終了することができた。

次に試射準備の予定計画の大略を以下に記す。これは4機について若干の時間の差はあったが、大体の進行状況は第2表に示すごときのものである。

ロケットの試射の準備は予定日の2日前から初まる。発射日をY日とすれば、Y-2日(前々日)に各班が行うべき事項は表に示す通りである。ロケット・ランチャー班ではスリッパの取り付けを行う。接着剤の乾燥に半日以上を要するので、これは早くすませておく。そして実際にロケットをランチャー上にのせてすべらせ、スリッパが正しく付けられたか否かを検査し、もし工合が悪いときにはつけ直し、時間をおいてから再び通し試験をする。このために十分の余裕をもってY-2日から仕事にかかる。

テレメータ、レーダ、計測器班ではY-2日にそれぞれの調整を各自で行っておく。そしてロケット内にテレメータ送信機を入れ、ランチャー上に載せ、電波が2kmはなれた受信所に受信できるか否かを調べておく。

次いでテレメータ送信機をとり出し、受信所において各計測器とそれぞれ順次につなぎ、較正を行う。これを噛み合せ試験と俗に呼んでいる。

発射日の前日(Y-1日)には総務班は告示を行って各方面に発射日は明日であることを知らせる。県立病院に救護班の派遣、海上保安庁から通信士の派遣その他の手配を行い、天気予報を秋田測候所から知らせてもらう。

テレメータ・レーダ・計測器班ではロケット胴部頭部にそれぞれの部分の実装を開始し、仮組立を行ってそ

Y: 実験予定日  
X: 発射時刻

第2表 128 J-T, 128 J-TR 飛しょう計画表

1956. 11. 22

	総務班	通信班	観測班・カメラ班	ロケット・ランチャー班	テレメータ・レーダ・計測器班
Y-2 日	天気図・天気予報 警備 配車	各班との連絡	準備	エンジン部 スリッパ取付 ランチャー通試験 (スリッパ付け直し)	頭・胴部 調整 電波通し試験 噛合わせ試験
Y-1 日	告示, 保線区連絡 県立病院, 通信士, 花火屋手配 天気図, 天気予報 警備 配車	各班との連絡	準備	ランチャー通再試験	実装 仮組立 実装動作試験 (分解)
Y 日	黄旗掲揚(朝) 天気図, 天気予報, 風向風速 救護班, 通信士 花火, B旗準備, 警備手配 風速計 (X-40)  B旗掲揚, サイレン吹鳴 (X-30)  警備確認, 花火打掃 (X-1)  終了花火打掃 (X+1) B旗, 黄旗引下	各班との連絡 海上連絡 (X-50) 時限装置試験(X-45)	準備完了(X-40)     待機完了(X-5)	推薬, イグナイタ, ロケット, ランチャー, 発煙系点検 (X-50) 推薬装填 (X-40) 発煙筒取付 (X-35) 本組立 (X-25) RF動作チェック ランチング (X-17) 計測器SW投入 角度付け 計測器調整 発煙筒結線 送信機SW投入 イグナイタ結線 導通抵抗試験 発射 (X)	テレメータ 空中線, 受信機信号弁別器, 記録系, 動作点検 レーダ 空中線, 受信機制御系, 記録系動作点検 (X-50) 頭部組付(X-34) テレメータ受信機完了 レーダ受信機完了 (X-3)

の動作試験を行い確実に動作するか否かの点検をする。場合によっては分解再組立を行うときもある。

班員の多くは秋田市に分散宿泊しているが、試射当日以外は午前8時バスに乘乗して道川試射場に8時40分頃到着、試射当日は7時集合、8時前に試射場に到着する。表中Xは発射時刻を示し、当日の準備の進行状況はX-30分というように表わしてある。

総務班は風向風速を測り、地上風速が10m/sを超えるときにはロケット試射は危険と考えられるので中止することにしている。

通信班は海上保安庁の巡視船と連絡をとり、危険区域に漁船その他が入らぬよう厳重な警戒を依頼すると同時に、試射準備の様子を刻々海上のみならず、各班と司令部との間に知らせる。また、秒読み、秒信号の練習を放送して観測班、テレメータ班の準備に役立たせる。

その他各班共に最終的な調整を行い、X-50分頃にすべての準備完了するようになる。ここで準備完了を確かめてからエンジン部で推薬装填、発煙筒取付けが終り、あ

らかじめ頭部胴部にテレメータその他が実装してあるものとの組み付けが始まり、レーダアンテナへのフィーダ、計測器のリード線などロケット外部を伝わる線にshroudを付し、しめつけて本組立が完了したことになる。

さてわれわれが使用しているロケットの推薬(固体)は温度によって燃焼条件が変わるので、なるべく恒温(20°C)に保っておきたい。秋田の12月は気温が0°C以下にも下り、風が強くて冷却作用も大きいので、推薬の温度を20°Cに保つことにはかなりの苦心が必要であった。まず推薬は20°Cの恒温槽に入れて温度を一定にし、次にテストスタンドに蒸気暖房を施して部屋を20°Cに保っておく。ここに推薬を持ち込んで装填から本組立まで行う。

準備完了したロケットをランチャーまで運び、それから種々の操作を行うのに若干時間が必要である。これを何回もtime studyした結果、17分以下には縮まらないことが分かったので、発射時刻の17分前にテストスタ

ンドからロケットを運び出すことに決めた。その間に冷却することはいたし方ないが、ロケットの熱容量が大きいせいか4機共に支障なく点火して正常な飛しょうをした。

17分前にロケットを運び出し、ランチャーを水平にしてその上にのせる。次いで各計測器のスイッチを投入する。それからランチャーの角度付けをし、今回はいずれも60°にセットした。次は計測器の零点調整、発煙筒の結線、テレメータ送信機とレーダ送信機のスイッチ投入、最後にイグナイタの結線と導通抵抗試験を行って発射1分前となる。それから1分間の秒読みを行って発射する。

以上が今回実施した飛しょう順序である。ただ、上述のように秋田の天候は急変し易く、10分後の天気予測が困難であった。ランチャー上にロケットを17分以上置くことは冷却の点から心配であり、また観測班のためには少しでも晴間を見て発射したいし、天気判定には非常な責任を筆者は感じた。雲の状況は各観測点で異なり、すべての観測点から晴間が見えることは幸運なことである。また、17分後にちょうど試射場の上が晴れると予測して発射時刻を決めても1~2分早すぎたり、遅かったりしたことを経験し、秋田で冬期試射することの困難さを痛切に感じさせられた。

さて、テレメータ全般記録、レーダの記録、および計測器の測定結果の検討については別稿に詳述してあるので、ここでは触れないことにする。若干不満足な点もあるが、大略良好な成果を取れたものと言えよう。

第 3 表

	試射日	時刻(X)	全長(mm)	全重量(kg)	重心位置(先端から%)	飛しょう時間(秒)	推定高度(m)	発煙筒・発光筒
4号機	12月3日	13時20分	2455	45.35	61.1	68.2	5800	2 2
5号機	8日	12時32分	2411	45.56	63.6	63.5	4900	0 4
6号機	11日	12時26分	2411	45.31	64.0	58.2	4200	2 2
7号機	13日	11時10分	2411	44.97	63.5	56.2	3900	2 2

第3表は各ロケットの諸元と飛しょう時間を示すものである。なお、発煙発光装置はきわめて有効で、光学的観測に大変役立った。特に発光剤は光学的追跡によい目標となり、5号機ではすべて発光剤のみを使用した。しかし追跡しそこなったときに発煙があると再び追うことができ、発煙発煙両者を併用した方が有効であることが判明し、6号、7号機にはそのようにした。

表から見るように、4機共に重量はほとんど変わらないにも拘わらず、4号機が最も飛しょう時間が長い(飛しょう時間は、テレメータ記録から求めたものである)。したがって時間から推定した最高到達高度も最も高い。これは4号機のみ胴体から尾翼に至るケーブルがなく、その被覆である shroud がいないために抵抗が減ったこと、また向い風が弱かったための分散が少なかったこと、

などに基因するものと考えられる。

5, 6, 7号機はいずれもケーブル shroud があって抵抗が多いと思われるが、これらはほとんど重量、形状同じであるにも拘わらず飛しょう時間にかかなりの差があり、推定到達高度にも差がある。これはもっぱら風の影響によるものと解釈できるのであろう。したがってロケットの試射には今後十分にこれらの効果を考慮に入れて最良の成果をあげるように努力すべきである。

12. 今回の実験を省みて

テレメータ、計測器、レーダ等の試験を主目的とした今回の実験を省みて主な結論と今後解決すべき問題を以下に記してみる。

(1) カップ・ロケット 128 J は今回も支障なく発射して正常な飛しょうをしたこと、ランチャーももちろん同様に優秀で、128 J については一応自信を得たものと言えよう。ただし、風の影響による分散があることは予想されたところであるが、冬の悪天候のもとでそれがはっきりと観測された。風は地上で数 m/s の速度のときでも数 1,000 m 以上の高さで数 10 m/s 以上の風があり、これは地上でも上空でもロケットの速度に対して無視できない大きさのものであり、当然のことである。

(2) カップ・ロケット用アンテナとして、テレメータには body アンテナ、レーダには尾翼に notch アンテナを試みて成功した。body アンテナについてはその絶縁帯の部分の強度を大にするために大きな取付け金具を必要とし、この重量が軽視できない(約 3 kg)。絶縁帯を横切ってケーブルや導線が通るときには、これらが

body アンテナを短絡しないように注意する必要がある。このアンテナの指向性はロケットの全長に対して敏感に変るので、ロケット搭載物の変更でロケットの長さが変わるときには指向性が変わって所期の特性が得られない。テレメータの搬送周波数が決まると最適のロケットの長さがあるので、この点に十分留意しなければならぬ。またロケット後方には電波が出ないので、ランチャー付近に受信所が置けない不便がある。

以上のような理由で、このアンテナは地上発射用ロケットには余り向いていない。次回には尾翼にとりつけられ、後方に電波を出すアンテナを実現する予定である。

レーダ用 notch アンテナはよい性能を持つことが判明し、今後もこれの改良を進めるべきである。

(3) テレメータ送信機 2 種のうち、本観測用の IIS-

TM3型はこれで十分な性能を有することが分った。ただし重量が3.2kgで、少し現在のロケットに対しては重い。この重量軽減が次の課題である。それにはまず電池を軽くすることであるが、これは急には解決できない。B電池は塩化銀電池が他種電池に比し優れているのでこれを用いることにし、A電池は米国の Silber Cell を使用すれば重量が数分の1になるので、これに置きかえることを考慮中である。

また、副搬送波部は取扱う周波数が低周波なので、これをトランジスタ化することによって重量は減じ、さらに受信機の雑音指数を低下すること、送信機の変調指数を必要最小限に下げ帯域幅を狭くすること、送信電力を可能な限り小にすること、などを考慮すれば重量の低下はそう困難なことではない。さらに calibrator の動作を確実にし、いま少し段階をまして較正電圧を入れることが望ましい。

今回の実験のために開発した真空管はきわめて良好であった。

ベビー用テレメータを改良した IIS-TM2型もよく動作したが、これは低高度用ロケットのテレメータに今後も使用することができよう。

(4) 自動追跡レーダ装置 今回の第1次実用化試験で水平、高低両角の自動追尾について一応満足に動作することが分った。しかしロケットの分散が大きくてレーダの追尾速度を超えるときには追尾不可能となることは当然で、これはレーダの測角精度にも関係がある。精度を高くするためにはパラボラの指向性を鋭くせねばならず、そのため追尾不能の場合も生ずる。これが解決方法としては guided missile で行われているように指向性の広いレーダと狭いレーダを2台備え、両者を併用して追尾も失わず精度を向上することである。

したがって現在開発したレーダの他に簡易なレーダを研究し、これでロケット時々刻々の大よその方位を求め、もし自動追尾が失われたときにはこれを頼りに追尾を回復する方法が考えられる。また、次回には測距系の試験を行う予定であるが、これについても自動追尾を保つように万全の方策を考究する必要がある。

いずれにしても今回ロケットの分散と自動追尾の問題が重要であることが分って貴重な経験を得たと同時に、レーダによる以外の方法ではロケットの高度を正確に求めることが困難であることが改めて感ぜられた。

(5) 今回使用した計測器はいずれも独得のものであり、それらが一応の成果が得られたことは心強い。そして別稿に見るごとく、ロケットの推進燃焼中および以後の加速度、横方向の加速度、尾翼にかかる応力、振動、ロケット表面の温度上昇など、大約の値をつかむことができたことはロケット設計に当って貴重な資料を得たものとする。またこれらの経験により本観測用計測器の設

計にも役立つことが多い。

(6) 前回カップ・ロケットSの試射の際、ロケットの速度が早いと発煙系の不十分のためにカメラ班、観測班は追跡に非常に困難を感じた。その経験を基にして今回は十分に追跡のための練習を積んだこと、発煙発光に在来より有効な方法を採用したために観測が大変確実となった。惜しむらくは今回の天候不順のために視界が遮ぎられ、十分な距離の追跡が不可能であったことが残念であった。次回の成果が期待される。

(7) 次回実験予定の2段ロケット、カップII型、III型は今回のロケットより速度も加速度も大となるので、今回の実験で電子装置が成功しても楽観は許されないと考える。しかし今回本観測用電子装置について一応の目安が得られたことは貴重な収穫であった。

(8) なお、本号の末尾に今回の実験には関係ない簡易時分割テレメータ送信機、受信装置についての研究を載せておいた。現在、ロケット搭載機器として FM-FM テレメータ、レーダ(またはドブラーレーダ)を考えているが、将来搭載重量の軽減のため、テレメータとレーダを一緒にすることも考え、時分割方式テレメータの開発にも力を注いでいたもので、ここにその一端を紹介しておく。

### 13. 謝 辞

今回の実験に当って、学術会議観測ロケット特別委員会および各省連絡協議会の有効なご配慮により、また秋田地方においては県庁、海上保安部、警察、国鉄、測候所、地元役場、報道関係者各位の絶大なご支援により円滑に試射を行うことができたもので、ここに心からの謝意を述べたい。

また、筆者は31年5月から10月初めにかけて外遊しており、その間池田、糸川両教授が中心となって今回の実験の準備に当った。試射期間はたまたま糸川教授は外遊し、池田教授と筆者が相談しながら実験実施に当った。きわめて悪天候のため実験遂行に困難を痛感したが、本所研究班諸君の絶大な熱意と心からの協力、さらにこの実験に参加協力された諸会社(富士精密工業KK、日本電気KK、明星電気KK、東京計器製造所、日本冶金工業KK、日本建鉄KK、など)の方々の一致協力、また星合前所長、谷所長の絶えざる激励などによって今回の成功を見たもので、ここに班員各位ならびに参加者に厚く謝意を表わしたい。

### 文 献

- (1) 観測ロケット特集号 ベビー-T 生産研究 8, 2 (昭31-2)
- (2) 黒川・須田・阿部: カップ用アンテナ 生産研究 8, 6 (昭31-6) 373頁