

カッパ 6 型におけるテレメータ実験について

テレメータ 研究 班

1. 緒 言

カッパ6型ロケットにおいて、テレメータ装置を搭載して計測を行なったのは、1号機ないし4号機にいたる飛しょう性能の実測を目的とした飛しょう実験と、IGY観測項目のうち、宇宙線および気圧の測定を行なう目的で飛しょうさせたCP1号機および2号機の通算6回であった。

主ロケットとして150型が使われるようになったのはカッパ5型からであるが、5型には従来の128J型用に設計されたテレメータ送信機がそのまま搭載された。6型において初めて、150型に合わせて設計した新型のテレメータ送信機が使われた。電気的性能においては従来のものと同様であるが、直径が大きくなって容積的にやや余裕のできたことを利用して電源容量の増大を図り、その耐用時間を長くするとともに、調整が容易にできる構造に改め、また電源スイッチが遠隔投入できるようにした。また高々度における気圧低下に耐えることができるよう、特に気密の点に十分な考慮が払ってある。詳細については別稿を参照していただきたい。

わが国において初めて電子装置を搭載したロケットとなったベビーT型1号機より通算すると、テレメータ装置が使われるのは200回以上の回数を重ねた。実験員も完全に手順に熟練し、器材の点検、整備等はきわめて円滑に運ぶようになった。特にロケット搭載のテレメータ送信機に関しては、折々の経験を基礎として順次細部にわたる改良が試みられ、なにかんずく各種部品の選定に十分な考慮を払った結果として安定度が著しく高くなった。最も重要なことは、副搬送波発振器の安定度であるが、東京における試験成績と現地において行なわれる点検の際の特性試験とはほぼ完全に一致し、再現性は測定のスケールに対して平均0.5%以内、最大1%以内にすべて収まる成績を示している。諸外国における文献に発表された数字でもこの種の装置の確度は1%程度であって、それにくらべて完全に遜色のない性能になっているといえることができる。実用的な意味において、一つの形式としてのテレメータ装置は完成したものといえてよいであろう。

2. 6型における問題点

テレメータ送信機として、カッパ6型で新たに問題となったことは気圧低下の影響であった。加速度、振動などの機械的な環境条件は、新たに緩燃性のブースタが採

用されて、加速時間も、また、その間に発生する振動の影響を受ける時間も、従来のものに比して長くなったとはいえ、これまでに行なった地上試験の経験から推して著しい問題にはならないといえてよい。またロケットの性能が向上するにつれて、外壁の空力加熱にもとづく温度上昇はいっそう苛酷な値になるであろうが、それも飛しょう時間と考え合わせれば、内部に格納してある機器に対する影響は決定的なものとはならないであろう。これに対して気圧低下は、場合によっては放電を起こさせ致命的な障害をもたらすことになる。機器各部の動作電圧に対して放電を起こさせる気圧の値は一定の範囲がある。しかしロケットの飛しょうに対して、外圍気圧は連続的に変化していくから、必ず危険な気圧範囲のところを経過するものと予期せねばならないのである。

十分な準備のもとに行なわれたカッパ6型-2号機の実験では、テレメータ送信機、レーダトランスポンダともに発射後約30秒で電波の到来が不調になるという事故に遭遇した。かりに機器が障害を受けたという前提をおいた場合、その原因として考えられるのは前述のような諸点であり、特に従来未経験のこととして気圧の問題に疑いがかけられたのである。障害の発生した30秒前後の時間ではロケットの高度は20km以下である。この程度の高度はすでに3型-3号機あるいは5型において経験されていて問題のなかったところであるが、場合によってはロケットの開口部における負圧によって、あるいは予期以上に気圧低下が生じていたのかも知れないという疑いがあった。

そこで改めて減圧試験が行なわれたが、その結果次のような事項が確認された。すなわちテレメータ送信機は0.1mmHg程度の環境に相当時間放置すると、気密部分の漏洩によって放電が高周波部に起こる。放電によって破壊の影響をこうむることはなく、気圧が回復すれば再び正常に動作する。放電中は送信出力が約半分以下になるが、周波数はほとんど変化しない。副搬送波発振器、B電源部分(160V)などは、露出のままでも放電を起こすことはない。B電源電圧が少し低下すると放電は全く起きない。0.1mmHgの環境で放電が起きるまでに要する時間は、少なくとも20分以上である。

以上の結果から考えて、6型-2号機の事故の原因は気圧低下にもとづくものとは考えられないという結論になった。ロケットが回収されぬ以上、確定的な原因は不明

であるというよりはかはないが、事故はロケット内部に搭載した機器に発生したのではなく、恐らく空中線系統が損傷を受けたものと推定している。

空中線のフィーダは外部に露出しているから、空力加熱の影響は最も大きいであろう。しかし、空力加熱の実測結果から推しても、フィーダ部分の温度上昇が、たとえばフィーダの絶縁物を溶解して短絡にいたらしめたほど著しかったとは考えられない。結局、損傷の原因は熱的な現象が主因であろうが、それが尾翼におけるフィーダ貫入部、あるいは尾翼後縁のアンテナ本体などの部分に相当な機械的応力を与える原因となり、その結果障害を与えたのであろうと想像している。6型-3号、4号機ではこうした疑点に対して配慮した構造を採用することによって、一応満足すべき結果がえられている。

3. 実験経過の概要

(1) **6型-1号機** 6型-1号機は6月16日に飛しょう実験が行なわれた。計測項目は進行方向の加速度 X_1 , X_2 , 横方向加速度 Y および Z , 尾翼歪 σ および尾翼温度 T の5項目であった。

6型-1号機は発射後ブースタは正常に燃焼し、10.7秒間で加速終了、13.1秒で切断が行なわれ、15.7秒で主ロケットに点火した。主ロケットは約7秒燃焼するはずのところ、約1.6秒間で燃焼が途絶するという事故に達着した。1度点火したロケットの燃焼が途中で消えるということは、未曾有のことであった。

主ロケットが正常に燃焼しなかったため、飛しょう性能は当然予定値を大幅に下回る結果となった。全飛しょう時間は約105秒で、この間テレメータ送信機および各項目の計測器はいずれも正常な動作を示した。

(2) **6型-2号機** 6型-2号機の飛しょう実験は6月20日に行なわれた。計測項目は X_1 , X_2 , Y , Z の4項目で、別にテレメータ送信機の動作を検する目的でそのヒータ電圧を測定した。

発射の瞬間から約5.2秒間は X_2 加速度計が働かず、その後機能を回復し、約11.2秒でブースタ加速が終了した。 X_2 加速度計は正常に動作し12.8秒で切断が行なわれ、14.9秒で主ロケットに点火したことが確認された。主ロケット加速度は X_1 加速度計が不調で、初めの約0.7秒間はデータがえられていないが、その加速時間は7.1秒間で、発射後22秒で加速が終了したことが X_2 加速度計の結果から明らかになった。以上の各ロケットの動作は正常であったと考えられるが、発射後28.6秒で突然電波が停止し、以後の記録はえられなかった。この際、ほとんど時を同じくしてレーダ・トランスポンダの電波も停止したが、この方はその後で70秒付近および100秒~200秒の間で再度受信され、約50km程度まで上昇したことが認められた。

前述のように電波停止の原因は定かでない。しかし主

ロケットの加速終了後の事故であることから、搭載機器が故障したものは考えられない。ロケットの飛しょうがほぼ正常であったと推定されるところから、3型あるいは4型の時のように、決定的な損傷がアンテナ部分に生じたとは思われない。諸般の事情を総合して、前述のように熱膨脹などにもとづくアンテナ取付部の変形が恐らく事故の原因であったのではないかと思う。

(3) **6型-3号機** 6型-3号機は6型-2号機の結果にもとづいて、アンテナのフィーダが尾翼に入る部分および尾翼自体の構造強度および取付けの方法を改良して、9月12日に飛しょう実験を行なった。計測項目は、尾翼温度2ヶ所、先端部および胴部温度、軸方向加速度 X_1 , X_2 , 横方向振動 Y , 軸方向振動 X_3 で、このうち、尾翼温度1ヶ所と先端部および胴部温度はそれぞれのところの感温ゲージを切り換えて、一つのチャンネルを時分割多重化して測定している。切換えは約7.5秒周期に6点分割であって、そのうち1点はマーカを兼ねて基準抵抗値を較正用として与え、他の1点で胴部温度を測っている。先端部および尾翼温度はそれぞれ2点ずつを割当て、サンプリング・レートは倍にしてある。記録は多重化のままで行ない、図上で測定値をつないで連続データを再現するようにしている。

ブースタの加速は発射後約10.2秒間で、その後約14秒で切断が行なわれ、ついで約17.8秒で主ロケットが点火し、約7.2秒間加速し、発射後約25秒で加速が終了した。その後も各部の動作は正常で、発射後約208秒で落下するまで、完全に測定が行なわれた。

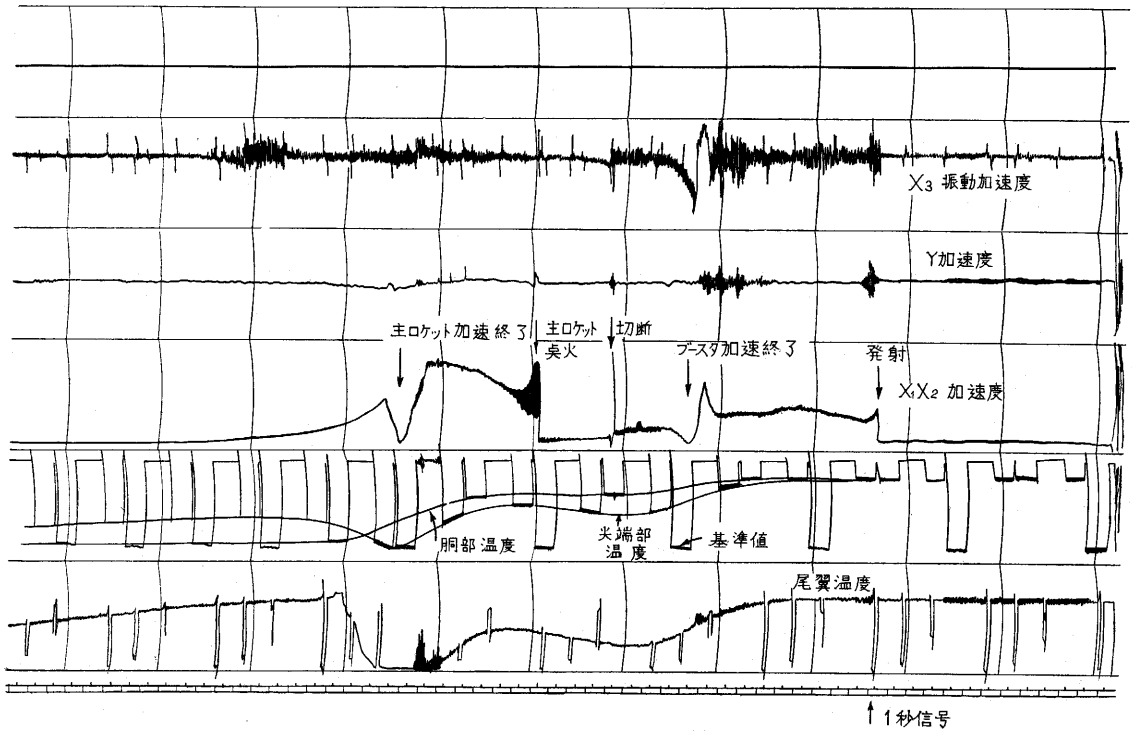
6型-3号機の結果によって、尾翼温度は主ロケット加速終了に約5秒おくれて、30秒付近で最高温度に達することが判明した。この点からも2号機の事故はアンテナ装着部分の熱的変形が原因であろうとの推測は裏づけられているものと考えられる。

(4) **6型-4号機** 測定項目は3号機と同じで、9月14日に実験が行なわれた。3号機では X_3 振動計の感度が不足であったのでそれを高めている。

ブースタは発射後約10秒間加速し、14秒で切断が行なわれ、約18秒で主ロケット点火、主ロケットは約7.3秒加速を行ない、25.3秒で加速が終了した。テレメータ送信機は発射後、約207秒で落下するまで正常に動作した。各計測器は、切換式の尾翼感温ゲージが断線(飛しょう前から断線していたが修理不能であった)以外はいずれも正常に動作した。

第1図はテレメータ記録の一部で、各部が正常に動作したことが分る。軸方向に加速度が数回にわたって繰り返して作用したことが示されているが、機器はいずれもこれに堪えていることが明らかになった。

(5) **カッパ6型-CP 1, 2号機** IGY 観測の一環として宇宙線および気圧の測定を目的として、11月28日、



第 1 図

30 日の両日に飛しょう実験が行なわれた。

宇宙線は Scaler のパルス出力を安全のため二つのチャンネルに同時に加え、また気圧はピラニゲージ 2 個の出力と、さらにその温度補正用の温度計出力と都合 3 チャンネル使用している。

CP1 号機では、テレメータ装置は発射後 31 秒間は正常であったが、その後電波が断続するようになり、遂に 52 秒で完全に途絶してしまつた。諸般の経過から推し事故はアンテナ系に生じたものであり、その原因は 6 型-2 号機と同様熱的なものと思われる。アンテナ系は 6 型-3, 4 号機で成功した手法がそのまま踏襲されたものであった。それが決定的な弱点をもっていたのではないことは、同じ条件で作られた CP 2 号機が成功していることから明らかであろう。この事故は恐らく多分に偶発的なものであったと考えられるが、なおいっそう構造に吟味を加え、安全度の高いものに改良する必要があることが痛感される。いずれにせよ数少ない IGY 観測の 1 機の計測に失敗したことは、きわめて残念であった。

CP 2 号機は発射の瞬間に送信周波数が変動したため雑音が入混したが、以後はきわめて安定に受信され、約 230 秒間にわたる飛しょう期間にわたって、ほとんど雑音の混入を見ることなく記録をうることができた。これによって一応 IGY 観測の一つのデータを与えることができたことは幸いであつたと思ふ。

4. 実験結果の考察および今後の問題

今次の実験において、ロケットは初めて 50 km に達

し、テレメータの通達距離も落下点付近では 80km に達した。その際の受信信号強度から、当初本テレメータ装置が意図した直距離の到達距離 150 km は完全にその能力があることが立証された。

前掲のテレメータ記録に見るように、火薬切斷の 2 段式ロケットでは、加速度は数回にわたって繰返し作用するが、送信機は十分これに堪えている。従来経験も加えて考えれば、今後の実験でかりに電波が停止するといった事故に逢着したとしても、その原因として機器の機械的強度の点はほとんど除外してもよいものと思われる。また気圧低下の影響も現状程度の気密性を保てば、十分であるといつてよい。

今後に残された問題の一つはアンテナ系の強度、特に熱的強度の点である。尾翼アンテナでは尾翼自体の強度とも関連することであるが、将来、ロケットの性能向上が行なわれた場合、熱的条件はいっそう苛酷になるものと予想される。現状は安全度の点に不安があり、今後の改良を期さなくてはならない。

IGY は終わったが、引続きロケット観測は続けられその性能向上も高度数百 km を目標に計画がたてられている。この程度に性能向上が行なわれると、現在のテレメータ装置では、通達限界を超えることになる。一つの課題として性能向上によって通達距離をのぼす問題が残されており、最も効果的な改良の方式の検討を行ないつづ

(1959. 6. 3)