

ラムダ4S型 1・2・3号機の実験経過

野 村 民 也

1. 実験実施日時および実験条件

各号機の実験実施日時および実験の条件を、まとめて第1表に示す。

第1表 L-4S型 1, 2, 3号機の実験実施日時および実験条件

ロケット	日	時	発射角	天候	地上風
L-4S-1	41・9・26	11 h 58 m	66°	快晴	北西 2 m/s
L-4S-2	41・12・20	11 h 20 m	62°	曇	東 0.5 m/s
L-4S-3	42・4・13	11 h 40 m	64°	曇	北 3 m/s

2. L-4S-1号機

a. 実験経過 発射後 1, 2 段ロケットの燃焼およびその間における機体の飛しょうは正常で、無風時における 68° の発射角に相当する希望飛しょう径路をたどった。しかし、3 段目の加速時より、飛しょう径路は、上方向に 10° 北方向に 20° それ、さらに 4 段目の加速によって、4 段目は約 1,000 km の高度に達し、発射後 20 分間をもって電波受信可能の見通し範囲から姿を消した。この間予定されたスピン停止装置が動作せず、さらに姿勢制御装置の電源部に異常を生じていてその機能が正常でなかったために、姿勢制御を行なうことができなかった。

b. 故障の誘因 1号機の実験において認められた故障は、

- i) 第3段加速時における飛しょう径路の変化
- ii) デスピンの不作動
- iii) 姿勢制御装置の機能が正常でなかったこと

の3点である。以下、それぞれに対する考察を述べる。

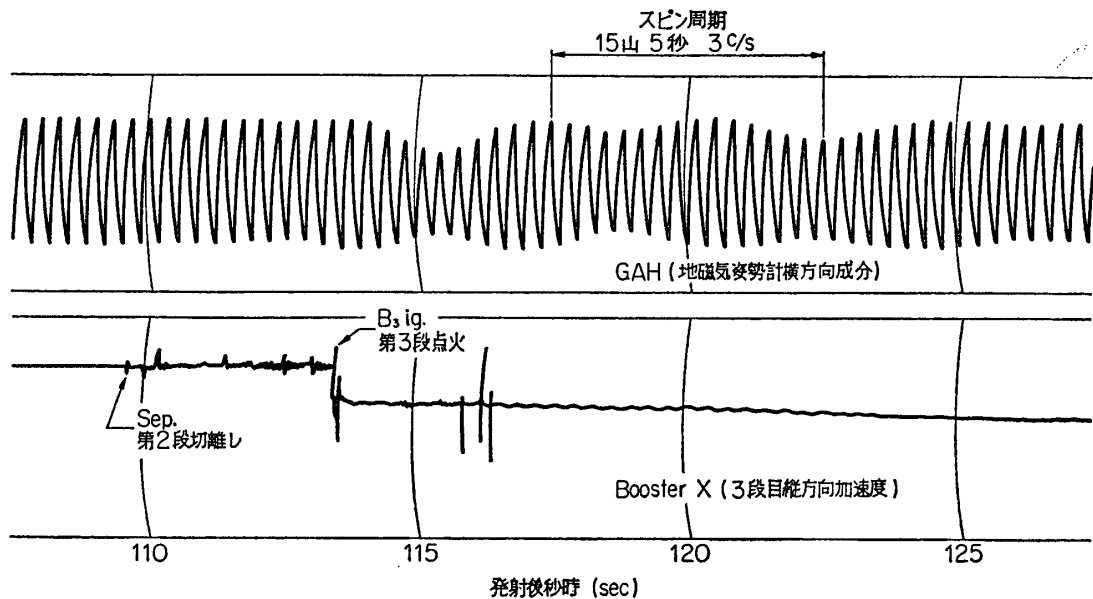
1) 飛しょう径路の変化 この誘因として

i) 第3段ロケットの異常、たとえば異常燃焼あるいはロケットの一部損傷に基づく推力方向の異常などによって異常な加速が行なわれたか、

ii) 第3段の安定性が不足であって、加速時において飛しょうの安定を保ちえなかったか、

iii) 第2段ロケットの切り離しの際に、切り離しが円滑に行なわれず、そのために第3段の姿勢に大きなじょう乱を与えたか、

が考えられるのでそれぞれについて検討が行なわれた。

第 2-1 図 L-4S-1 号機 B₂ 切離し時のテレメータ記録

i) については、添付した L-4S-1 号機のテレメータ受信記録 (第 2-1 図参照) に見られるように、第 3 段ロケットの燃焼に伴う機体の縦方向加速度の計測結果はその燃焼と、推力の発生状況が正常であったことを示している。もし、異常燃焼というような状況であったりあるいは、ロケットの一部が損傷していたというような状況であったとするならば、ロケットの燃焼時間や、発生した推力には、それに応じた徴候を記録の上に残しているはずであって、そうした徴候が見られないところから i) の誘因は考えられない。

ii) については、同じく第 2-1 図に見られる地磁気姿勢計横方向成分の周期的変化から、第 3 段加速時において、第 2 段から引き継いだ毎秒 3 サイクルのスピンのかかっていたことは明らかであって、別稿の空力特性に関する考察からも、また、ほぼ同様な条件のもとに開発、設計の行なわれた L-3 H 型ロケットの 2 号機の第 3 段が安定な飛しょうを示していることから、第 3 段の空力安定性が不足であったというようなことは考えがたいところである。

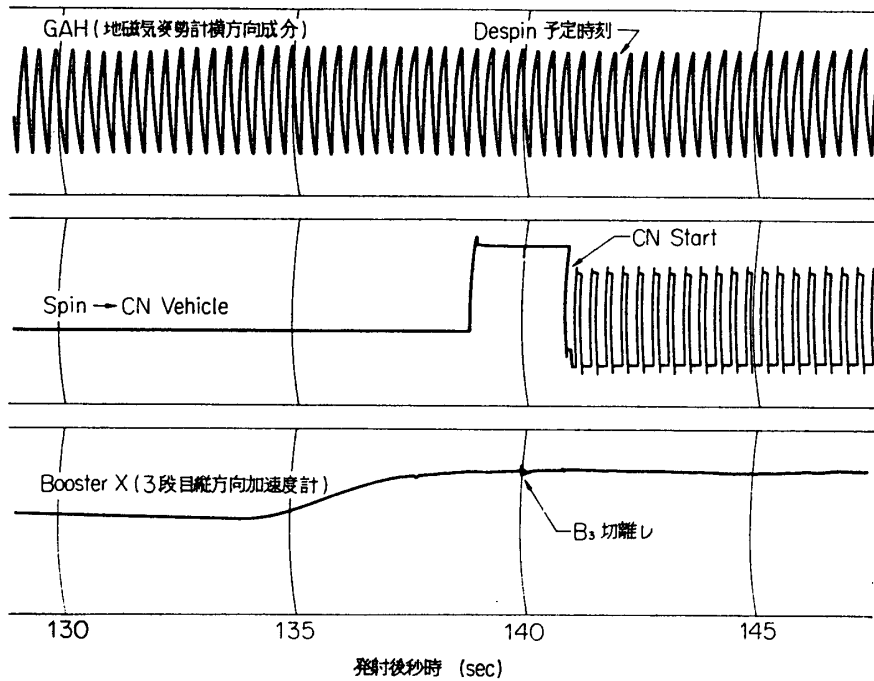
iii) については、第 2-1 図のテレメータ記録において、第 2 段ロケット (B₂) の切り離し機構の作動から、第 3 段ロケットの点火に至るまでの期間 (図中 Sep と B₃ sig. として示した期間) において、縦方向加速度 (Booster X) の記録に異常が認められる。もし第 2 段ロケットの切り離しが正常に行なわれていたとすれば、切り離し機構の作動に伴わずかの衝撃が縦方向加速度計に感じられるのみであってこのように、第 3 段ロケットの点火に至るまでのかなりの期間にわたって、継続的なじょう乱が縦加速度として発生することはありえないと考えられる。

第 2 段ロケットと第 3 段の結合は、別稿構造のところに述べてあるように、分離ナット 4 本を使用したものであった。おそらく、その一部の作動が不完全であったか、作動が同時に行なわれなかったか、あるいはナットは破壊されたがボルトがため穴を円滑に抜けなかつ

たか、いずれかの原因で第2段ロケットは第3段と一部つながったままの状態であったために、姿勢の変化を引き起したものと推定される。第2-1図の地磁気姿勢計水平成分の記録に見られる姿勢角の変化も、以上の経過を裏づけるものと考えられる。

以上述べたように、L-4S-1号機における第3段加速後における飛しょう径路変化を誘発した原因は、第2, 3段結合部の切り離し装置の作動が不安全によるものと推定されるので、これに対して、i) 分離ナットの作動の同時性、確実性の向上、ii) ボルトが円滑に抜けるようにする、などの対策を次の号機に対して採用することとした。

2) デスピンの不作動 デスピンの作動しなかったことは、第2-2図のテレメータ記録において、地磁気姿勢計水平成分の変化の周期性が、予定されたデスピン作動の時期において



第2-2図 L-4S-1号機デスピン不作動記録

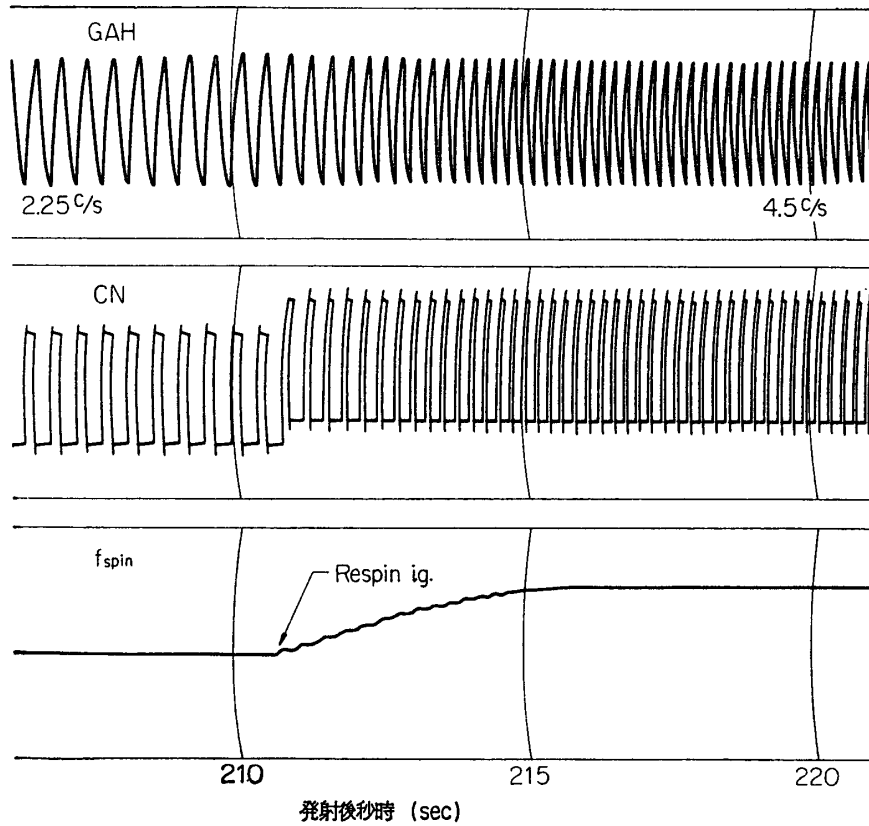
全く変化していないことから明らかである。ただし、スピンは、姿勢制御装置のロール制御ジェット的作用によりしだいに減速される。第2-3図の記録に見られるとおり、レスピン開始の前には、明らかにスピン周期が長くなっているが、これはロール制御にもとづくものでデスピンの装置の働きではない。

デスピンの作動しなかった誘因としては、

- i) デスピンロケットに対する点火が行なわれなかった。
- ii) デスピンロケットに点火したが、デスピンのトルクがでなかった。

などが考えられる。

i)については、点火用のタイマ、あるいは点火回路が、第2段切り離しの際、あるいは第3段飛しょう径路変化に伴う衝撃や加速度で不具合を生じたか、あるいは点火装置は正常



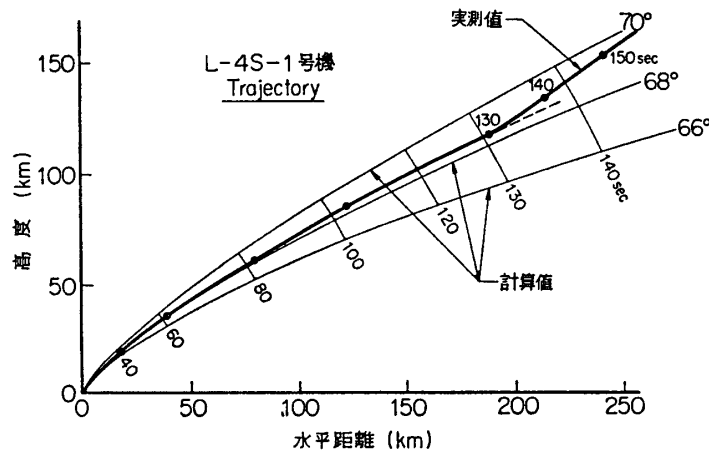
第 2—3 図 L-4S-1 号機レスピン記録

でも、デスピロケットが燃焼しなかったかであるが、タイマ、あるいは点火回路は、その後のレスピンの作動、第4段の切り離しと燃焼が正常であることから見て正常であったと考えるべきであり、また、ロケットの不点火も考えにくい。一方、別稿の姿勢制御システムの飛しょう試験のところに述べられているとおり、L-4S-1号機の姿勢制御装置は電源部に故障を起こしており、そのためデスピン停止信号が発生していたと考えられる状況であるので、タイマが姿勢制御開始の信号を与えたと同時に、デスピン停止の信号がデスピロケットに加わり、点火時にはすでにデスピン停止の状態、すなわち、デスピンのトルクが発生しない状態であったと考えられる。

以上のようにデスピンの不作動は姿勢制御装置の故障に基づくと考えられ、そのためには、i) 姿勢制御装置の信頼性の向上をはかるほか、なお一層の确实性を増すために、ii) タイマの信頼性、iii) デスピロケットの点火性などについても、十分な確認を行なうべきであるとの結論がえられた。

3) 姿勢制御装置 この点については、どのような故障によりその機能が発揮できなかったか、あるいは、それらに対してどのような対策がたてられたかが、姿勢制御システムに関する報告に詳細に述べられているので、そちらを参照されたい。

c. 実験の成果 L-4S-1号機は前述のような事故によって実験の目的を完全に果すことができなかったが、少なくとも次のような諸点では、今後に資するに足る成果をあげた。



第 2-4 図 L-4S-1 号機レーダ標定記録

i) 第 4 段球型ロケットの燃焼とこれによる加速が正常であって、その性能を飛しょう実験として確認しえたこと、

ii) 第 2-4 図のレーダ標定記録に見られるとおり、第 1, 2 段の飛しょう径路は無風時における発射角 68° に相当する計算の飛しょう径路をほぼたどっている。別稿飛しょう計画にあるとおり、標準飛しょう径路は無風時における発射角 68° に相当する径路であって、実験当日は北西 2 m/s の地上風からわかるように追い風があり、風による分散の計算に基づいて発射角を 2° 低い 66° として発射した結果、希望どおりの飛しょう径路をたどったもので、風の影響を考慮して発射角を修正して希望の飛しょう径路にのせる技術が妥当であることを証明した。

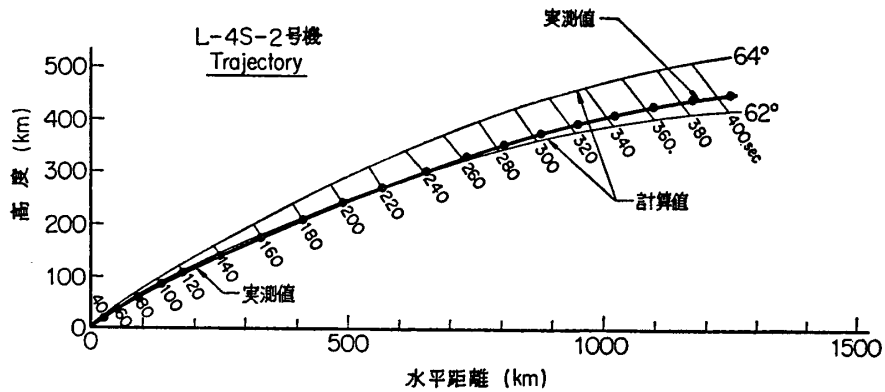
iii) 第 2 段点火より第 4 段点火に至るまでの間における諸動作は、ロケットに搭載したタイマの働きであるが、この機能がすべて正常であったことから、複雑な機能を果させることが可能であることが立証された。

iv) ビーコン電波による標定方式に関して必要な資料を得ることができた。

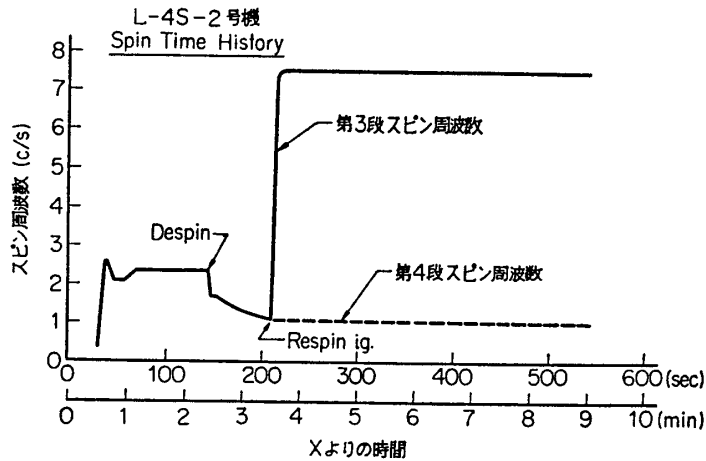
3. L-4S-2 号機

a. L-4S-1 号機の実験結果による対策 L-4S-2 号機は、L-4S-1 号機の実験に際して生じた問題に対して、i) 第 1, 2 段目の結合部分の分離ナットの構造を、より確実な一斉動作を期待し得る方式に改めるとともに、ボルトが円滑に抜けるような構造とし、さらに、ii) 姿勢制御装置、タイマ、スピンロケットその他各部の機能の信頼性についての飛しょう前試験を十分に実施した上で実験を行なった。これらの飛しょう前試験のそれぞれについては、別稿に述べられているので参照されたい。

b. 実験経過 発射後、第 1 段より第 3 段にいたるまでのロケットの燃焼と、その間における機体の飛しょうは正常であって、第 3-1 図のレーダによる標定結果に示されているように、無風時における発射角 62° に相当する飛しょう径路をたどった。第 3 段ロケットの切り離しの後、デスピ装置によりスピンは零になる予定であったが、その機能はやや不十分であって、当初約 2.3 サイクル毎秒のスピニングが、約 1.6 サイクル毎秒に低下したに留まった。



第 3—1 図 L-4S-2 号機レーダ標定記録



第 3—2 図 L-4S-2 号機スピンの変化

このようにスピンの停止は完全ではなかったが、姿勢制御装置はその機能を発揮し、ジャイロで設定した希望の姿勢に対し、 $1\sim 3^\circ$ 以内の誤差で機体軸を修正するとともに、スピンを約 1 サイクル毎秒にまで低下させた。この間におけるスピンの変化の様子は、第 3-2 図に示されている。

ついで姿勢制御装置の作動をタイマにより停止せしめてのち、同じくタイマによりレスピンがかけられ、さらに点火時期修正のためのコマンドも正常に動作したことが確認されたが、第 4 段に点火せず、その加速が行なわれなかった。

c. 故障の誘因 L-4S-2 号機において起こった故障は、

- i) 第 4 段の不点火
- ii) デスピンの不完全

の 2 点である。これらはそれぞれが独立の原因ではなく相互に関連しての問題であるので、以下にその誘因を述べる。

第 4 段不点火の原因としては、点火時期の以前において、第 4 段ロケットの結合が姿勢制御装置の部分からはずれて、そのため点火回路が切断したことが諸種のデータより明らかで

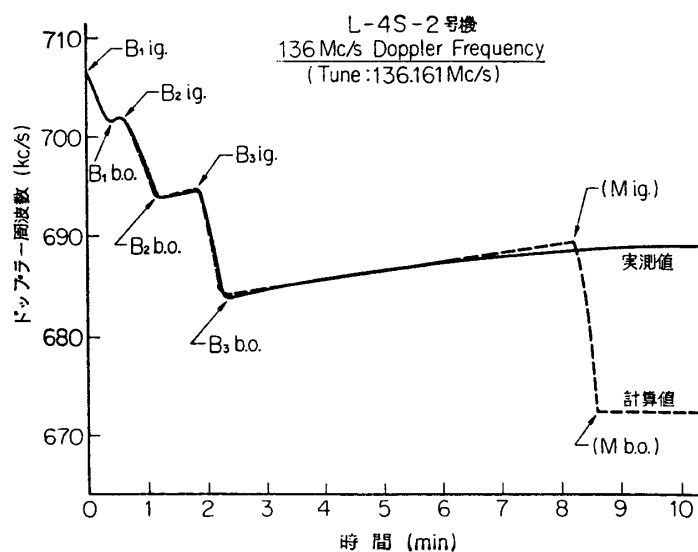
ある。これを証明しているのは、第3-2図のスピンの変化に関するデータであって、すなわちこの図には、第3段に搭載してある計測器からのデータ（すなわち、第3段搭載機器部のスピン）と、第4段に搭載した計測器によって得られた第4段のスピンのデータとがあわせて記されている。これから明らかなように、第3段、および第4段のスピンは、レスピンの時期までは双方一致した変化をしているにもかかわらず、それ以降では、第3段のスピンはレスピンによって上昇しているが第4段のスピンの変化はない。レスピンロケットは第3段についており、この作動によって第3段のスピンは早くなっているのであって、第4段は当然これと同じ割合のスピンの変化をしめすはずのところはそうになっていないことは、レスピンまでの間に両者の結合がはずれていたとの結論を与える。

第4段の結合がはずれた原因としては、これを端的に示すだけの資料はないが、デスピンの時期において、i) デスピンの割合が予定以上に大きい。ii) デスピンの作動が不完全でスピンを停止せしめるまでに至らなかった。iii) デスピンの時期において機体に衝撃が加わったことがテレメータ記録にあらわれている。などの徴候から、デスピンの時期において予期以上のねじり力が働き、その際、もしくはそれによって損傷したピンがレスピンのねじり力によって切断したものと推定できる。

以上のように、第4段の結合がはずれたのはデスピンの異常に基づくものであろうと推定されるが、その誘因としてはデスピンロケットの空力加熱による損傷も考えられる。そこで、次の機会には、外部に露出していたデスピン、レスピンロケットを、ノーズコーンの内部に収納するように改めて保護するとともに、結合部分の強度上の安全率も更に大きくするよう改めることとした。

d. 実験の成果 L-4S-2号機の実験の結果として得られた成果としては、次のような事項をあげることができる。

i) 姿勢制御装置の機能が確かめられたこと、詳細は別稿を参照していただきたいが、スピン停止が不完全であったがその機能は正常に発揮されている。このことは理論的、およ



第3-3図 L-4S-2号機のドップラ記録

び飛しょう前の地上実験によって予測されていたことであったが、実際にこれを証明することができた。

ii) 飛しょう径路の正確さが実証されたこと、第3-3図にはドップラ効果の実測値と、あらかじめの飛しょう性能計算に基づく予想値とをあわせて示してある。これで明らかのように両者の一致は良好で、飛しょう性能計算によって示される特性が実際にも得られることが立証された。L-4S型の打上げ方式としては、飛しょう特性が計算値とどれだけ近いものになるかということが重要な点の一つであるが、L-4S-2号機の結果は、この方式に十分な実現性のあることを示したものとえよう。

iii) 補助ブースタの機能が完全に果されたこと。L-4S-2号機には新たに2本の補助ブースタが第1段に取付けられた。その動作、切り離しも正常で、ラムダ型に対しても補助ブースタを採用して、風の影響を減殺し、性能を向上させることを可能にした。

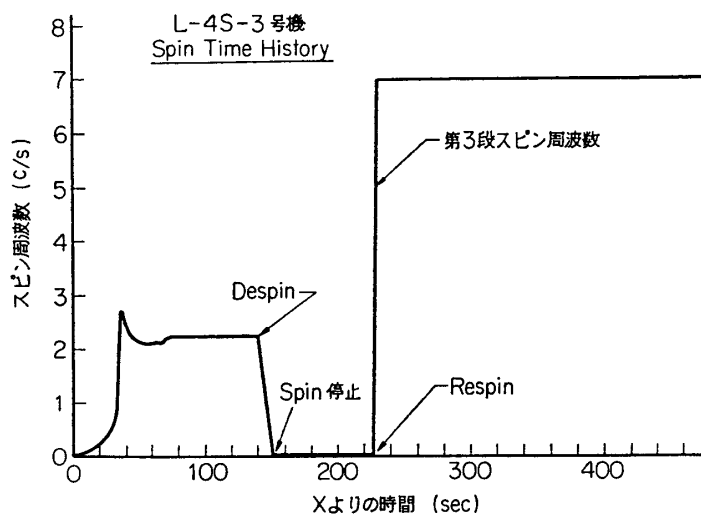
4. L-4S-3号機

a. L-4S-2号機の実験結果による対策 L-4S-3号機はL-4S-2号機の結果にかんがみ、

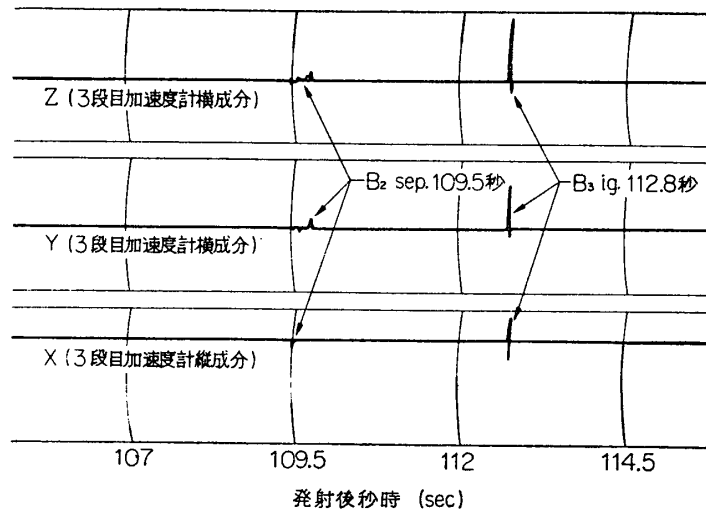
i) デスピンの、レスピンロケットをノーズコーン内に収容する構造に改めて空力加熱より保護し、また、ii) 第4段結合部の結合強度向上の改修を行なった。さらに、デスピン、レスピンロケット、第4段ロケットの点火性能の確認、第4段の切り離し、開頭、デスピン以降第4段点火に至るまでの総合機能などの飛しょう前の試験を十分行なった。これらの詳細については、それぞれの該当する稿を参照されたい。

b. 実験経過 発射後第1段、第2段までのロケットの燃焼とこの間における機体の飛しょうは正常で、無風時における発射角 64° の希望飛しょう径路をたどったが、第3段ロケットに着火せず、そのまま第4段の加速が行なわれると、その着水海域が予定区域を大きくズレるので、コマンドによって第4段の点火を停止させた。

しかし、第3段ロケットの切り離し以降、スピンの停止にはじまる一連の姿勢制御装置の



第4-1図 L-4S-3号機スピン記録

第 4—2 図 L-4S-3 号機 第 3 段 (B₃) 不着火

作動はほぼ完全に行なわれ、姿勢を 0.5° 以内の正確さでジャイロで設定された角度に一致するよう制御することができた。スピン停止の状況を第 4-1 図に示す。

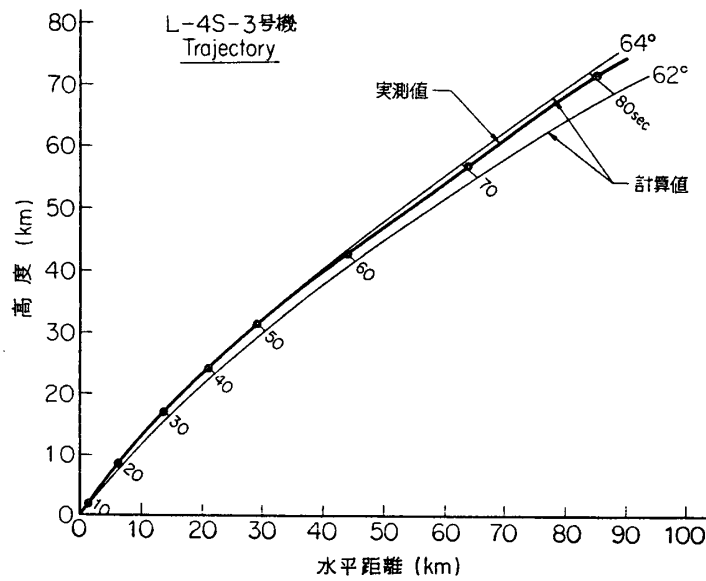
c. 故障の誘因 L-4S-3 号機において発生した故障の最たるものは第 3 段 ロケットの不着火である。その原因については、点火のためのタイマ、あるいは点火回路の故障でないことは添付したテレメータの記録 (第 4-2 図) において、加速度のデータに点火薬が作動したことによって発生した小さな衝撃が記録されていることから明らかである。すなわち、3 段目ロケットは、点火薬は作動しているにもかかわらず推進薬に着火しなかったものである。

第 3 段ロケットの着火については、これまでに L-4S 型で 2 回、L-3H 型で 3 回と、同様の条件のロケットでいずれも正常に行なわれていたところで、今回の誘因については今後十分の検討を行なわなければならない。一つの可能性としては、高々度における着火を確保するための気密保持装置の不具合が考えられるが、それ以外にも、たまたま L-4S-3 号機の実験を予定した時期に“なたね梅雨”が長びき、多湿の状況に長くロケットがおかれていて何らかの変化が推進薬表面に起こったのではないかなどと、いろいろ誘因を想定できるので、これらの仮説のいずれであったか、すなわち、不着火の原因を究明するための実験を別稿にあるとおり実施した。その結果は将来、この種の故障の発生を防止するための方策として、今後のロケットに採り入れていく考えである。

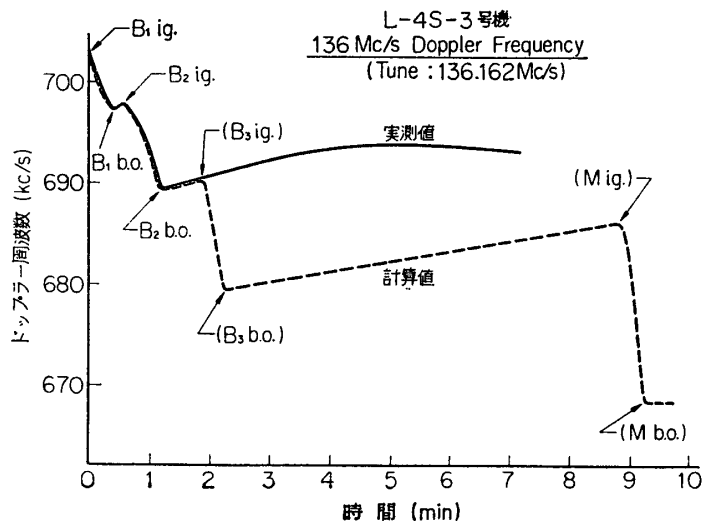
L-4S-3 号機の実験結果として得られたデータの解析を行なっている間に、デスピンによるスピンの低下が予想より早く行なわれ、また姿勢をジャイロの設定した角度に一致するよう制御するのに要した時間が、予定より短かくてすんでいることから、デスピン以降姿勢制御の期間、機体の慣性能率が正規の値より小さいことが判明した。これに対する説明は、この時期において第 4 段の結合が姿勢制御部からはずれていたとするのが妥当で、第 4 段の結合は前述のとおりねじり力に対してはきわめて強くなっていることからして、この場合は縦方向の力により結合ピンが損傷したものと考えられる。その誘因が何であったかについて

は、それを裏づける試験を行なって別稿のとおりほぼ明らかとなっているが、さらに第4段の結合方法をより確実な方式に改める計画としている。

d. 実験の成果 L-4S-3号機は、第3段ロケットの不着火という全く思いもかけぬ故障に際会したことは誠に遺憾なことであったが、しかし、第4-1図からもわかるようにスピンの停止が完全に行なわれ、また、姿勢制御装置が完全に期待どおりの正常な機能を発揮して、第1に姿勢制御装置の信頼性と正確さが、前回のL-4S-2号機の結果ともあわせて、ほぼ満足し得る水準に達したこと、第2には、デスピンというこの姿勢制御システムとして重要な機能が、完全に技術的に実現可能であることを立証し得た成果は少なくないといえる。



第4-3図 L-4S-3号機レーダ標定結果



第4-4図 L-4S-3号機ドップラ記録

また、第 4-3 図に示したレーダによる飛しょう径路の標定結果、さらに第 4-4 図のドップラー記録からは、実際の飛しょう特性が計算値とよく一致しており、また、風の影響に対する発射角修正の技術も必要な精度が得られることが示されている。1, 2 号機の結果もあわせて考えれば、現在進めつつある無誘導打ち上げ方式が決して不確かなものではなく、技術的に実現性の根拠を十分もつものであるということができらるであらう。

1968 年 11 月 31 日 宇宙工学