

# L-4T-1号機, L-4S-4, 5号機とその実験 経過の概要

野 村 民 也

## 1. は し が き

L-4S型ロケットは、3段式観測ロケットL-3H型を母体として、そのうえに第四段として直径48cmの球形モータを付けた4段式ロケットであって、高度5,000~6,000kmの科学観測用として、また、M-4S型ロケットの相似実験機として、科学衛星打上げに必要な基礎技術を研究するために計画されたものである。

昭和41年9月, 12月, 42年4月の3回にわたって行なわれたL-4S型ロケットの飛しょう実験については、すでに詳しい報告がある[1]。これら一連の実験によって、姿勢制御など衛星打上げに必要な基礎技術はほぼ確実なものとなり、また大型ロケットの構造や機能部分の問題点も明らかとなって、それらがM-4S型ロケットの開発に大きな寄与をなしたことは、昭和44年8月に行なわれたM-3D-1号機のほぼ完璧な飛しょう実験でも証明されている。しかし、M-4S型ロケットによって衛星打上げを試みるまえにL-4S型について全段を総合しての性能を確認し、衛星打上げまでの全過程を実現させて置くことが必要と考えられ、その結果計画されたのがL-4T-1号機、およびL-4S-4号機の実験であった。

昭和42年4月のL-4S-3号機の実験以後、1年以上にもわたって、それまでに問題を残した諸点の改良と、全般的に信頼性の向上を図るための多くの研究を行なった。その結果、L-4T-1号機、L-4S-4号機とも、それまでのL-4S型とは見違えるばかりの安定な飛しょうを示し、各段の切離しなどもきわめて円滑であって、改良研究の効果は歴然たるものがあった。しかし後述のように、燃焼を終了し切り離した第三段ロケットが、そのわずかに残留する推力によって加速されて、上段の機体に衝突するというまったく予想もしなかった事態に逢着し、L-4T-1号機はそれでも姿勢制御装置が擾乱を克服して一応所期の実験目的を達したが、L-4S-4号機では、遂に姿勢の擾乱を回復することができず、正常な状態で第四段を飛しょうさせることができなかった。

L-4S-5号機は、L-4S-4号機の実験が不成功に終わったことから、追加計画されたものである。残留推力にもとづく追突を防止するため、第三段ロケットの上部にレトロモータを取り付けた。L-4S-5号機は昭和45年2月11日13時25分に発射され、順調に第四段まで飛しょうし、燃焼を終えた第四段は人工衛星の軌道にのり、わが国最初の人工衛星「おおすみ」(1970-011A)となった。M-4S型ロケットの相似実験機として進められてきたL-4S型ロケットの実験は、5号機によって目的を果たした。

実験の仕上げになるかと期待された L-4T-1, L-4S-4 号機は、最後に残留推力の問題をわれわれに教えた。L-4S-5 号機の精密加速度計によるその実測結果と運動の解析の結果は、M-4S 型ロケットの設計にただちに反映され、その第三段のみならず、衛星を切り離した第四段球形モータにもレトロモータが取り付けられる契期となった。幾多の曲折を経た L-4S ではあったが、問題の所在を明らかにし、その解決の途を切り開いていったことで、確固たるロケットの技術を育てる土台を築いたものといえることができよう。単に初の人工衛星を産んだということではなく、多くの貴重な知識と経験を残した実験として記憶されるべきものと思う。

## 2. ロケットの概要

各ロケットの詳細な諸元や構成は別稿に述べられているので、ここでは、それぞれの要点を抜き出してまとめておくこととする。

### 2.1 L-4T-1, L-4S-4 号機

前述のとおり L-4S-3 号機の実験以降、改良と信頼性向上のための研究、試験が行なわれた。L-4T-1 号機は主として機体各部分に施した改良の成果を総合的に確かめるとともに、第四段の切離し、点火、加速に関する資料を求め、第四段打出し方向の精度を確かめることを目的として計画した。そのため第四段モータとしては、寸法、重量は同じであるが、推薬量を約 60% に減らしたものをを用い、また、飛しょう径路の直接測定を行なうため、レーダトランスポンダを搭載した。L-4S-4 号機は、以上に加えて 4 段式ロケットとしての飛しょう性能を確認するとともに、ドップラ周波数測定による飛しょう径路の推定など、衛星打上げに必要な一連の技術の試験が目的で、第四段モータは正規の 480 S 球形モータである。第四段搭載機器には、将来の衛星搭載観測器の参考とするため、放射線帯下部の陽子、電子の観測器を搭載した。

L-4L-1, L-4S-4 号機において改良を施した主要な点は次のとおりであった。

i) 第一段切離し装置および第四段結合方式 L-4S-3 号機で第四段の結合が早期に破断するという障害が起こったが、これは第一段切離しの際に縦方向に大きな衝撃力が生じ、これが上段に伝はんして、第四段を結合しているピンに損傷を与えたものであることが明らかとなった。これに対しては、第一段切離し装置の取付方法を改良するとともに、切離し火薬の量を必要最小限に押えて上段に及ぶ縦衝撃力の緩和を図った。また第四段の結合を、ノックピンと 4 本の引抜きピンの併用方式に改めた。

ii) 点火薬 L-4S-3 号機における第三段不着火の故障にかんがみ、従来のアルミニウム系点火薬にくらべて燃焼特性の均一性と着火性能のすぐれた硼素系点火薬に改め、また点火薬容量およびノズルクロージャにも改良を施した。

iii) 補助ブースタおよびその切離し 昭和 44 年 1 月の L-3H-4 号機における補助ブースタ切離しの際に起こった事故の吟味から、補助ブースタ切離しの発射後 8 秒において、燃焼が完全に終了するよう推進薬の断面形状を改良するとともに、切離しがより円滑になるよう機構にも改良を施した。

iv) 姿勢制御装置 姿勢基準装置に関して各部の単位化と統一を行ない、点検、調整を

容易にして信頼性の向上を期し、スピントーブルの制御に従来の交流サーボモータに変えて直流トルクモータを採用し、歯車類を省いて機構を簡略化した。またデスピン停止信号発生用にレートスイッチを採用して動作の確実を期した。

姿勢制御のシーケンスとしては、リスピんに先立って姿勢制御モード変更の項目を追加した。L-4S-3号機の結果では、リスピンモータの作動の際、トルクの不平衡による姿勢の擾乱が起きている。姿勢制御モード変更はこの影響の軽減を図るもので、リスピンモータの作動に先立って、ロール制御ジェット的一方を全開とし、約30秒間に0.5 rpsのスピンを与える。このスピンの効果によってリスピンモータの不平衡トルクに基づく擾乱は、きわめて小さくなる。

V) セパレーションナット 二・三段、および三・四段間の接手部に用いるセパレーションナットとして、信頼性向上計画にもとづいて設計、製作の規準が与えられ、それによって製作されたものを使用した。

以上はL-4T-1, L-4S-4号機に共通の改良項目であるが、L-4T-1号機の実験で、切り離した第三段モータが残留推力により加速して上段機体に衝突するということがあったので、これに対する対策としてL-4S-4号機では、第3段モータの切離しを、L-4T-1よりも15秒遅らせ、それに伴ってリスピンまでのシーケンスをいずれも15秒遅らせることとした。それ以外に切離し後上段機体を加速する小型ロケットを取り付けることや、切離しのスプリングを強める案も検討したが、計算上は切離しを15秒遅らせることで、この間における残留推力の減衰のため、衝突は避けられるとの結論がえられたので、これらの案は採用しなかった。しかし計算に用いた残留推力の推定値が小に過ぎたため、L-4T-1号機よりも悪い条件で衝突が起こる結果となり、この点判断が甘かったと反省される。

## 2.2 L-4S-5号機

基本的にはL-4S-4号機と変わりはないが、第三段ロケットの切離し後、残留推力による加速、上段への追突を防止するため、第三段モータ上部にレトロモータを取り付け、切離し後これを噴射して第三段モータを減速する方法を採用することとした。

レトロモータの容量(力積)は、残留推力を、各種予備試験の結果、およびL-4T-1, L-4S-4号機における追突までの時間経過の分析結果などから推定して定めた。その取付方法、噴射ガスの上段機体におよぼす力、および熱的影響、上段機体の防熱対策などについて詳細な検討と予備実験を行ない、その結果、レトロモータの噴射は、切離し後4秒、分離距離として最低2.5mを確保するという条件で行なうこととした。

実際に切離し時における上段機体との相対運動を測定し、またレトロモータの噴射を確認する目的で、新たに第三段にアイソトープを利用した分離距離計、5個のマイクロスイッチを使った分離速度計、フォトランジスタを用いた閃光検出器を搭載した。また、残留推力を実測で求めるため、第四段に精密加速度計を搭載した。第四段に搭載したのは、衛星を切り離すM-4S型にそなえて、球形モータの残留推力特性に関する資料をうるためである。精密加速度計を搭載するため、従来L-4S型第四段に試験用として搭載していた宇宙観測機器は省かれた。精密加速度計は、L-4S-5号機に先立って行なわれたL-3H-6号機にも搭載し、残留推力の推定およびそれに基づくレトロモータの力積の選定が妥当であることを確めた。

### 3. 発射日時および発射条件

各号機についての発射日時とその条件を、まとめて表 3・1 に示す。

表 3・1 発射日時および発射条件

ロケット	発射日時 (日本時間)	発射角		地上風	気温	天候
		上下角	方位角			
L-4T-1	昭和44年 9月 3日 11時10分	65.5°	94°	東南東 1.4 m/s	29.5°C	快晴
L-4S-4	昭和44年 9月 22日 11時10分	64.5°	93°	東 1.8 m/s	28.2°C	晴
L-4S-5	昭和45年 2月 11日 13時25分	63°	93°	東南東 1.8 m/s	8.5°C	快晴

### 4. 実験経過

表 4・1 は各ロケットについて、主としてテレメータを通じて取得した飛しょう状況に関する情報をまとめたものであって、表中、予定値とあるのが、計画上の発射後の時間であり、実測値とあるのが、実際にその項目が行なわれた時間である。表中には各時点における縦横加速度の実測値も記入してある。これを見れば、各ロケットとも、発射後、第三段ロケットの切離し、その 2 秒後のデスピノモータ点火、デスピノ停止、姿勢制御動作の開始に至るまでのシーケンスは順調に進行し、切離しなども円滑に行なわれていることがわかる。過去 3 号機までの L-4S 型ロケットの実験では、このあたりまでの段階で種々の欠陥を顕わしていたのであって、機体構造における改良の成果は明らかなものがある。L-4T-1、L-4S-4 号機では、この後において、切り離した第三段ロケットが残留推力のため加速し、上段機体に衝突するという事態に至ったが、それまでの経過とその後の状況は趣きを異にしている。L-4S-5 号機ではレトロモータの働らきで追突は回避され、第四段の切離し、燃焼が順調に行なわれた。このようにそれぞれの状況が異なっているので、以下、各号機別にその概要を述べておく。

#### 4.1 L-4T-1 号機

姿勢制御動作に入った初期の段階、すなわち、第三段ロケットを切り離した 9 秒後と 9.8 秒後の 2 回にわたって、第四段と姿勢制御装置を結合した上段機体に、切り離した第 3 段ロケットが衝突した。

衝突の起こった時点では姿勢制御動作がある程度進行しており、上段機体の軸は、第三段ロケットの軸に対して、約 30° 傾いた状態である。切離しから衝突までの時間が短かいので、両者の重心位置はほぼ同じ飛しょう径路上にあり、したがって衝突は、第三段ロケットの前縁が上段機体の重心点の近くを、こづくような形で生じたと推定される。第三段ロケットを切り離す時点で、機体は若干の首振りをしているので、切離し後の両者の重心位置の飛しょう径路は、互いに遠ざかる傾向にあった。そのため、衝突後両者は離れて行ったものと考えられる。

表4.1 飛しょう情況

事項	L-4T-1		L-4S-4		L-4S-5	
	予定値(S)	実測値(S)	予定値(S)	実測値(S)	予定値(S)	実測値(S)
第1段点火 補助ブースタ燃焼終了	0	0	0	0	0	0
	7.4	7.0	7.4	6.7	7.4	6.4
補助ブースタ切離し 前外れ 後外れ 衝撃	8.0	8.0	8.0	7.95	8.05	8.05
		8.2		8.2	8.35	8.35
第1段燃焼終了	29	29.0	29	28.8	29	29.4
第1段切離し スピンのタータ点火	32	32.4	32	32.2	32	32.15
	34	34.4	34	34.6	34	34.38
第2段点火 第2段燃焼終了 開	37	37.2	37	37.5	37	37.3
	75	75	75	77.5	75.4	76.5
	98	98.1	98	98.2	98	97.91
第2段切離し 第3段点火 第3段燃焼終了	100	100.7	100	100.4	100	100.83
	103	103.0	103	103.2	103	103.10
レトロモーター延時管点火	130	130	130	130	130	130.7
					148	
第3段切離し レトロモーター点火 姿勢制御開始 姿勢制御停止	135	134.9	150	150.6	150	150.52
	137	137.0	152	152.5	154	153.5
	138	137.9	153	153.3	160	160.1
		139.1	155.1	155.1	161	161.31
衝突衝撃第1回 衝突衝撃第2回	144.0	144.0	211.25	211.25	232	232.55
	144.8	144.8	211.45	211.45	262	262.2
姿勢制御モーター変更 リスピンのタータ点火 姿勢制御停止	209	209.0	224	226.8	263	263.48
	239	239.0	254	255.25	405	405.2
コマンド送信 引抜きピン外し 姿勢制御装置切離し	240	240.0	255	258.7	406	406.5
	376.75	376.75	494	496.9	407	407.4
第4段点火 第4段燃焼終了	477	477.1	494	496.9	438.5440	
	478	478.1	495	497.9		
	479	479.1	496	498.95		
	463	463	531.5	531.5		

衝突が上段機体の重心点近くであったため、衝突による上段機体姿勢の擾乱は小さく、姿勢制御装置はこれを克服して、ジャイロ基準角に対して、ほとんど誤差を認めえない状態にまで制御を行なった。その後、姿勢制御モードの変更が計画通り行なわれ、ついでリスピนมータが働いて 4.1 rps のスピンを与えられた上段機体は、姿勢制御終了時の姿勢を保って飛しょうを続けた。発射後 6 分 17 秒に第四段点火のためのコマンドを送信した。本来であれば、第四段ロケットはコマンド送信の 1 分 42 秒後、すなわち、発射後 7 分 59 秒に点火すべきところ、実際には約 40 秒早い 7 分 19 秒に点火した。第四段ロケットは正常に 24 秒間燃焼し、飛しょうも正常で、最高高度 530 km に達した後、内之浦東方約 4600 km の中部太平洋上に落下した。発射後から第四段落下までの全飛しょう時間は、約 19 分であった。

第四段ロケットが予定よりも早く点火したのは、コマンドによって起動するタイマ (MT-4) の動作異常によるものである。タイマの作動秒時を決めているのは、定速度制御の直流モータである。その後の試験により、速度制御回路に損傷が起ると、回転数が高くなり、作動秒時が 4 割ほど早くなることがわかった。これは実際に起こった現象と良く一致しており、早期点火の原因はタイマ (MT-4) の速度制御回路の損傷によるものと考えて良い。このような損傷はまったく偶発的なものであったことは、それまでの約 70 個におよぶ同種のタイマの実績が証明している。また、種々苛酷な条件の下で試験を行なったが、速度制御回路に損傷を起こすことは無かった。しかし安全のため、損傷を受ける可能性のある部分に保護回路を設け、万全を期することとした。L-4S-4 号機以降のタイマは、すべてこの形式のものになっている。それとともに、発射 30 秒前に起動するシーケンスタイマ (MT-2, 3) については、起動後 15 秒に応答信号を出すように改め、これが正規の時間にもどってくることで、規定速度で動作していることを確認することにした。

#### 4.2 L-4S-4 号機

姿勢制御は順調で、その開始後 15~20 秒で、第四段の姿勢はジャイロ基準角に対してほとんど誤差を認めえないまでに整定した。しかるに、第三段ロケットを切り離れた約 1 分後、すなわち、発射後 211.25 秒、および 211.45 秒の 2 回にわたって、第三段モータが上段機体に衝突した。衝突は第三段モータ前縁部が、上段機体の後端部に当たるといふ形で起ったと推定され、そのため上段機体の姿勢擾乱は著しく、姿勢制御装置はこれを回復することができず、姿勢が狂ったままリスピนมータの作動によって 3.7 rps のスピンを与えた第四段は、タイマによって 8 分 19 秒に点火し、32.5 秒間燃焼して東北方向上方に向けて飛しょうした。第四段に搭載したテレメータ、パイロットおよびビーコン電波は約 20 分間にわたって受信が続いた。宇宙開発推進本部(当時、現在は宇宙開発事業団)の人工衛星追跡部がビーコン電波のドップラ効果から計算した結果では、第四段の到達高度は約 1,060 km であった。第四段はその後北太平洋上空において、大気圏突入の際、空力加熱と動圧のため、分解、溶解したものと推定される。

#### 4.3 L-4S-5 号機

第三段モータの切離しに先立つ 2 秒前に、レトロモータの延時点火器に点火、切離しの約 3.5 秒後にレトロモータが噴射して、上段機体との相対距離が急激に増加していった様子が、分離距離計で明瞭に認められた。切離し時のスプリングによる分離相対速度も計画どお

りの結果であった。切離しの10秒後にデスピンモータに点火し、姿勢制御動作の開始後、ピッチおよびヨー軸については約20秒間で、ロール軸については約30秒間で、ジャイロ基準角に対しほとんど偏差を認めない程度に姿勢制御は整定した。その後、予定どおり制御モードの変更によって、約30秒間に0.6 rpsのスピンをえた第四段は、さらにリスピンモータの作動によって3.8 rpsのスピンのとなり、安定した姿勢を保って飛しょうした。

第一、二段の飛しょう径路は、無風時発射上下角 $62^\circ$ 相当であったが、第三段においてやや低目の $61^\circ$ 相当のものとなった。第三段の飛しょう径路が低くなったので、第四段点火のためのコマンドを、発射後5分05秒に送信した。これによりタイマ(MT-4)が起動し、計画どおりその100秒後に第四段を結合しているピンがはずされ、以後1秒ずつの間隔をおいて、第四段の射出および点火が行なわれた。第四段の点火は発射後6分47秒で、高度約350 km、内之浦東方( $93^\circ$ 方向)約1,400 kmのところであった。第四段からの電波は、内之浦では発射後8分42秒をもって、水平線に没して受信できなくなった。

その後、第四段の追跡に協力した米国航空宇宙局からは、第四段打出し直後、グアムにおいてテレメータ信号を受信、続いて、ハワイ、キトー、サンチャゴ、ヨハネスブルグの各局が136 MHz ビーコン電波をとらえた旨の連絡が入った。そして、発射後約2時間半を経過した15時56分10秒より、16時06分54秒までの間、再び内之浦で第四段の信号電波を受信、ここに第四段が人工衛星の軌道にのったことを確認した。内之浦で信号を受信した時刻は、第四段を追跡した18 mφ パラボラアンテナの角度データと、136 MHz ビーコン電波のドップラ周波数のデータに基づいて、宇宙研で計算を行なって予測した時刻に遅れること、約2分半で、この軌道推定法が今後早期に打上げの成否を決め、第1周追跡のデータを提供する有力な手段となりうることを示した。

人工衛星の軌道にのった第四段は、“おおすみ”と命名した。国際標識は1970-011 Aである。“おおすみ”の重量は、計器部8.9 kgと第四段モータの燃焼後重量14.9 kgを合わせた23.8 kgである。

第四段まで順調に飛しょうし、第四段が人工衛星の軌道にのったことで、M-4S型ロケットの予備実験を目的としたL-4S型の計画は、所期の目的を達成した。

## 5. おおすみ (1970-011 A)

軌道にのった“おおすみ”の電波は、その後内之浦においては、18時30分06秒から18時41分23秒に至る間、その第二周における受信が行なわれた。打上げの翌2月12日、5時20分から6時にかけて、その第六周における受信を行なったが、きわめて微弱なそれと覚しき信号を把えたのみで、明確な確認はできなかった。次いで8時より、第七周における受信に努力したが、まったく信号を認めることができなかったので、電波が途絶したものと判断して、以後の追跡を打ち切った。米国航空宇宙局の追跡でも、南アのヨハネスブルグ局が、2月12日4時30分(日本時間)に弱い信号を受信したのが最後であったということで、第四段の信号は、発射後14~15時間で途絶したと考えられる。

“おおすみ”に搭載した化学電池(銀-亜鉛電池)は、30時間以上の寿命と推定されていた。内之浦において第一周の信号を受信した際、第四段搭載機器の温度は $68^\circ\text{C}$ と、予想以上に

高温であった。銀-亜鉛電池については、70°C に 10 分間放置すると、容量が 15% 減少するというデータがある。信号の途絶は第四段に搭載した三種類の送信機に様に生じており、以上のことから高温となったために電池の容量が急速に失われ、予定より早く信号の途絶を招いたものと考えられる。

搭載機器の温度上昇は、第四段燃焼の際にモータ部に蓄積した熱が伝わったものである。この温度上昇はある程度は第四段設計の際に考慮してあって、第四段モータケースを黒色に塗装したのも、できるだけ熱の放散を良くするためであった。また、機器の支柱への取付けにおいても、2 mm 厚のテフロンで熱絶縁を行ない、機器はいずれもアルミニウム蒸着のマイラー膜で 4 層に包み、放射に対する防護もしてあった。それにもかかわらず高い温度上昇を招いたのは、蓄積熱量が予想以上に大きく、かつ放散しにくいものであったことによるものと思われる。精密加速度計による計測でも、第四段の残留推力の減衰が第三段に比し著しく緩慢になっており、それも同様の理由によるものと思われる。それとともに、搭載機器に最も近い第四段ロケット前端部の温度が、他の部分よりかなり高温となった可能性があり、温度上昇に不利に作用したことも考えられる。

“おおすみ”の軌道は、遠地点において 5,151 km と予想以上に大きなものであった。第三段までの飛ばし径路が、標準の発射上下角 64° に対し 61° と低くなったので、その分、遠地点が高くなったことと合わせて、第四段の速度増分が、予定値よりも 160~170 m/s も大きかったことがいわれている。L-4T-1 号機の実測でも、第四段の速度増分は予定値を上まわっていた。これらは、地上燃焼実験の結果を高真空中における燃焼性能に換算する補正が、控え目であったことを物語っている。こうした結果を反映して、その後における推定値の精度はきわめて高くなり、たとえば M-4S 型では誤差 0.2% に過ぎなかった。

## 5. む す び

L-4S 型ロケットの構想がえられたのは、昭和 39 年 5 月のことであった。じらい、途中漁業問題による 1 年半の空白期間はあったが、満 6 年を経過して、L-4S 型ロケットは 5 号機を以て一応その目的を達成した。この間幾多の困難をなめたが、ともかくこれを乗り越えることができたのは、各方面から陰に陽に寄せられたご支援の賜であった。それとともに、関係製造会社の方々も、本当に一体となって協力を惜しまれなかった。心から感謝の意を表する次第である。

実験に当っては、第四段の追跡に、毎度、宇宙開発推進本部（後に事業団）追跡部、郵政省電波研究所、東京天文台、および米国航空宇宙局の協力があつた。ともに記して厚く謝意を捧げる次第である。

## 参 考 文 献

- [1] 宇宙研報告 4 卷 4 号 “L-4S 型ロケット特集号” 1968 年 12 月