- Formation of Nitric Oxide in Fuel-Rich Flames, Comb. Scie. and Tech. Vol. 8, No. 4 (1973) pp. 159-164.
- 34) PRATT, D. T., R. B. BOWMAN, C. T. CROWE: Prediction of Nitric Oxide Formation in Turbojet Engines by PSR Analysis, AIAA Paper No. 71-713 (1971).
 - 35) HAMMOND, Jr., D. C. and A. M. MELLOR: Analytical Calculations for the Performance and Pollutant Emissions of Gas Turbine Combustors, Comb. Scie. and Tech. Vol. 4 (1971) pp. 101-112.
 - 36) ROBERTS, R., L. D. ACETO, R. KOLLRACK, D. P. TEIXEIRA, and J. M. BONNELL: An Analytical Model for Nitric Oxide Formation in a Gas Turbine Combustor, AIAA J. Vol. 10, No. 6 (1972) pp. 820-826.
 - 37) HEYWOOD, J. B.: Gas Turbine Combustor Modeling for Calculating Nitric Oxide Emissions, AIAA Paper No. 71-712 (1971).
 - 38) GOULDIN, F. C.: Controlling Emissions from Gas Turbines—The Importance of Chemical Kinetics and Turbulent Mixing, Comb. Scie. and Tech., Vol. 7 (1973) pp. 33-45.
 - 39) EDELMAN, R., and C. ECONOMOS: A Mathematical Model for Jet Engine Combustor Pollutant Emissions, AIAA Paper No. 71-714 (1971).
 - 40) 水谷幸夫, 香月正司: ガス・タービン燃焼器の理論解析 (第1報), 第11回燃焼シンポジウム講演予稿集 (第48/12).
 - 41) MELLOR, A. M.: Current Kinetic Modeling Techniques for Continuous Flow-Combustors, Emissions from Continuous Combustion Systems, Plenum Press (1972) pp. 23-53.
 - 42) 文献 13) に同じ.
 - 43) LIPPERT, F. W.: Correlation of Gas Turbine Emissions Data, ASME Paper 72-GT-60 (1972).
 - 44) MARCHIONNA, N. R., L. B. DIEHL and A. M. TROUS: Effect of Inlet-Air Humidity, Temperature, Pressure, and Reference Mach Number on the Formation of Oxides of Nitrogen in a Gas Turbine Combustor, NASA TN D-7396 (1973/10).
 - 45) NORGREN, C. T., and R. D. INGEBO: Effect of Fuel Vapor Concentrations on Combustor Emissions and Performance, NASA TM X-2800 (1973/6).
 - 46) WHITE, D. J., P. B. ROBERTS, and W. A. COMPTON: Low Emission Variable Area Combustor for Vehicular Gas Turbines, Trans. ASME, A, Vol. 95, No. 3 (1973) pp. 191-198.
 - 47) WADE, W. R. and W. CORNELIUS: Emission Characteristics of Continuous Combustion Systems of Vehicular Powerplants—Gas Turbine, Steam, Stirling, Emissions from Continuous Combustion Systems, Plenum Press (1972) pp. 375-459.
 - 48) JONES, R. E.: Advanced Technology for Reducing Aircraft Engine Pollution, NASA TM X-68256 (1973).
 - 49) NIEDZWIECKI, R. W., and R. E. JONES: Pollution Measurements of a Swirl-Can Combustor, NASA TM X-68160 (1972).
 - 50) BAHR, D. W.: Technology for the Reduction of Aircraft Turbine Engine Exhaust Emissions, 41st Meeting of AGARD, Propulsion and Energetics Panel, London (1973/4).
 - 51) 同上.
 - 52) CERNANSKY, N. P., and R. F. SAWYER: NO and NO₂ Formation in a Turbulent Hydrocarbon/Air Diffusion Flame, 15th Symp. on Comb. The Combustion Institute (1974) pp. 1039-1050.

科学観測用ロケットの発展の経過*

2. システム設計とモータの開発 (その2)

秋葉録二郎**・松尾弘毅**

1. 序 論

ラムダ (L) 計画は高度 1,000 km 以上の内側バンアレン帯に到達する能力をもつ多項目観測ロケットとして, 昭和 35 年頃より計画され L-2 型を経て, 昭和 39 年 7 月の L-3 型 1 号機の成功により一応当初の開発目的を達した。

ミュー (M) 計画もまた最初はラムダ計画の延長上にある観測ロケットとして外側バンアレン帯を狙うという構想であったが, すでに昭和 36~37 年, その計画

の揺籃期において人工衛星打上げ方式の検討がチーム内部において進められており, 計画の進行と共に次第に周辺の反響を呼び学会会議を中心とし宇宙物理関係者が慎重に討議を続けた結果 M による科学衛星計画が実現の方向に進み, 昭和 40 年に至りその具体計画を公表する運びになった。これに先立ち, 昭和 39 年には, 科学衛星打上げ用 M, M-4S の前段階試験機としての L-4S 計画がすでに立案されており, この線に沿っての計画が進められていた。

M による科学衛星打上げ方式は後にいわゆる無誘導方式とよばれるユニークなものであり, この新しい試みを実行するに際し当時の予想を越える未経験な困難に対処する方策は, ただ一步一步の開発の積み上げ以外になかった。いくつかのサブシステムすなわちスピ

* 昭和 51 年 2 月 9 日原稿受理 Development of Launch Vehicles for Space Observation 3.

** 東京大学宇宙航空研究所 Ryojiro AKIBA and Hiroki MATSUO

ン、デスピン装置、球形ロケット、姿勢制御装置などについてはKサイズ以下の小型機体を用い、昭和40年に飛しょう確認テストが実施され、その成果は有効に後の計画遂行に役立てられたが総合的衛星打上げ技術完成の最終的な結めは、やはり衛星打上げを実行する以上に確実な方策はなく、小型試験機というには躊躇するがそれでも重量にしてMの1/5以下のLを活用し、これを試験用の衛星打上げロケットに仕立てることを計画した。これが衛星打上げロケット L-4S 誕生の基本構想であった。

幸なことに昭和39年において、ラムダ・エンジンはポリウレタン系推薬 (UP) の採用により高性能化に成功しており L-3 型の完成でその成果が確認されていた。そしてこの第2段、第3段の改良、更に最終段に球形エンジンを採用することによりこれに小型とはいえ衛星搭載能力をもたせ得る基礎ができていた。そしてこの実現のためのラムダの改良が始められ、まず2, 3段をこの目的に改良した L-4S とほぼ同じ外形をもつ L-3H 型を昭和41年に完成させ、ひきつづき L-4S による衛星打上げに取組むことになった。L-4S 計画が試練の連続であったことは周知の事実である。ともあれ昭和45年2月11日の第1号衛星“おおすみ”の成功でその成果は実った。L-4S 計画の遂行により衛星打上げの基本技術が習得され、M計画の成否にかかわる基本構想の正しさが立証されたのは何よりの成果であったといえよう。

M-4S 計画は L-4S 計画の教訓を生かしつつ、その後を追いつ順調に開発が進められ M-4S-1 の失敗を唯一のものとし、その重任を果たした。M 計画は現在 M-4S につづき軌道制御能力をもつ M-3C の開発を終えた段階で、更に M-3H, M-3S としてなお一層の性能向上をはかりつつあり、将来とも小型衛星打上げ機としての活用が期待されている。

一方ラムダ計画については、L-4S はすでにその役割を終え、再び同型のものが実用されることは無いであろうが、その開発途上に生み落とされた L-3H は、現在なお 2,000 km 級の到達高度をもつ大型観測機として活用されている。

本稿では紙面の関係上 L シリーズにかぎり、M につ

いての記述は次号にゆずりたい。

2. 観測ロケットとしてのラムダ

2.1 L-2 L-2 は、K-8 の完成からこの延長として計画された高々度多項目観測機であったから、基本的に K-8 の技術を継承したもので、推薬はポリサルファイド系、チャンバは高抗張力鋼の溶接によるもので、さらに第2段は K-8 の第1段ブースタを一部改造したものであった。

第1図は L-2 の概略外形図である。第1段直径は 735 mm ϕ 、当時としては画期的な大型で、このため、

i) 4ノズルの採用 大型スロート用グラファイトに良質なものが得にくかったことが主な理由であった。

ii) 後側(ノズル側)鏡板のサークリップ取付方式、前側鏡板の溶接

寸法精度や工作上の点から従来のネジ結合方式を改める必要があった。

などが設計段階で新規に試みられた。

第1段エンジンの開発は都合4回、大略チャンバ長を 1/3, 1/9, 2/3, 3/3 としたものについて実施した。ポリサルファイド系推薬 (SP) は当時としては完成したものとしては、最高の性能をもつものではあったが現在のものに比べれば相当劣りするものであることはもちろん、大型エンジン開発に際し、特に問題となったのは高周波不安定振動の生起であった。実際このエンジン開発に際し、2/3, 3/3 について 2~3 kHz の振動が発生、内圧、推力が一部不規則となった。これを抑制する方策も可能な範囲で考えられたが、あまり有効な手段は見つからず、また破壊的な振動でもなかったものでこのまま飛しょうに供した。

L-2 以外にも軽度の不安定振動燃焼が発生するモータを飛しょう用に用いた例はいくつかあったが、いずれも搭載計器の共振を防ぐ様な配慮をする程度で、特に飛しょう性能上問題となることはなかった。

地上試験で 1/3 の次に 1/9 を実施した主な理由は 1/3 においてサークリップ機構付近の変形が大きく燃焼途中でノズル側鏡板が外れるという不具合が生じたため設計を見直し、改良した成果を確認する必要があった

第1図 L-2-2 全体図

ためである。

4ノズル自体は製作上さして大きな問題はなかったが、ノズル側鏡板の構造が複雑になり応力解析が困難であったり、熱的に各ノズルのチャンバ軸側(内側)の熱的条件が輻射的に酷しく、また飛しょう時の各ノズルよりの噴出ガス流間の相互干渉からチャンバ軸に沿う逆流が生じ、更に各ノズルの内側や鏡板中央部の熱的条件を酷しくすることが予想されるなど設計上の不確定要素が多く、かなり安全側の設計とならざるを得なかった。

735³/_sの地上燃焼は能代地上燃焼実験場における第1回の地上燃焼(昭和37年10月)で実験場用地候補地決めからわずか5か月足らずで実施したものである。

第2段はK-8用420ブースタであったが、高空での飛しょう安定用にドラッグ・コーンを採用(小さな尾翼も併用)したためノズルも高膨張形とし初めてベル型ノズルが採用された。1~2段切断にはノイマン効果を使った成型爆薬が初めて使われた。

第1段尾翼はチャンバ後部に取付け部を溶接して付けられ、特に尾翼筒は無い。尾翼自体はそれまでの尾翼と異なり骨組みに外板を鋸接した航空機の翼に類似した構造とした。

L-2-1は昭和38年8月に飛しょうしたが、第2段が点火せず失敗した。この失敗を機にそれまで粉末の点火薬であったのを着火までの時間遅れを考慮し、点火薬燃焼を100 msec以上持続させる目的でベレット型点火薬が急遽開発され、この成果が2号機に盛り込まれた。

L-2-2は同年12月、飛しょう実験に成功した。

ペイロード184 kgで、到達高度は402 kmであった。

L-2型は結局性能的にはかなり不満足な形で実現はしたものの大型固体ロケット発射システムの習得と技術的問題点の抽出という意味で以後の開発の捨て石としての役割を果たしたといえる。

2.2 L-3 ポリウレタン推進の実用のメドがついたのは昭和37年でこの成果はまずK-8LとしてK-6の性能を大幅に向上させることに成功している。ミュー用推進は当然この新推進を使うことにし、徐々に大

型のエンジンにこれを採用していく方針を立てた。ミューに採用することを計画したポリウレタン推進の薬種はUP-10と称し、まず420 mmφに次いで735 mmφに適用され、これらエンジンはいずれもL-3に使用された。またノズル・チャンバの結合はサークリップ方式をやめてボルト結合とした。

735改では、先の旧735の経験から4ノズルを廃し1ノズルとし、この軽量化のため開口部にはFRPのアブレーション材ライナの内張りを採用した。735改の第1回地上燃焼実験は、昭和38年10月であった。

第2図にはL-3の概略外形図を示す。機体構成としてL-2と大きく異なる点は第3段目に420¹/_sを取り付けたことである。第1段尾翼はアルミ合金の溶接骨組み構造により軽量化された尾翼筒に取り付けられた。

第2段の外観形状はほとんどL-2のそれと変わらない。

第3段メインは420¹/_sで、これも推進はUP-10で、ノズルは高膨張比ベル型である。第3段燃焼の高度ではほとんど空力安定を期待できないので、スピン安定によった。スピンはノズル出口にペインを付けることにより与えられた。ペインは燃焼中に溶けてしまったが、約3 rpsが確保できた。この段のL/Dがそれまでの飛しょう用エンジンに比し小さいのも高空用であるため当然ではあるが特徴的である。

切断は1~2段間が成形爆薬、2~3段間にはラプチャ・ディスク方式を採用した。なお2段目の上部にも搭載計器部を設け、第2段用観測機器、レーダ・トランスポンダ、テレメータなどが搭載された。飛しょうと同時に2, 3段を追尾したのはこれが初めてであった。

L-3型は図にみるとおり極めて細長い形状で、空力弾性上心配する向きもあったが森大吉郎教授ら当時の構造関係者の確信どおり、1, 2号機とも飛しょうは全く正常で観測ロケット研究10年の成果を十分に発揮したものであった。

1号機の飛しょう実験は昭和39年7月で、最高々度は857 kmであった。最高々度1,040 kmをマークした2号機は日没直後の発射で、上昇するにつれ機体を中心に大きく上空に青白い光の輪が広がっていく神

第2図 L-3-1 全体図

第3図 L-3H-7 全体図

秘的な光景は今でも鮮かな記憶としてよみがえる。

この発光の原因については多少異論もあるようだが、衝撃波説が有力である。

2.3 L-3H L-3HはL-3の2, 3段をそれぞれ735 $\frac{1}{8}$, 500としたもので、その外形を第3図(L-3H-7)に示す。このような諸元はL-4Sのシステム計画から決められたものである。2, 3段エンジンはL/Dを小さくしたのが特徴的で、また段間部を短くする目的で埋没型ノズルが採用された。このためL-3に比し機体重量はふえたが、機体形状は相当ズングリしたものとなり、構造上の安定感が増している。実際水平セット時の先端のたわみはL-3の1/10程度となった。

第2段目エンジン735 $\frac{1}{8}$ の推葉はウレタン系であるが、UP-10よりバインダ含有量を減らし、より高比推力を狙ったものである(UP-18)。

第3段推葉は当時(昭和39年)やっと実用のメドがついたばかりのポリブタジエン系(BP系)推葉を採用し高性能化をはかった。しかし填装方式はブロック・ボンディング方式を遵守した。

これの第1回地上燃焼実験は40年8月であった。

切断方式は1~2段成形爆薬、2~3段にはセパレーション・ナット方式が初採用された。上段の安定は、2段目尾翼およびスピンの、3段目は2段目より受け継いだスピンによることにした。1号機においては2段目にスピンを与える方式をノズル出口のガイド・ベイン方式にしたが、これが意外に早期に焼損することが飛しょうの結果判明し、2号機以降はスピンモータと

尾翼のネジレの併用によって2 rpsが確保された。

性能的にはL-3より大幅に向上し、最高々度1,800~2,000 km(第2段, 約350 km)の上昇性能をもつのでL-3同様3段目のほか2段目にも観測器を搭載するよう設計された。したがって外観上2段目が多少L-4Sより長くなっている。

L-4Sは後に特性速度に余裕をもたせる目的で補助ブースタを第1段の両脇に2本抱く形としたので、L-3Hも一時期補助ブースタを取付け性能向上し、最高々度2,000 kmをマークしたこともあったが、L-3H-4で落下点の関係から補助ブースタ分離秒時を遅らせた結果、分離時横方向 q が増大しこれが原因で2~3段接手部に異常が発生して以来、慎重を期し、L-3Hには現在補助ブースタを用いていない。

L-3Hは現在までに8機飛しょうに供されており、現用の観測機であるが、K-9Mなどに比べれば打上げ機数は少なく、したがって一品料理的な傾向は強い。またほぼ同型の機体がL-4SCとよばれK-10CとともにTVC関係の各種の制御技術試験用に使われてきている。

第3図にはL-3H-7に例をとり、主な計器の配置を示した。

L-3Hの点火系は第4図に示す系統となっている。タイマは第2段と第3段に搭載され、それぞれ独立に発射30秒前に火工品ピストンで作動するコネクタ式スイッチ(PC)によって起動される。

ラムダ・シリーズ開発は秋田県道川におけるK-8-10の事故と前後してスタートしたため、その点火系

MT: タイマ B_{1,2,3}: 1~3 段ブースタ sep: 切断 SM: スピンモータ
PC: プッシュ・コネクタ NC: ノーズ・フェアリング CM: コマンド

第4図 L-3 H-7 点火系統図

保安対策には当初より深い関心が払われ、このため新たに装備された装置は SO (safety operation) 装置の略称の下に総括して呼ばれている。

タイマは L-2 の段階まではあまり信頼性が確認されておらず、これをモータ点火用に使うことを避けてきたがラムダ、ミューによる人工衛星計画においては、機上タイマに各段点火切断を含めた重要なシーケンスを実行させる必要があり、モータ式タイマの使用実績も加味し、L-3 よりタイマが上段の点火切断に用いられるようになった。このためタイマの誤動作、人的ミスに対し安全を確保するための SO 装置をとりつける必要を生じた。

L-3H では点火とタイマ駆動に用いられる電源を前記 PC を介しタイマ点火系に接続すること、また更にこれらと直列に地上より操作できる SO リレーと称するリレーを挿入した。また飛しょう中の異常に対し、タイマの作動停止を指令するコマンド受信機が 2, 3 段に搭載されている。

第 2 段搭載計器は 2~3 段間に位置し、2~3 段切り離した後プローブ伸展等を行ない観測を開始するものが多いが、切り離した後間もなく第 3 段が点火するので、これの噴煙をかぶったり、ノズル・クロージャが激突したりする不都合が時折り発生したので、第 3 段点火秒時をなるべく遅らせたり、クロージャを軽量化するなどの配慮がなされている。将来はクロージャを無くする案も検討されている。

第 2, 3 段切断はセパレーション・ナット方式で、分離時の擾乱が小さく、以後の大型切断部にこの方式が多用されたので、後にセパレーション・ナットの規

格化がなされ、その信頼性向上がはかられた。

開頭部には電波透過を目的とし一部 FRP が使われている。第 3 段がスピンしているため開頭後の開頭片の運動は複雑になる。このため観測器を傷めたり、機体に大きな反力が加わらないように開頭片が分離後も機軸に対し大きな回転運動をしないよう、いわゆる平行開頭方式が採用された。

L-3H は 8 号機までに 1 号機と 4 号機が決定的な失敗で、一見事故率が多いが、開発の性格上 L-4S の技術試験も兼ねてきたことにもよる。

またこのような開発経緯から、観測ロケットとして今一步洗練させることが必要な時期にきているように思われるが、これを実行するか否かは今後のこの種ロケットの需要によることである。

第 5 図には 1 例として L-3H-7 の飛しょう性能と実飛しょう径路を、第 1 表には飛しょうシーケンスを示す。L-3H 型による最高々度記録は 3 号機による

第 1 表 L-3 H-7 の飛しょうシーケンス

項 目	秒 時 (sec)
1 段目 点火	0
1 段目 燃焼終了	28
1 段目 切断	32
スピン 開始	34
2 段目 点火	37
2 段目 燃焼終了	75.4
開 頭	85
2 段目 切断	93
3 段目 点火	99
3 段目 燃焼終了	126

ただし観測項目については除いた。

第5図 L-3H-7 の飛しょう性能

2,150 km である。

3. L-4S 計画

L-4S は M-4S をシミュレートするために計画され、いわゆる無誘導による衛星打上げ方式の総合的な検証がその課題であった。事実、1~4号機の失敗は個々の要素の総合体が1つのシステムとして機能することの困難さを示すものではあったが、その間無誘導方式に関する確信は深まり、5号機の成功で計画は終了する。

3.1 基本構成 L-4S の基本構想が明らかにされたのは、昭和39年である¹⁾。そこでは735 $\frac{1}{3}$ 改良型エンジンを第1段とし、10 kg の搭載計器をもつ人工衛星を500 km 円軌道に切上げることが目標として設定されていた。

エネルギー的にこの要請を満たすために、735 $\frac{1}{3}$ 、735 $\frac{1}{3}$ を1, 2段に使用することを前提とし、500 km の軌道に最大のペイロードを投入するという基準で検討した結果、第3段に直径500 mm の500B₃、第4段に球型の480Sを開発、使用することが決定された。L-4S の第3段まではL-3H と同一であり、それに新たに姿勢制御部 (CN 部) と第4段480S が加わった構成になっている。L-3H は、すでに述べたように高々度観測ロケットとしてL-4S に先立って活躍することになるが、それはL-4S 計画のなかから生れたものであり、L-4S の飛しょう試験をも兼ねることになる。

480S (S は球型の意) エンジンには、衛星速度を出すための鍵として、特に高性能化への努力が払われた。エンジンを球型としたのは、特に構造重量の軽減を目的としたもので、チャンバはチタニウム合金 Ti-2Al-2Mn の薄板の爆成、熔接によって作られた。

これに先立ち、球型エンジンの実用性は、40年度のK-10-S に搭載された300 ϕ エンジンの飛しょう試験によって確認された。300 ϕ 中の球殻はスチール製で推薬はポリウレタン直填であった。480S の推薬はポリブタジエン系 (BP-12) の直填によるもので、ノズルは埋没型、スロート部にグラファイト、開口部内側はガラス繊維強化のフェノール樹脂、外側および取付フランジは軽合金となっている。点火には、他の段と同じく長燃焼秒時のかご型点火器が用いられた。内孔は、球と同心で半円形側面をもつ、ほぼ厚み一定の7光芒である。この原型に対して、飛しょう結果をも考慮して1~5号機の間に次のような改良が施された。すなわち、燃焼秒時の延長 (加速度の軽減)、ノズル開口比の増大 (比推力増) を目的として内孔形状の設計変更がなされて2号機以降の飛しょうに当てられた。推薬の温度変化に対する特性を安全なものとするため、薬種がBP-12よりBP-17に変更されてL-4T-1号機以降に用いられた。点火薬は、初期のTASペレット (Al+KClO₄系) はばらつきが大きく、持続時間も不十分であったので、L-4T-1号機以降ではNABペレット (B+KNO₃系) が採用された。チャンバについては、新たにTi-2Al-2Mnの熱処理材が開発され、その結果4号機以降1.5 kgの軽量化が実現した。これらの変更については、能代実験場における地上燃焼実験によって、予め性能の確認がなされた。

その他、L-4Sにはその目的に沿って次のような小型固体モータが装着されている。

スピン・モータ: 第2段、第3段にスピンを与えるためのもので、第2段上端に一对取付けられている。スピン能力は、3.6 rps である。

デスピン・モータ: 3段目切離し後、CN部と480

Sのスピンを停止させるためのもので、CN 部上端に一对取付けられている。一对のモータは、それぞれトルク発生用のモータのほかに、これと反対向きにガス噴出のできるバランス・ノズルを備え、スピンの0になった信号を受けてバランス・ノズルのキャップが外れてガスが両方から噴出し、トルクを発生しないようになっている。

リスピン・モータ：姿勢制御終了時、第4段方向を安定させるためのもので、CN 部上端に一对取付けられている。スピン能力は、4.2 rps である。

レトロ・モータ：4号機における衝突事故の経験に鑑み、5号機には第3段上部に4箇のレトロ・モータが取付けられた。モータは機軸に対して22°の傾きをもち、有効全力積は220 kg-sec である。

補助ブースタ (300 SB)：発射時の安定および全機の性能を増すために、300φの補助ブースタ2本が2号機以降装着された。その結果、発射時の加速度は5gから7gになった。8秒の切離し時に補助ブースタが燃え終わっているようにするため、5号機ではスライバの除去処置がとられ、その結果全燃焼秒時は7.4秒から6.2秒に短縮された。

切断部等の構造およびもう一つの重要な構成要素である CN 部についての記述は別稿および文献 2), 3)

に譲るが、CN 部はスピン・テーブル上の2自由度ジャイロによって機体の姿勢を検出し、ピッチ、ヨー各1組、ロール2組のノズルから過酸化水素を噴出することによって機軸を所定の方角に向けようとするものである。ここで、整定方向は飛しょう前に予め決定されており、飛しょう中の変更ができないという点は重要である。この最終段打出し方向の変更は、TVC 装置の導入と相まって、M-3C において初めて可能となる。

最終的な L-4S の形状と重量諸元を、5号機について第6図と第2表に示す。

3.2 飛しょうプログラム 衛星を軌道に投入するためには、何らかの軌道制御が必要である。この未経験の技術の使用を最小限に抑えるために、次のような打上げ方式が採られた。すなわち、第1段は空力安定、第2段は燃焼中にスピンをかけ空力安定とスピン安定の併用、第3段は第4段より受継いだスピンにより安定を保つ。第3段燃焼終了と同時に、第4段の姿勢制御が開始され、第3段軌道の頂点における局地水平方向に向けられる。第4段エンジンは、第3段軌道の頂点で点火され衛星軌道に投入される。この間姿勢制御を容易にするために、制御開始前(第3段燃焼終了直後)にデスピン・モータによりスピンを停止し、

第6-1図 L-4S 配置図

第6-2図 L-4S-5 全体図

第2表 L-4-S-5 重量および諸元

	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	第4段
全長 m	16.522	577.2	8.141	3.963	1.000
重量 (燃焼前) kg	9,399.0	1,005.0	3,417.6	943.1	111.0
重量 (燃焼後) kg	4,507.0	381.0	1,562.5	394.9	23.05
推進薬重量 kg	3,887.0	624.0	1,845.0	547.5	87.95
質量比	1.982		2.187	2.388	4.816
比推力 sec	515.0	220.0	242.9	249.3	254.0
重心位置 (燃焼前) %	59.0	52.9	63.0	61.8	64.5
重心位置 (燃焼後) %	43.2	54.3	49.6	44.8	55.7
慣性モーメント (燃焼前) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}^2$	79.89		25.48	3.52	0.259
慣性モーメント (燃焼前) (ピッチ, ヨー) $\text{kg}\cdot\text{m}^2$	16,192.		1,259.4	99.71	0.436
搭載計器重量 kg			6.6	36.3	7.62
パイロード総重量 kg			7.6	96.1	9.42
最大径 mm	767.0	310.0	483.0	548.0	483.0

第3表 L-4-S-5 タイムシーケンス

項 目	時刻 (秒)	タイマー2 (秒)	タイマー3 (秒)
第1段, 補助ブースタ点火	0.		
補助ブースタ燃焼終了	7.4		
補助ブースタ切断	8.0		
第1段 燃焼終了	29.0		
第1段 切断	32.0		
スピンモータ点火		34.0	
第2段 点火		37.0	
第2段 燃焼終了	75.4		
ノーズコーン開頭			98.0
第2段 切断		100.0	
第3段 点火			103.0
第3段 燃焼終了	130.0		
レトロモータ点火			148.0
第3段 切断			150.0
デスピンモータ点火			160.0
姿勢制御開始			161.0
デスピン停止電源オン			161.0
姿勢制御バックアップ			166.0
姿勢制御モード変更			232.0
リスピンモータ点火			262.0
姿勢制御停止			263.0
コマンド変更			300.0
引抜ピンはずし			475.0
標準姿勢制御部切断	476.0		
標準第4段点火	477.0		
標準第4段燃焼終了	508.5		

姿勢制御終了後再びリスピン・モータによりスピンを与えて第4段燃焼中の姿勢安定を図る。

要するに、エンジン燃焼中の軌道制御は一切行わず、第3段～第4段間のコースティング期間を利用して、ただ一回の姿勢変更を行うことによって衛星軌道を成立させようとするのがこの打上げ方式の骨子である。これがいわゆる“無誘導方式”の内容で、M-4S

もこの方式を踏襲することになる。

第3表に、上記のシーケンスが5号機の場合について具体的に示されている。若干の補足を加えると、軌道が予定より低くなった場合にも、与えられたスピン(2～3 rps)によって空力的に不安定な第3段が安定化されるように、第2段～第3段間には約30秒の長いコースティング期間がとってある。第3段燃焼中の重量を軽減するために、ノーズ・コーンが切離されるが、その開頭は、ロケットの姿勢に与える影響をできるだけ少なくするために、第2段の切離し前の慣性率の大きい状態で行われる。制御開始後姿勢が整定するために要する時間は60秒で十分とされており、長期にわたるとジャイロのドリフト等の影響でかえって望ましくない結果を生む可能性がある。このため263秒で姿勢制御は停止される。実際には、姿勢制御は232秒までに終了しており、以後は徐々にスピンを加えて姿勢の固定が図られる。これが姿勢制御モードの変更である。引抜きピンは必ずしも以降の項目は、地上からの指令によってその秒時を変更することが可能である。特に“標準”とあるのは、第3段までが標準軌道に沿って飛しょうした場合を意味する。

このシーケンスは、1号機以来あまり大きな変更は加えられていないが、そのうちの主たる項目は次のとおりである。第3段落下点位置の関係から、4号機以降第3段点火秒時が10秒早められた。L-4T-1号機の実験において、残留推力による衝突の可能性が指摘されたので、これを避けるため4号機以降、第3段の切断秒時が15秒遅延され、更に5号機ではレトロ・モータが追加された。ただし、表中のレトロ・モータ点火は、延時管への点火を意味し、実際のモータへの点火は第3段切断後に行われる。当初リスピンは、リスピン・モータによって姿勢制御終了後直に行われ

ていたが、モータの不斉による姿勢の乱れを防ぐために、4号機以降では、まず過酸化水素エンジンにより0.5 rpsのスピンを与え、しかる後、リスピン・モータを作動させる方式が採られるようになった。

これらの諸項目は、第2, 3段に搭載されているメカニカル・タイマ(MT₂, MT₃)からの信号によって実行される。タイマに対する要求精度は±1秒で、特に信号の前後関係の逆転が絶対に起こらないように注意が払われた。このほかに、最終段の点火時刻を変更するため、MT₄が搭載されている。すなわち、300秒以降、地上からの指令(点火コマンド)を受信すると、MT₃は機能を停止し、MT₄が起動してその100秒後に最終段が点火される。この部分は、3号機以降、MT₄の起動後、MT₄からの信号によってMT₃が停止するように改められた。コマンドには2通りの機能があり、300秒のコマンド変更以前に送信されると、SOコマンドとして働き、以後の諸項目は全て停止される。例えば、100秒に送信されると、第3段および第4段の点火は行われない。

3.3 軌道設計 L-4Sのミッションは、まさに“人工衛星を衛星軌道に投入すること”であった。いい換えると、最低限その存在の証しを宇宙から送信できる重量を持つ衛星を、適当な寿命を保証する、すなわち、十分な近地点高度を持つ軌道に投入することであった。したがって、エネルギー的な制約および予想される軌道の分散要因を考慮した上で、いかに近地点高度(安全のため、200kmに設定)を確保するかに、軌道設計上の苦心が払われた。

軌道の分散要因としては、(1) 無誘導の第3段までに対する外乱、(2) 最終段の姿勢制御の誤差、が重要である。(1)のうちでは、風の影響が最も懸念された。40年度には、バルーン追跡による風向・風速測定装置、通称“風レーダ”が導入され、L-3Hの実験を通じて風に対する発射角の修正法が確立された。それ以前、故玉木章夫教授が戸外に立たれて、肌で感じた風向・風速により発射角をお決めになり、折からの外人客の度胆を抜いた話は有名である。これに先立ち、軌道計算、および、風の影響係数算定のための3次元6自由度の軌道計算プログラムが開発された。このプログラムは、当初東大生研第3部の藤田長子講師の御協力を得て、OKITAC 5090用に作成された。ただし、飛しょう実時間で500秒程度の計算をするのに5~6時間を要し、故佐伯信吾君と計算機室で徹夜することも再々であったが、当時六本木はすでに有名であり、何時になっても食うには困らない町であった。このプログラムは、CDC 3600への外注の時代を経て、HITAC 5020へと引継がれる。外注を決める際

に、“よろしい、君の時間を買ひましょう”と仰った糸川英夫教授(当時)のお言葉を覚えている。

(2)の最終段姿勢制御誤差に対する計画当初の要求は、±2.5°以内であったが、何分未経験の技術であり、ジャイロのドリフト、切断後の首振り等不確定の要素が多かったため、軌道設計上でこの許容誤差を拡げる努力がなされた。すなわち、風等の原因により第3段までの軌道が発射上下角換算で±2°乱された場合に、近地点高度が200kmを割らないための最終段許容姿勢誤差が最大になるように、基準軌道が選定された。この過程で、円軌道は速度誤差、角度誤差に対して弱いため、長楕円軌道が選ばれることになった。また、(1)、(2)双方の許容範囲を拡げるために、さきに述べた点火コマンドにより、第3段軌道の状態に応じて最終段点火時刻を変更する方式が採用された。点火時刻は、あらかじめ基準軌道の頂点水平方向に設定されている最終段の特性速度ベクトルと、擾乱を受けた第3段軌道上の速度ベクトルとの合ベクトルが、水平になるように選ばれる。第7図に、1号機について、点火時刻を基準値に固定した場合と、点火コマンドによって変更した場合の比較を示す。横軸は最終段姿勢誤差、縦軸は出来上る軌道の近地点高度で、 $\theta_0=68^\circ$ は基準軌道、 $\theta_0=70^\circ, 66^\circ$ は、第3段までの軌道が発射角相当で、それぞれ+2°, -2°乱れた場合を示す。5号機に至るまでこの方式が採用されるが、CN部の信頼性の向上、補助ブースタの追加、および、最終段エンジンの軽量化によってエネルギー的に余裕が生じたこと等により、(2)と比較して(1)が次第に重要な誤差要素となってくる。

第4表に、5号機の予想軌道要素、第8, 9図にそ

第7図 第4段姿勢制御誤差と近地点高度との関係

第4表 L-4S-5 予想軌道要素

$(\Delta\theta_0, \Delta\psi_0)$ deg. deg.	(0, 0)	(-2, 0)	(+2, 0)	(0, -5)	(0, +5)
軌道長半径 (km)	8,060.6	8,385.9	7,715.5	8,054.5	8,046.0
離心率	0.1445	0.1890	0.0906	0.1429	0.1421
軌道傾斜角 (deg.)	31.489	31.470	31.487	31.839	31.329
昇交点赤経 (deg.)	31.198	30.708	31.115	36.115	26.193
近地点引数 (deg.)	113.21	113.09	113.45	109.00	117.44
周期 (min.)	120.24	127.37	112.41	119.90	119.71
近地点高度 (km)	525.6	422.8	638.7	525.9	524.7
遠地点高度 (km)	2,857.7	3,592.8	2,036.5	2,827.5	2,811.3

第8図 L-4S-5, 動圧, 加速度, 速度, 高度対時間

第9図 L-4S-5 第3段軌道

の飛しょう特性を示す。

3.4 実験経過 L-4S は、多くの成果を挙げつつも、人工衛星の打上げには5号機に至って初めて成功する。その間、不具合の原因の追求と対策のために、多くの実験と研究が重ねられた。以下にその経過を略記するが、詳しくは文献 4), 5) を、打上げ時日等に

については既載の総説を参照されたい。

L-4S-1: 第1段、第2段の飛しょうは正常であったが、第3段加速時より軌道は上向きに 10° 、北向きに 20° それ、更に第4段加速によって発射後20分に電波受信可能範囲から姿を消した。その間、デスピン・モータが作動せず、姿勢制御は行われなかった。第

3段の異常飛しょうについては、切断機構の不具合から、第2段と第3段の切離しが完全に行われなかったためと推定され、2号機では、分離ナットの作動の同時性、確実性の向上が図られた。デスピン・モータの不作動については、第2段燃焼中に生じた電源部の異常により、デスピン停止の信号が発生していたためと考えられ、2号機では電源部の信頼性確保のための処置がとられた。

L-4S-2: 第3段までの飛しょうは正常であった。この間デスピン・モータが完全に働かず、1.6 rps のスピンの残ったにもかかわらず、姿勢制御装置は正常に機能し、予定方向に対して $1\sim 3^\circ$ 以内の誤差で機軸を向けることに成功した。点火時刻修正のコマンドも正常に動作したが、最終段に点火せず、衛星軌道への投入は成らなかった。不点火の原因は、それ以前に最終段とCN部との結合がはずれていたためと結論され、その原因は、デスピン時に異常なねじり力が働いたためと推定された。これに対して、最終段のねじり強度を増すとともに、デスピン・モータの異常作動の原因として空力加熱の影響も考えられることから、デスピン・モータおよびリスピン・モータをノーズ・コーン内に格納する処置がとられた。

L-4S-3: 第2段までの飛しょうは正常であったが、第3段に点火せず、SOコマンドにより最終段の点火は停止された。この間、デスピんに始まりリスピンに終わる姿勢制御は完全に行われたが、記録から、再び最終段とCN部との結合がはずれていたことが判明した。第3段は、点火器は作動しながら推葉に着火しなかったもので、その原因は、点火薬の燃焼持続時間にばらつきがあり、今回が特に短いものに当たったことと、ノズル・クロージャが比較的簡単にはずれてしまったことが重なったためと結論された。そのため、すでに述べたように、点火薬はTASペレットから、持続時間の長いNABペレットに変更されることになった⁹⁾。最終段の結合がはずれた原因は、第1段切離し時の荷重に対する結合部の強度が不十分であったためとの結論に達し、第1段切離し部および最終段結合部の両方に改良が施された。

L-4T-1: 3号機の打上げ後、[42年春から43年夏にかけて漁業問題のため、実験は中断の止むなきに至ったが、その間も各部の改良計画は積極的に進められた。L-4T-1は、これらの改良の成果を総合的に確認するために計画されたもので、この点を強調するために、最終段の推葉量は60%に減量され、衛星軌道への投入能力を持たない。今にして思えば、着実な方針であったが、血気の青年将校としては大いに不満を唱えたものである。これに先立ち、44年1月にL-3

H-4号機が補助ブースタ切離しの不具合から失敗しており、この点の改良も織込まれた。

L-4T-1の第3段までの飛しょうは正常であったが、第3段切離し後9秒と、9.8秒の2回にわたって、上段機体に第3段が衝突するという事故に遭遇した。ただ、衝突が上段の重心近傍で起こったため、上段機体の姿勢の擾乱は小さく、姿勢制御装置は正常に作動して所定の方向に姿勢を整定することができた。発射後6分17秒に点火コマンドが送信されたが、予定より40秒早い7分19秒に最終段に点火した。最終段の飛しょうは正常で、発射後約19分に内之浦東方約4,600kmの中部太平洋上に落下した。衝突の原因は、第3段が残留推力によって加速されたためで、これに対して、第3段の切離し秒時を15秒遅らせて残留推力の減衰を待つ処置がとられた。早期点火の原因は、タイマ(MT₄)の速度制御回路の損傷によるものと推定され、損傷を受ける可能性のある部分の機構を補強した。また、MT₂、MT₃については、発射前に規定速度で動作していることを確認する項目が追加された。

L-4S-4: 姿勢制御までは順調で、制御開始後15~20秒で姿勢は整定した。しかるに、第3段切離し後約4分、すなわち発射後211.25秒および211.45秒の2回にわたって、またしても第3段が上段に衝突した。これによる上段機体の姿勢擾乱は著しく、姿勢制御装置によってこれを回復できないままにリスピンによって姿勢を固定された最終段は、タイマによって8分19秒に点火、遠く東北方に飛び去った。原因は、3段目残留推力の過小評価にあった。L-4T-1以後、小型モータを用いた残留推力の実験が行われ、発射直前に至るまで、レトロ・モータの取付けを含めた対策が検討されていたにもかかわらず、4号機に対して十分に余裕のある対策が講じられなかったことが反省された。この結果、5号機では、第3段にレトロ・モータが装着されることになった。

L-4S-5: 第1段、第2段は、標準発射角 64° に対して、 62° 相当の軌道に沿って飛しょう、第3段において、やや低目となり 61° 相当の軌道となった。姿勢制御装置の動作は完全で、機体はジャイロ基準角に対して偏差が認められない程度に整定された。最終段点火コマンドは、発射後5分3秒に送信され、その100秒後に点火、ここに衛星軌道が成立した。最終軌道の遠地点は5,150km、近地点は335kmであった。最終軌道が予定からはずれた理由は、下段軌道が 61° 相当と低くなったことに加えて最終段の速度増分が大きかったことによるが、4号機までの下段軌道の分散がいずれも $\pm 2^\circ$ の範囲に入っていたことを考えると皮肉

な結果といえる。L-4S は M-4S に比べて下段の全燃焼時間が短かく発射角の変化が軌道に及ぼす影響が小さいこともあって、1~5号機を通じて風に対する修正はきわめて順調に行われた。ただ、第2段燃焼の中期より機体の首振りが始まり、そのため軌道の精度がわるくなる傾向が見られ、この点は L-3H の宿題として残されている。

最後に野村実験主任の総括から引用する。“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うことができよう。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”。

文 献

- 1) 秋葉録二郎, 松尾弘毅他: L-4S PROJECT, SES TN-64-003-P.
- 2) 野村民也, 東口実, 秋葉録二郎: ラムダ4S型3号機までの姿勢制御システムについて, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第4巻第4号(B), 昭43.12.
- 3) 東口実, 石谷久: L-4T-1, L-4S-4, 5号機における姿勢制御, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第8巻第2号(C), 昭47.6.
- 4) 野村民也: ラムダ4S型1, 2, 3号機の実験経過, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第4巻第4号(B), 昭43.12.
- 5) 野村民也: L-4T-1, L-4S-4, 5とその実験経過の概要, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第8巻第2号(C) 昭47.6.
- 6) 倉谷健治: 点火器, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第4巻第4号(B), 昭43.12.