

L-4S の 構 造

森 大 吉 郎

1. 概 要

ラムダ 3H 型は、ラムダ 3 型の第 2 段と第 3 段のエンジンを更改したもので、さらに 4S 型は第 4 段エンジンを増設したものであるが、この新設計ロケットにおいて構造上の主要方針としては、下記の二点があげられる。

(a) 改造型の 1 号機においては、エンジン・空力的外形・スピンを主眼とし、それらの改造にともなう構造変更を実施した。

(b) 3H 型あるいは、4S 型 1 号機で新設計の大要の解答が出たのちで、2~4 号機において質量比の向上を目的とした構造改良を計画し、これを順次に織り込んでゆく。

(a) 項は完了し、(b) 項は現在なお実施途中である。(a) 項に関し構造については次が主要点である。

(1) 第 2・第 3 エンジンは直径が太く、長さが短くなったので、縦の曲げ剛性が増大したため、飛しょう速度が向上したにもかかわらず、空力弾性の危険度は減少している。発射時の機体曲げ固有振動数は L-3 の場合に約 3 c/s であるのに対して、L-3H-1 は約 7 c/s である。

(2) 切り離し装置は、「静かな切り離し」が要求され、セパレーション・ナットとスプリングの組合せの切り離し方式を各所に採用した。さらにスピンの装置も加わって、これら機能部品の数と複雑さがはなはだしく増した。

(3) 補助ブースタ・2 本を搭載した。

(4) チタニウム合金製球形エンジンを L-4S 第 4 段に搭載した。

第 1 図には L-4S-3 号機を例として構造の概略を示した。

機体の改造に当っては必ず構造あるいは機能上の地上試験を実施している。L-3H および L-4S に関連して実施したおもな試験を以下に列記した。かなり多くの項目をくり返して実施してきていることが了解されると思う。

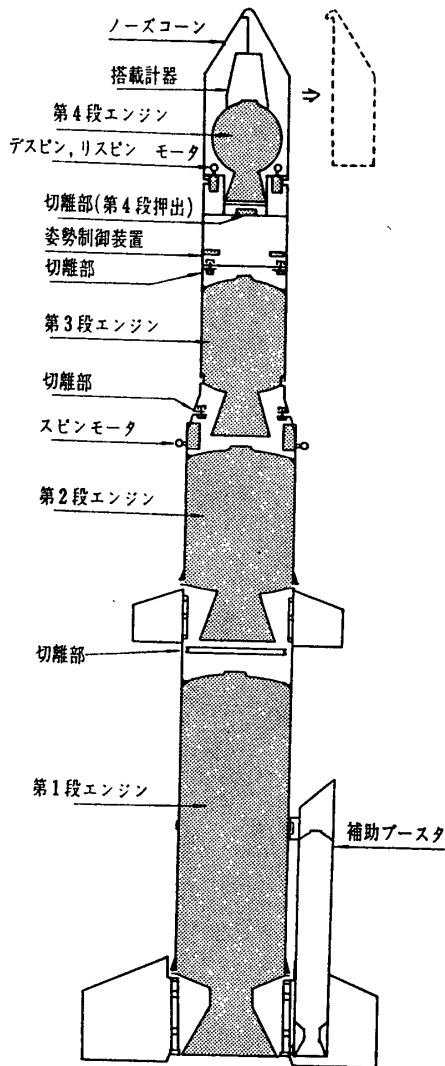
・第 1 ブースタ B₁: 735 エンジン・チャンバの強度 (39 年) ……モデル・チャンバおよび実機についての内圧・強度・剛性試験。

・スリッパ (38 年 6 月, 42 年 1 月) …… 3H 型で重量増加, 補助ブースタ追加に伴う重量増に応じてランチング・スリッパの設計を変更し, その強度試験を行なった。

・切り離し接手 (37 年 11 月, 40 年 11 月, 12 月) ……別項参照

・翼・翼取付筒 (38 年 5 月, 7 月, 39 年 3 月, 40 年 12 月) ……寸度変更や軽量化にともなう強度・振動試験。

・補助ブースタ取付・切り離し (41 年 6 月) ……M ロケットに関連して試験。



第1図 L-4S-3 の構造の構成

- ・第2ブースタ B₂: 735 $\frac{1}{2}$ エンジン・チャンバ(37年) ……735と同様
- ・翼(40年12月) ……新設計翼の強度と振動試験.
- ・切り離し接手(40年10月, 41年11月) ……別項参照, スピン切り離しと剛性試験.
- ・翼取付部(40年10月) ……強度と剛性試験.
- ・第3ブースタ B₃: 500エンジン・チャンバ(39年) ……735と同様
- ・姿勢制御部切り離し(40年11月) ……別項参照
- ・姿勢制御部動釣合(41年8月, 12月, 42年3月)
- ・メイン: 480 S チャンバ(40年) ……735と同様
- ・ノーズ・コーン剛性(40年10月)
- ・開頭(40年10月) ……別項参照
- ・スピン開頭(40年10月) ……別項参照
- ・480 S 切断(40年11月, 42年2月, 3月) ……別項参照
- ・スピン総合(42年3月) ……姿勢制御より上部の全機能作動について総合試験.

次に前述の(b)項に関しては、L-2, L-3を設計して以後の2~3年間における技術の向上をもととして構造改良を計画し、これをL-3H, L-4Sともに1号から3号へ進む間に、順次に織り込んで進めている。その大要を列記すると下記のごとくである。

- ・B₁: 尾翼筒改造, ノズル軽量化, 補助ブースタ取付, スリッパ位置変更, 結合方式改造, 尾翼軽量化,
- ・B₂: スリッパ位置変更, ノズル軽量化, 結合方式

改造

- ・B₃: ノズル軽量化

(a). (b)の改造を通じて、エンジン、翼、接手等の1次構造は妥当であって不具合はなかったが、機能装置の一部に別項のような故障が発生している。衛星の実現には不可欠の重要な部分であるので、その改良に努力を傾注している。

なお、今後次の改造を織り込む予定である。

- ・B₁ と B₂ のチャンバ材料を140キロ級鋼にして軽量化.
- ・480 S チャンバ材料を性能向上して軽量化.

このような軽量化を進めると、推進系に変更を加えないでも、能力(高度・軌道高度または搭載量)をかなり上げることが可能であり、ラムダ・ロケットの応用範囲を広げるものとして期待される。

構造の大要はエンジン(チャンバ・ノズル)、翼、接手、切断等の機能装置、計装部に区分

けできるが、ここでは機能装置について概略の説明を行なう。その他については別の機会に報告したい。

2. 切断、開頭装置

(1) 切断と開頭装置

ラムダ4 S型のように多段式でかつ姿勢制御、スピン開頭などの機能動作を数多く実施する機体になると、各段の切断装置や開頭装置の数が多く、かつ、複雑になり、その重要さと困難さは、ともに著しく増大する。

第1表は、4 S型に用いている切断、開頭の機能装置のリストである。以下に各装置の構造の概要を説明する。

第1表 ラムダ4 S型の切断・開頭装置

項 目	切 断 方 法	点 火 方 法
1. 補助ブースタ切断	セパレーションナット方式	延時管付スイッチ、内蔵電源
2. 第1段切断	ノイマン効果方式	地上点火 延時管付電気雷管
3. 開 頭	プッシャとスプリング	タイマ (MT ₃) と内蔵電源
4. 第2段切断	セパレーションナット方式	タイマ (MT ₂) 内蔵電源
5. 第3段切断	セパレーションナット方式	タイマ (MT ₃) 内蔵電源
6. 第4段切断	切断火薬と射出筒	タイマ (MT ₃ と MT ₄) コマンド、内蔵電源

(2) 補助ブースタ切断

補助ブースタはL-4S-2, L-3H-3号機以降のL型ロケットに取付けられている。この切断装置に要求されるおもな機能は次のとおりである。

イ) 補助ブースタの推力を主ロケットに伝達すること

ロ) 左右が同時に分離し、さらに主ロケットに及ぼす反動が少ないこと。

a 構造 M-1-1号機において8本の補助ブースタ取付けが好成績を収めているので、その切断機構をそのまま採用し、かつ、設計面で軽量、小型化を行なっている。概要は第2図のとおりである。

b 分離力 セパレーションナットに点火されると結合ボルトのナット側が取り除かれ、分離用スプリングと切欠いた形の頭部風圧とにより補助ブースタは分離する。この時の支点は図に示した回転フックで、この部分は横振れとねじれを拘束するが、分離方向の回転および軸方向の動きは最初から拘束していない。

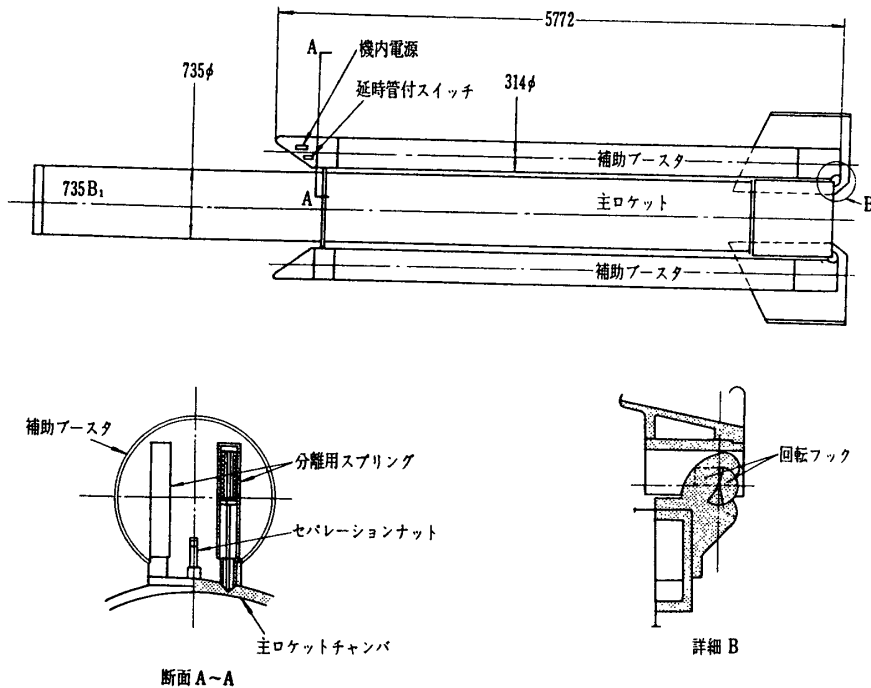
(3) 第1段切断

第1. 2段間の接手付近は飛しょう中、地上作業中いずれの場合も、大きな曲げ荷重のかかる部分であるため、切断部の構造も相当大掛りになる。

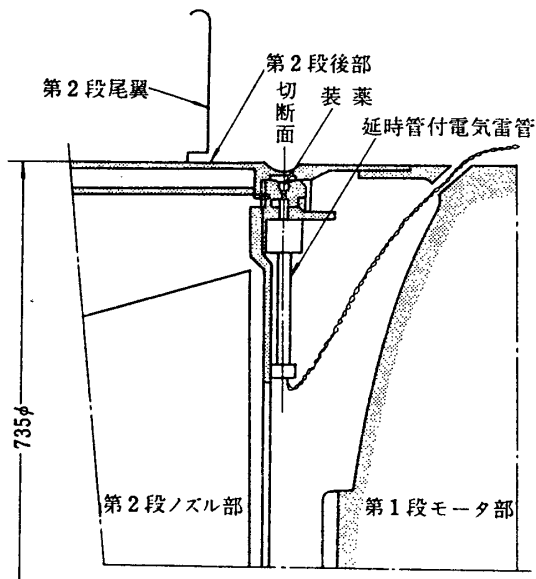
この切断機構として要求されることは次のとおりである。

① 1, 2段を十分強固に結合すること。

② 切断が順調に行なわれ、上段に異常な衝撃を与えぬこと。



第2図 補助ブースタ切離装置



第3図 第一段切断部

いる。

(4) 開頭

観測ロケットの大部分は空気の稀薄な高空でロケットの頭胴部の外壁を取り去り、内部の計測器を露出させる、いわゆる開頭式の頭胴部となっている。

この開頭方式にもいろいろな方法があるが、L-3H、L-4S用の開頭機構は第4図のごとく

a 構造

構造は第3図に示した。この切断方法は、L-2、L-3、L-3H、L-4Sのすべてのラムダロケットに採用されており、L-4S-3号機までにすでに11機が飛しょうしている。

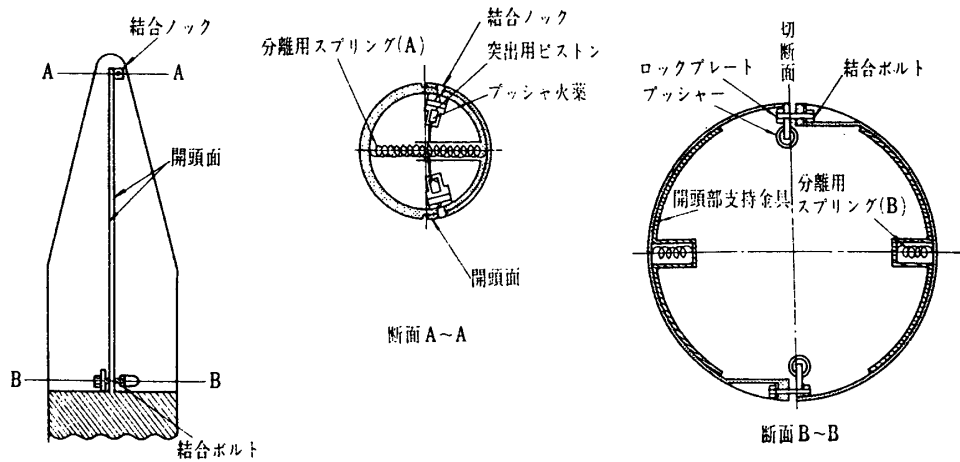
切断時に上段に与える縦衝撃が高いという点はあるが、切断は全機完全で信頼性の高い切断機構といえる。

b 分離力

切断の反動だけで十分の分離力を期待できる。

c 地上実験

L-2型の開発に際して、模型実験により基本的な資料を集め、これを実機に適用した。その後部分的改良のたび確認試験を実施して



第4図 開頭装置

である。

a 構造

この開頭機構はノーズコーンを二つ割りにする平行開頭方式である。すなわち、上下の分離用スプリングの力を調節して、外側へ平行に開頭させる。実際にはスピン運動があるため、スプリング力と遠心力とスピン速度とが合成された複雑な運動をする。

2枚の開頭片の結合は、第4図の断面A~A、B~Bに示した結合ノックと結合ボルトで行なわれている。

b 先端の結合・分離

第4図断面A~Aのなかでまず分離用スプリング(A)を特殊工具で縮めておき、開頭片を合せて結合ノックを左右各1本ずつ打込んで結合する。

分離の際はタイマーの信号でプッシャ火薬に点火されて突出し用ピストンが結合ノックを外側に突出す。結合ノックが取り除かれると分離用スプリングで開頭片は左右に押し分れる。

c 下側の結合分離

第4図断面B-Bにその構造を示した。まず先端部と同様にスプリング(B)を縮めておきロックプレートを介して結合ボルトを組付ける。分離の際はタイマーの信号で先端と同時刻に点火されプッシャが作動する。このプッシャの作動により、ロックプレートが駆動して結合ボルトからはずれ、分離力はスプリングが与えて結合が解かれる。

d 地上実験

試験は、2段階に分けて実施された。まず結合部の機構試験として静止状態で開頭させ、部品の機能を確認した。次にスピン状態で内部機器を搭載して試験をし、開頭片と機体との相互運動を観測した。この試験は内部構造の異なるL-3H、L-4Sの両者についてそれぞれ実施されている。

(5) 第2段切断

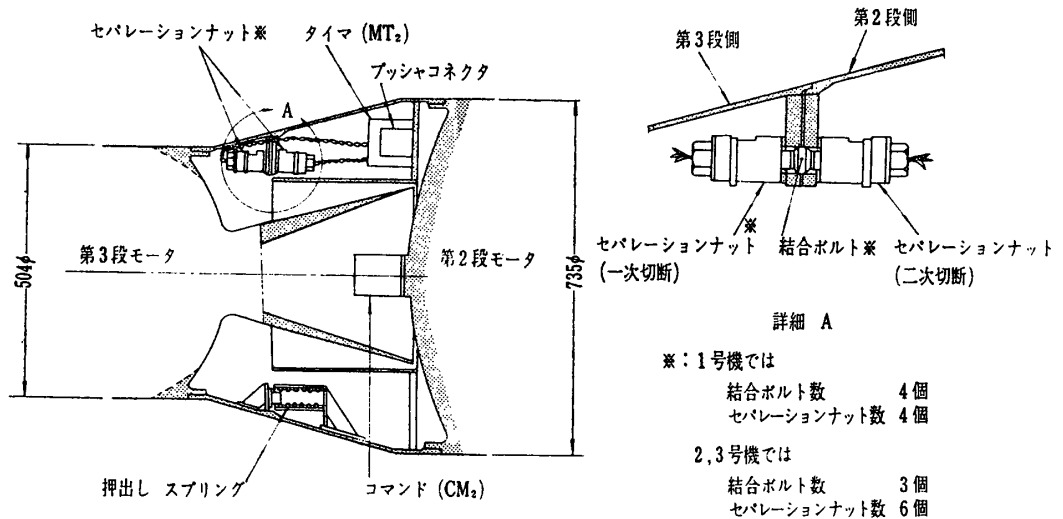
上段の切断装置に対する条件は以下に要約される。

(i) 観測器や姿勢制御装置に近いので、大きな衝撃を与えない。いわゆる「静かな切断」が要求される。

(ii) 高空での飛しょう安定のため機体には2~3c/sのスピンの下で、このスピンの下での切り離しである。

(iii) 切断による機体の分散を少なくする必要があり、また装置を小さくまとめ上げる必要がある。

各種の切断方式を比較検討した末、第5図に示すセパレーションナット方式が開発された。



第5図 第2, 3段間切断接手

a 構造

4S-1号機では、4か所をボルトで結合し、そのおのおのを片側1個のセパレーションナットで結合していたが後述のごとく2号機からは結合か所を3か所とし、そのおのおののボルトの両端をセパレーションナットで締める構造にしている。なお三組のスプリングが組込まれており、分離力を与える。

b 動作

タイマーからの信号によりナットが3個に割れてボルトからはずれることによって、2, 3段の結合が解かれ、三組のスプリングにより1g弱の加速度を伴った切り離しが行なわれる。両側のナットを同時に作動させ信頼性を向上させている。

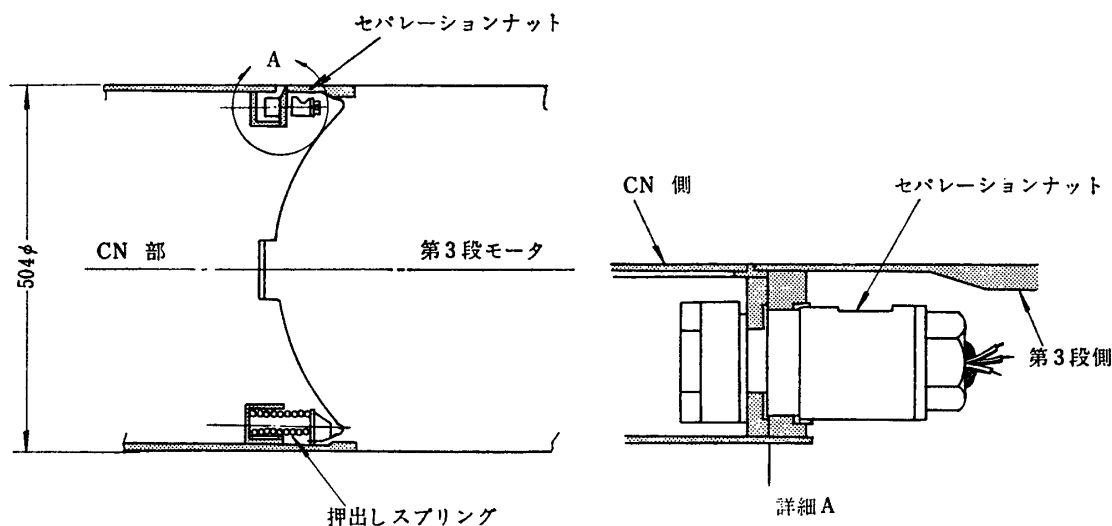
c 地上実験と実験成績

開発過程で破壊ボルトとセパレーションナット両方式の優劣判定の基礎実験、静止およびスピン状態における実機機構の試験等を行なった。通算数十回にのぼるセパレーションナット地上作動において1回も不具合はないが、4S-1号機では本切断装置の作動に不良があったと推定された。1号機ではボルトは4本、セパレーションナットは各ボルトに一組であったが、それを改造してボルトは直径を大きくして数を3本に減らし、ナットは各ボルトの両側に一組づつ計二組を配し、全体としての確実度を向上させた。4本結合から3本結合になったのにもなって、ボルトの大型化と、コーン部の局部補強が実施されている。改造後のL-4S-2, 3号, L-3H-3号はすべて満足すべき作動を行なっている。

(6) 第3段切断

要求機能として、i) スピン切断 ii) 静かな切断の 2 項が掲げられることは、第 2 段切断と全く同一である。このため、この切断機構も前段の切断と全く同一の構造とし、セパレーションナットによる切断方式を採用している。

前段の切断と異なる点はさらに上段であるため重量およびスペースの制約がより厳しくなっている。その構造を第 6 図に示す。



第 6 図 第 3 段姿勢制御部間切断接手

(7) 第 4 段切断

第 4 段の球形ロケット・エンジンと姿勢制御部間の切断接手で、地上司令のコマンドまたはタイマ (MT₃) で第 4 段エンジンと同時に点火で切断が行なわれ、エンジンは延時薬により 1 秒後に燃焼が開始される。本切断装置はやはり「スピン切断」と「静かな切断」が要求されることは同前であるが、特に軽量簡便で、押し出しの偏心が少ないことが要望される。このためここでは、射出筒方式が採用されている。

a 構造

切断薬を用いた射出筒方式で、カップ 6 型以来習熟していること、切断薬とノックの選定により上段の衝撃を低減することができること、プッシャ等の機能部品数が少なく、小型で簡明であること、押し出しの案内距離がとれることなどが採用理由である。姿勢制御部上部支持板に射出筒を取付け、その底に切断火薬収納皿が入る。射出筒の中にエンジンのノズルが入り、ノックピンで結合される。なお、後述のように 3 号機では振り止めのための回り止めノックとキー孔が設けられている。

b 動作

切断火薬が点火されると、収納皿の圧力が上昇してノックピンをせん断してノズルを押し出し、第 4 段を射出する。

c 地上実験と実験成績

切断薬量とノックピン強度の決定に必要な予備試験を経て、実機部品による作動試験がくり返し行なわれ、以後部分的改良のつど確認試験を実施してきた。1 号機では満足に作動し

たと判定されるが、2号機では正規作動前にピンが切れているとの結論がでた。これはデスピン時に異常なねじり力を受けたものと推定されたので、3号機では、これに対して改造をしてねじりに強いように回り止めノックとキー孔の組合せを新設して安全率20以上を確保し、なお切断用ピンも材質の硬いものを用いた。しかるに飛しょう試験の結果を詳細に吟味したところ、姿勢制御開始前にピンが切断していたものと考えられる。この機構はねじりに対しては十分の強度をもっているので切断は軸方向の力によるものと推定される。1号機において順調であったものが、3号機において不具合を生じたことについて原因の解明と対策に努力した。原因は第1段切断に伴う負の衝撃力と推定され、対策としては鋼の引抜きピン機構の追加という結論になったが、その概要は別報告に行なう。

3. む す び

切断接手は“結合は強固に、切り離しは容易に”というむずかしい要求の組合せで、設計上また現地作業上最も苦心するところである。地上試験では相似性をきめるのがむずかしい点もあり、4S型ではことに切断接手の数が多い。上述のように4Sと3Hの計6機の実験において4S型の場合において切断不良が3回発生したが、今後このようなことがないように努力を傾注している。

1968年10月31日 宇宙工学