

ラムダ・ミューエンジンの開発

秋葉 鎌二郎

1. はしがき

宇宙工学は宇宙時代という言葉の意味するように、時代の先端をいく科学の総合であると共に、また非常に発展のテンポが早いので新しいロケットエンジンの計画、設計、地上試験飛しょう実験の開発段階が常に先の時点を見通したうえでなさなければならない。

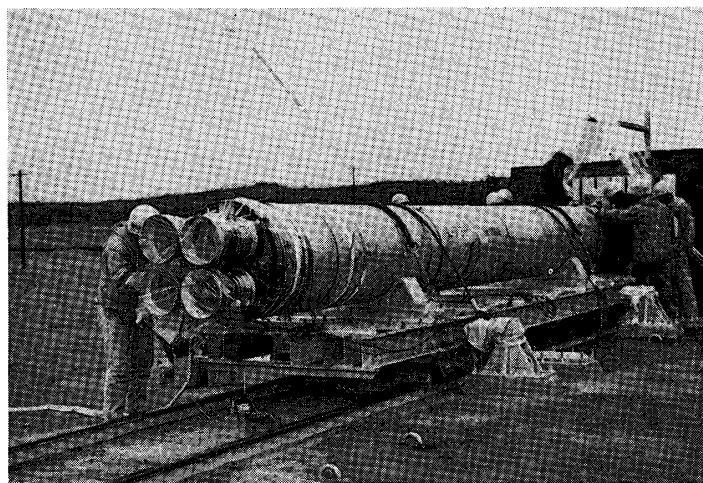
K-8 シリーズの次に SE 班が計画したものは、超高層多項目同時観測用大型ロケットとしての L シリーズであり、昭和 35 年の K-8 完成前に計画がなされ翌年 4 月には第 1 回地上試験がなされたのである。そして L の最初の飛しょう実験の行なわれた昭和 38 年には、L の次にくるものとして人工衛星打上げ能力を持つ M エンジンの計画が具体化しており、翌 39 年 1 月にはその第 1 回地上燃焼試験がなされていた。このように合理的なタイムスケジュールによって、はじめて常に観測の要求にマッチする飛しょう体を用意することができたのであるが、一方、2~3 年先の技術を見通すことは至難であるために、エンジンについていえば新技术をもり込んだ改良型の試験を行なう必要がでてきた。以下順を追って開発の概要を記述する。

1. L-2 用エンジン

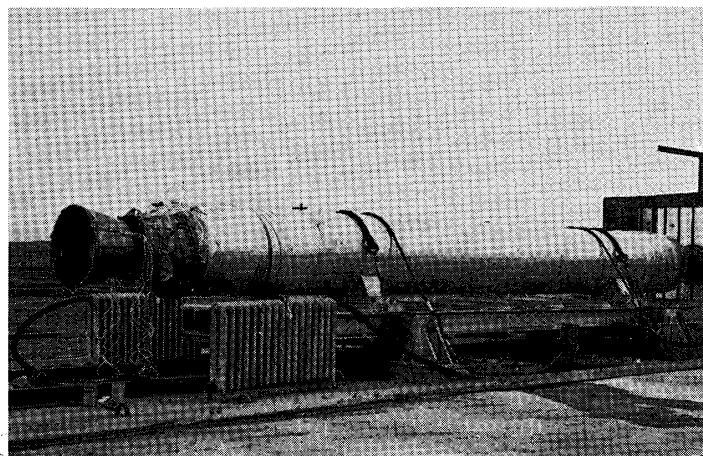
L エンジンは昭和 35 年に計画され直径 735ϕ 大型固体ロケットとして種々の問題を解決しなければならなかった。

まずチャンバについていえば 420ϕ サイズにおいて採用した高張力鋼の溶接によったが異なる点は溶接後の切削を行なわなかったこと、および 420ϕ まではノズルとチャンバ円筒部との結合はネジ結合であったが、 735ϕ では精度および組立の点を考慮しサークリップ結合を採用したことである。

エンジンの大型化に伴い、燃焼秒時が長くなるため、熱的問題は強制冷却を行なわない固体ロケットにとって設計上大きな問題となる。特にノズル近傍の流速の大きなところでの熱流入量は $200 \text{ cal/cm}^2 \text{ sec}$ 以上に達するところもあり設計上の一つの重要な点となっている。L-735 エンジンでは 4 ノズルを採用した。理由はスロート部に使用するグラファイトの大型のものが当時得られなかつたこと、および金属酸化物コーティングの断熱法では、1 ノズルより 4 ノズルの方が幾分重量的に有利であることからこの結論に達したのである。このエンジンは直径が同じで、長さが $1/9$, $1/3$, $2/3$, $3/3$ サイズのつづく 4 回の地上試験を経て飛しょう試験が、38 年 7 月、12 月、の 2 回行なわれた。飛しょう試験の際 4 ノズル特有の問題として高空に上昇した場合、ノズルが不足膨張となり、4 本のノズルからの噴出ガスがノズル出口より広がって出てぶつかり合いその中心部から逆にノズル取付部中心に向かう高温逆噴流となりこの部分に穴をあける可能性があった。実際の飛しょう試験では種々のデータ [1] よりこの部分の熱伝達量を推測し断熱材を塗付することにより事なきを得た。



第 1 図



第 2 図

L-2 の 2 段目エンジンは K-9 M の 420 ブースタと内部設計は全く同じであるが高空用および 2 段用内として短かくて膨張比の大きくとれるベル型ノズルを採用した。また飛しょう安定の方の要求から安定のため強制スピンを与えるため出口にベインをつけた。

2. L-用エンジン

L-3 は 3 段式で 1,000 km の高度をねらうものとして計画されたものであるが、一方 M 用エンジンに使用する推進薬の研究が進んできたので、その開発段階にのるものとして、L 改良型エンジンが完成される見通しがつき、これを L-3 に使用することにきめた。L-735 改良型は旧 735 エンジンとは外径とかチャンバ長さは全く同じであるが推進薬の性能の改良、充填率の改善のほかいくつかの改良が施された。まず旧 735 開発時以後ノズル金属壁を保護するためのガラスクロス基材フェノール樹脂アブレーション断熱材が進歩し、このサイズの大型ノズルにまで使用されることになった。また、グラファイトインサートも大型良質のものが得られるようになり、4 ノズルをやめ 1 ノズルとし軽量化と共に構造の単純化をは

かった。また、ノズル取付部もサークリップからボルト結合とし組立作業を容易にした。また L-2-1 で main の不点火があって以来点火薬に改良が加えられ、L-3 においては改良型を全面的に採用した。

L-3 2段目は推進薬は改めたが外形は旧型とほとんど同じであった。

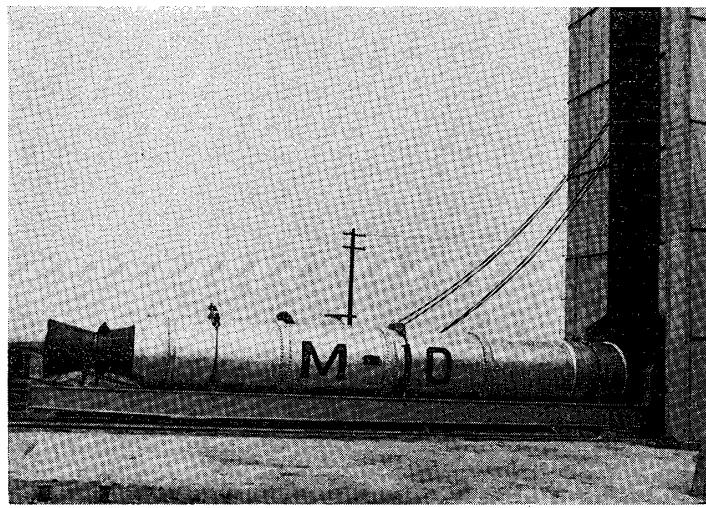
L-3 3段目としては K-250 サイズとする案もあったが真空における安定性および推進薬充填率の向上を考え直径 420φ 長さ約 2m の初めて Spin 安定のみに頼るずんぐりした形とした。チャンバもまた現在における最高の抗張力鋼 HT-150, 200 を採用した。ノズルは2段目同様ベル型である。



第3図

3. M エンジン

M は4段式ロケットとして完成されることとなりそのエンジンを下から順に M-10, 20, 30, 40 と名づけている。現在そのうち M-20 および 10 がだいだい完成している段階である。



第4図

M-10, 20 は直径は共に $1,400\phi$ (内径) であるが長さは後者が前者の約 $1/3$ である。

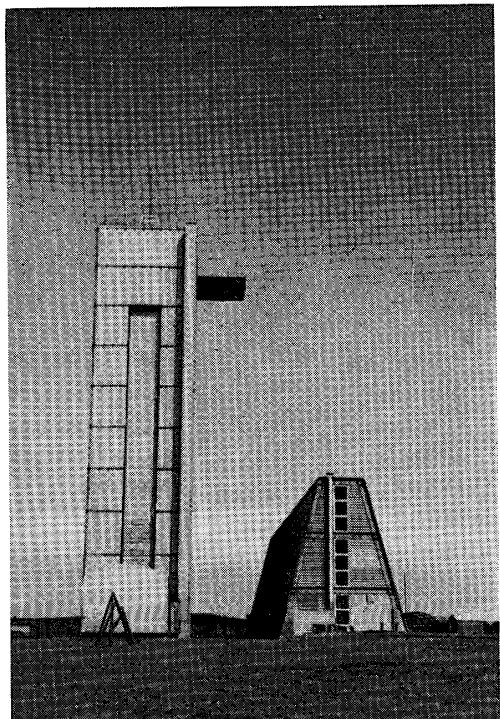
M 系の第1回地上試験は M-20 であり 10 の予備テストも兼ね、昭和39年3月 NTC で行なわれた。もちろん内部設計は 10 と異なったものであるが、そのほか、ノズルは大型のものとしては最初の埋没型式とした。すなわちノズルインサート部分はチャンバ内にありスカート部分のみ外部に出ている型でこれにより段間の結合長さを少なくすると共にノズル近傍燃焼室壁にそう流速が少なくなるために熱対策が容易になるのである。

M-20 の L と大きく異なる点はセグメント方式の採用である。すなわちエンジンは長さ方向にいくつかに分解されたセグメントとして、実験場に運ばれ、ここで各セグメントをつないで一つのエンジンを完成する。このやり方の長所としては輸送が容易であることエンジンの填薬に大きな設備が工場において不要となることがあげられるが、一方セグメント結合部構造のため重量が増加すること、セグメント結合部構造として信頼性があり組立作業が容易なものを考案する必要があること、および現地作業が長びくなどの短所もある。そこで設計に当ってはこれらの点を考慮して適当なセグメント数を決定する必要がある。第1回 M-10 地上試験の場合は便宜的にノズル側および前側の短かいセグメントを含み 6 セグメントとした。このセグメント結合部構造はボルト結合とし、M-20 エンジン地上試験の時に前側およびノズル側鏡板部について適用しチェックがなされたが現地における組立は行なわれず工場内でなされた。したがって M-10 第1回地上燃焼試験は、現地組立による初のセグメント地上試験であり、このために NTC は高さ 20 m の縦型組立塔、転倒台車その他組立作業に必要な諸施設、設備が設けられた。組立作業の概略順序は搬入→組立準備→垂直組立→転倒台車とりつけ→転倒水平セット→燃焼試験となる。

M-10 エンジンは第1段ブースタであるので M-20 のような埋没式ノズルは採用しなかった。内部構造について従来の大型エンジンと異なった点は従来は侵食燃焼によるノズル側チャンバ壁の早期露出を防ぐためこの部分に低燃速推薬をつめていたのを、M-10 では同種推薬を用いセグメント構造であることを利用し、長さ方向に流路形状をかえることにより、推力を大きくし、しかも推薬の占積率を高くとることができた。

第1回目の試験ではチャンバが普通鋼によることのほかは飛しょうに供するものと全く同じであった。

昭和40年5月29日の第1回燃焼試験は宇宙研發以来初の大型地上試験で噴射ガスの諸特性とか、生研、地震研の参加による地震測定等従来に比しかなり多種のデータをとり無事完了することができた。第1回エンジン試験の燃焼は正常で構造的にも満足な結果が得られたが、なお慎重を



第5図

期し、M-10 エンジンは本年後半飛しょう用の軽量チャンバを用いたものの燃焼試験を行う予定である。

参考文献

- [1] Goethert B.H. "Base Flow Characteristics of Missiles with Cluster—Rocket Exhausts" Aerospace Eng. March 1961
- [2] 秋葉: ラムダ 735 型エンジンの開発 生産研究 第 15巻第 7号
- [3] 秋葉: ラムダ 735 型改良エンジンについて 生産研究 第 16巻第 11号
- [4] 秋葉: ミューエンジンの開発 生産研究 第 16巻第 11号