

ラムダ 735 型 エンジンの開発

秋 葉 鏡 二 郎

生研において開発したロケットエンジンは、その直径をもってエンジンの名称としてきているが、L-735 もその名称通り直径が 735φ で第 1 表の諸元を有するラムダシリーズの第 1 段ブースタとなるものである。現在まで飛しょうに用いられた最大の K-8, 9 用 420φ ブースタとの比較においても、また現在国際的にみた観測ロケットの標準からしても、かなり大型エンジンの部に属する。したがってこの開発は大型固体ロケットエンジンの開発という意味でさらに大型の Mu ブースタの可能性に対しても大きな意義をもっている。大型固体ロケットの開発は、各国とも比較的最近になり力を入れてきている段階で、大型化に伴い解決せねばならぬ問題が非常に多い。

第 1 に問題となるのは、燃焼が安定に行なわれるか否かである。燃焼不安定の原因としては、いくつかの種類があげられるが、そのいずれも完全に理論的に解明されている段階でないで、最終的には実物の地上燃焼によって安定に燃焼することを確かめねばならない。特にエンジン内ガスに、強烈な音響振動を生ずるいわゆる振動燃焼の生起の予測は困難である。したがって、その推奨の選定や、形状設計は定性的ないしは半経験的な理論をよりどころにして、一歩一歩スケールアップを行なうて、目的の大型エンジンをつくるのが現在の開発方法である。われわれは L-735 エンジンの開発で第 1 表に示す 1/9, 1/3, 2/3, 3/3 の 4 段階をふんだ。

構造についていえば、第 1 に大型の燃焼室の製作で、現在のところ、この大きさのエンジンは大部分高張力鋼板の溶接で作られており、L-735 も日本製鋼の HT-100 を新三菱重工 K K 神戸造船所で溶接して作られている。材質溶接上の問題については、文献を参照されたい。溶接後燃焼室の内外径を機械加工で仕上げなかった点は 420φ エンジンと製造上大きく異なる点であった。

ロケットの大型化は必然的に燃焼秒時が長くなるという結果を伴う。このことは特に熱流入量の大きなノズルに関し、普通これを冷却しない固体ロケットにとって大問題である。燃焼秒時は普通エンジン直径によって大体決まってしまうから、直径が同じで長さが 1/n という段階をふんで、地上テストを行なうことは、この方面からも十分意義がある。現在固体ロケットのノズルまわりの熱対策としては、ノズル内ガス流よりの熱流入をさまたげるため、内壁面に断熱材を用いる。それでもなお熱流入量の大きなスロート部には熱容量のある熱伝導性のよ

い材料（たいていはグラファイト）で極度の温度上昇をさける方法がとられる。

L-735 に関して従来の Kappa シリーズエンジンと外観上最も異なる点は 4 ノズル構造である。1 ノズルと多数ノズルと、いずれが有利かはいちはいにはいえない。ノズル重量についても、単に強度的な考慮よりすれば、N 箇ノズルの場合 $1/\sqrt{N}$ となるが、実際には熱的な面からの考慮を払わねばならないので両者とも大差がなくなる。多数ノズルの場合 1 箇のノズルが小さくなるので、ノズル素材特にスロート部グラファイトが小さくてすむことは、特に大型良質のグラファイトが得がたい現在一つの利点であった。一方主として飛しょう中の問題であるが、4 ノズルではノズルが不足膨張状態の場合噴出ガスが互いにぶつかり合い、逆にノズル側鏡板の中心部に向かう逆噴流を生ずるので、この部分に断熱対策をしなければならぬ欠点もある。地上テストにおいても各ノズルの円周にわたり、熱的に異なった状態が測定されたのは後述のとおりである。

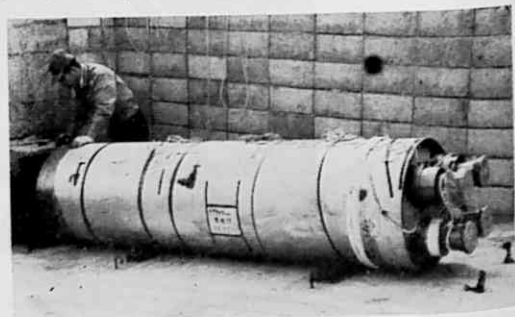
以下、L-735^{1/9}, ^{1/3}, ^{2/3}, ^{3/3} の実験の概略をのべる。なお第 1 表にこれら実験用エンジンの諸元を併記する。

第 1 表

	L-735 ^{1/9}	L-735 ^{1/3}	L-735 ^{2/3}	L-735 ^{3/3}
直 径 (mm)	735	735	735	735
長 さ (m)	1.3	3.4	5.4	7.9
重 量 (ton)	—	2.0	3.1	4.5
平均推力 (ton)	4.7	14(推定)	28	40

1. L-735^{1/9}

昭和 36 年 4 月 23 日、Lambda 系エンジンの第 1 回テストとして、秋田県道川の旧 420φ エンジンのテスト

第 1 図 L-735^{1/9}

スタンドを改造して地上燃焼試験を行なった。

天気 晴, 温度 19°C, 薬温 20°C, 気圧 1012 mb

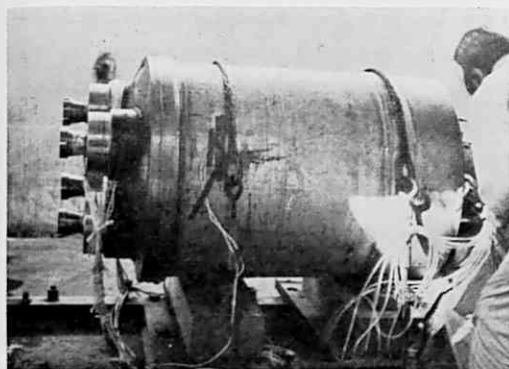
測定項目

内圧, 内圧振動, 壁温, 歪, 振動, 高速度カメラによる撮影

(測定方法は 2/3 の項目参照)

2. L-735^{1/2}

実験によってさらに検討すべき箇所が発見されたので L-735 の 1/9 のテストを昭和 36 年 2 月 18 日川越プリンス自動車工業 KK のテストスタンドで実施した。



第 2 図 L-735^{1/2}

実験の条件

天気 晴, 薬温 15°C

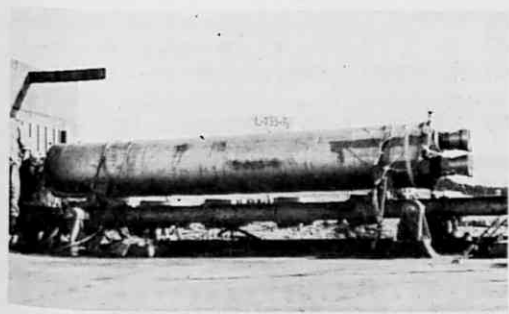
測定項目

内圧, 内圧振動, 推力, ノズル温度, 振動, 撮影

3. L-735^{2/3}

1/3, 1/9 の実験結果に検討を加え, 設計を行なった。ノズル末広部材料は, 1/9 結果にかんがみ, 四つのノズルともに材料, 構造の異なるものをつくり, 実験結果を比較し 2/3 の設計資料とした。すなわち, その対角上の一対はアブレーション冷却により, 他の一対は金属酸化物コーティングによるものであった。

地上燃焼試験は昭和 37 年 3 月 31 日秋田県道川に新設された LM テストスタンド(本誌 155 ページ参照)で行なわれた。



第 3 図 L-735^{2/3}

実験の条件

天候 晴, 気圧 1022 mb, 気温 11°C, 薬温 20°C

計測項目および方法

1) 内圧 通常の抵抗線歪計型内圧計³⁾による。増幅を数 kc のキャリアを用いて行なうので, 振動的内圧は記録できない。

2) 振動内圧 上と同じ型の抵抗線型内圧 PU を用いるが, 増幅にキャリアを用いず, ゲージ電圧を直流とし, 出力を RC 結合の増幅器で増幅後, さらにそれぞれ通過帯域の異なる 4 チャンネルの増幅器を通した後, 検波し電磁オシロに記録させる⁴⁾。なお容量型内圧計により直流分と振動分を同時にとる方法もとられた。この場合記録はブラウン管撮影による。

3) 推力 圧縮円筒に抵抗線ゲージをつけたものを使用した。この場合設計上に問題があり精度に多少疑問があった。これについては推力計の項(本誌 56 ページ)を参照されたい。

4) 温度 ノズル付近は Ni-NiCr 0.5φ 熱電対で計 32 点をスキヤナで切り換え, チョッパー増幅器を通じ, 電磁オシロに記録した。他に燃焼室上 8 点をサーミスタにより測定した。

5) 歪・振動 燃焼室の軸方向円周方向および溶接部の歪を通常の抵抗線歪計(新興通信 DS 6-RX)で測定した。

またテレバイプロ(明石製作所), チタバリ加速度計(リオン, ブリュウエル)抵抗線加速度計(新興通信)でロケットエンジンテストベンチの振動を測定した。記録はペンレコーダ, テープレコーダ, 電磁オシロによる。

6) 光学観測 高速度カメラ(Fastax で 500 f/s, 点火より 9 秒まで)および 16 mm(全燃焼時間中)で, ノズル近傍および全体を撮影。

7) その他燃焼音をテープレコーダに, また騒音計で約 200 m はなれた場所での燃焼音をとった。

実験結果

全燃焼秒時にわたり, だいたいにおいて正常な燃焼が行なわれた。また構造的にも十分満足がゆくもので, ノズル構造に関しては有用なデータが得られた。

計測は非常に測定点数が多く, またテストスタンドと計測室までの距離が 100 m 以上あるので, 相互干渉とか雑音除去のため非常に苦心が払われたが, 結果は各計測器とも良いデータをとることができた。

4. L-735^{3/3}

L-735^{3/3} はほとんどそのまま L-2 の第 1 段ブースタとなるものである。2/3 までの実験結果をとり入れて各部を設計した。構造的にはノズルが大きくなるので, ノズル側の鏡板の厚みを応力集中を考慮し増した。また, ノズルは 2/3 の結果から最も信頼性の高いものをえらびコーティング材料の比較として 2 種類のノズルを用いた。

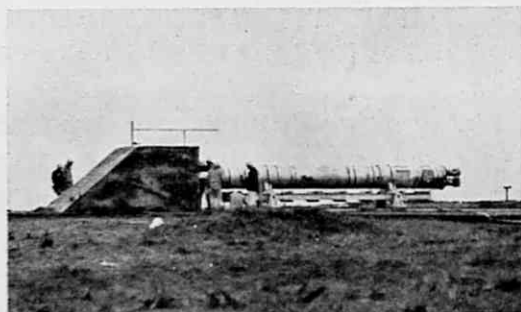
この地上試験は秋田県道川実験場が使用できなくなったために、至急昭和37年夏より秋田県能代市浜浅内海岸に新 LM テストスタンドの建設を始め、同年 10 月 29 日無事実験を行なうことができた。

実験の条件

天気 小雨, 気温 15.5°C, 葉温 22°C

計測項目および方法

- 1) 内圧 測定法は $\frac{2}{3}$ と同様。
- 2) 振動内圧 $\frac{2}{3}$ と同様の方法によるものと、直接広帯域増幅器を通じテープレコーダに記録する方法を併用した。
- 3) 推力 $\frac{2}{3}$ のとき以後検討を加え、新しいものを製作し $\pm 1.5\%$ の精度で測定可能となった。
- 4) 温度 $\frac{2}{3}$ と同じ。ただし熱電対による測定点は 44 点。
- 5) 振動・歪 $\frac{2}{3}$ のときと同様の方法による。
- 6) 噴出ガス輝度 初めての試みとして噴出ガスの輝度を CdS を変換器としてペンレコーダに記録した。
- 7) 光学観測 Fastax および 16H 高速度カメラをシリーズに作動させ、全燃焼時間撮影可能とした。撮影速度 500 f/sec. また Bell & Howell で長焦点レンズ



テストスタンドとエンジン



燃焼試験中

第 4 図 L-735 $\frac{2}{3}$

を用いて 24 f/sec で撮影。

実験結果

燃焼実験の結果は L-735 $\frac{2}{3}$ エンジンが燃焼、構造ともに十分実用になるものであることを示した。

燃焼についていえば、内圧を第 5 図に示すようにほしい設計値を示した。

だいたいいおいて、燃焼後の所見を加味しても、燃焼は正常で構造上も満足な結果が得られた。

結 び

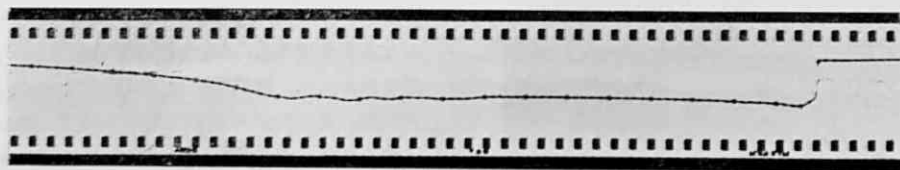
以上 L-735 エンジンの開発を順をおって述べた。われわれは現在これら 4 回の地上試験の結果、ほとんどそのまま L-2 用のブースタとして用いられることを確かめることができた。もちろん細部にわたっては、まだ問題が残ってはいるが、現在までのわれわれのロケットエンジン開発の歴史をふりかえってみても、また世界における大型ブースタ開発の現状をみても、飛しょうに供するエンジンについて徐々に解決してゆける問題であると信ずる。

終わりに、地上実験にあたって協力していただいたプリンス自動車工業 K K (内圧, 内圧振動, 推力測定), 松下通信工業 K K (温度測定) に、またエンジン製作に当たっては、日本製鋼所, 三菱重工 K K 神戸造船所, プリンス自動車工業 K K, 帝国火工品 K K 各会社の技術陣の協力を生研 S E 研究班を代表して感謝する次第である。

(1963 年 5 月 10 日受理)

文 献

- 1) 安藤良夫, 機械学会誌, 65-523 1159 (昭 37-8)
- 2) 森大吉郎, L-735 $\frac{2}{3}$ チャンバ強度剛性の考察, SE レポート
- 3) 戸田康明, 生産研究 9-3 82 (昭 32-3)
- 4) Wachi, H., Suzuki, M. and Ueno, Z. Proc. of the 3rd ISRA, Yokendo. 319 (1962)
- 5) L-735 $\frac{2}{3}$ ロケットモータ地上燃焼試験報告 PM 研究報告 第 22 号
- 6) L-735 $\frac{2}{3}$ 型ロケットモータ地上燃焼試験報告 PM 研究報告 第 42 号
- 7) L-735 $\frac{2}{3}$ 型ロケットモータ地上燃焼試験報告 PM 研究報告 第 110 号
- 8) Lambda-Rocket Full Size Engine 地上燃焼実験温度測定結果報告, 松下通信工業, 研究工事番号 21, 74
- 9) L-735 $\frac{2}{3}$ 地上燃焼試験温度計測速報, 松下通信工業報告
- 10) 森研究室, L-735 $\frac{2}{3}$ 地上試験の振動測定, SE レポート
- 11) 同 上, L-735 $\frac{2}{3}$ 地上試験の歪測定, SE レポート
- 12) 糸川研究室, L-735 $\frac{2}{3}$ 地上実験フレーム計測結果, SE レポート
- 13) 秋葉研究室, L-735 $\frac{2}{3}$ 温度計測結果, SE レポート



第 5 図