

# カ ヱ パ 8L 型 1 号 機 に つ い て

森 大 吉 郎・野 村 民 也

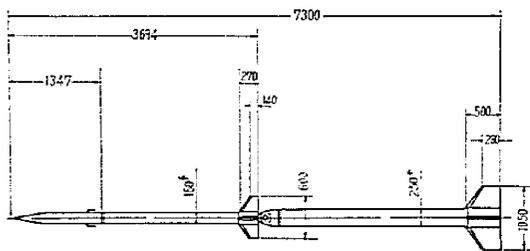
## 1. 8L 型 の 計 器

カ ヱ パ 6H 型は昭和 35 年 9 月に完成した搭載計器重量 12 kg, 最高高度 70~90 km のロケットであるが, 8 型の性能向上機として 9M 型が計画され始めたのと平行して, 6H 型を性能向上して 8L 型を計画することが討議決定されたのは, 昭和 36 年 9 月である. そして 8L は 6H の改良型としてのほかに, 9M 開発のモデル機としての意義をもつこととなった.

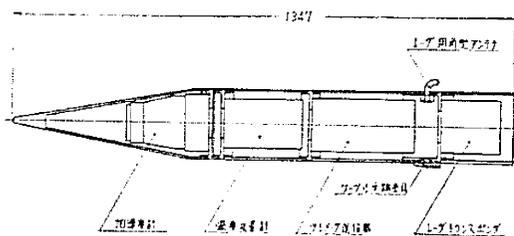
性能向上の方針は

- (1) 全長・重量・主要外形・計器搭載重量は 6H 型と同一とする.
- (2) 推進は新推進を用いる.
- (3) 空力的外形は接手部以外には大きな変化はないが, 性能向上に伴い若干の寸法変更を行なう.
- (4) 全部分にわたって構造の軽量化と合理化を図る.

通算 5 回の設計会議を経て, 昭和 37 年 2 月に第 1 図の外形をもつ機体の設計が完了した. 計測器配置を第 2 図に示す. この間において上記 (2) に関してはメイン・ブースタ両エンジンに新推進を用いることとし, その地上試験が順次実施された. (3) に関しては接手部を半円錐形式としたため, メイン尾翼部までをつかむ切換構造がなくなり, また翼取付部の断面形状は凹凸のな



第 1 図 K-8L-2 号機



第 2 図 K-8L-1 号機計器配置図

い円筒状となった. (4) に関しては構造強度 (本誌 47 ページ) に記されたように, 翼・チャンバ・翼取付部・ノズル・接手などの各部にわたって重量の軽量化と構造形式の合理化が進められ, 各部品につき強度・剛性・熱試験が行なわれた. その結果性能向上に伴う動圧・加熱の増大が予想されるにもかかわらず, かなりの重量軽減を実現することができた.

以上の性能向上の計画に伴って, 実施された各種地上試験の成果をまとめて, 小型機 RT-150, HT-150 により推進・空力性能・加熱・動圧に関する模型試験が, それぞれ昭和 36 年 12 月および 37 年 3 月に実施された. 小型ロケットの項を参照されたい.

8L の要目は下記のとおりである.

全長: 7,300 mm, 全重量: 48 kg

メイン重量: 92 kg, 搭載計器重量: 12 kg

搭載計器: テレメータ送信機, レーダトランスポンダ, 加速度計, 減速度計, 横加速度計, 温度計, 歪計

最大加速度: ブースタ 24 g, メイン 43 g,

ブースタ燃焼終了: 7.2 秒, メイン燃焼時間: 5.3 秒

切離し: 7.5 秒

## 2. 飛 しょう 試 験

実験場所: 鹿児島宇宙空間観測所

飛しょう日時: 昭和 37 年 8 月 23 日, 16.15 JST

発射角: 80°, 地上風: E 0 m/s, 気温: 30°C.

最高高度: 173 km, 水平距離: 160 km.

飛しょう時間: 420 sec.

メイン・ロケットの燃焼中期に spiral 運動をした以外には, エンジン燃焼と機体の飛しょうは正常で, 発射後 195 秒で最高高度 173 km に達し, 6H 型に比較して格段の性能向上が実現した.

レーダ装置は約 270 秒まで追跡した. テレメータ装置は全飛しょう時間にわたり, 加速度・歪・温度を測定した.

機体表面の測定点の最高温度は 400°C に達している. ブースタ・ロケットは燃焼後海面に落下浮遊したので, 巡視船と地元漁船の協力をえて回収することができたがこれは珍しい貴重な収穫であった.

本機は新実験場 KSC でののはじめての 2 段ロケットの実験である. (1963 年 5 月 2 日受理)