

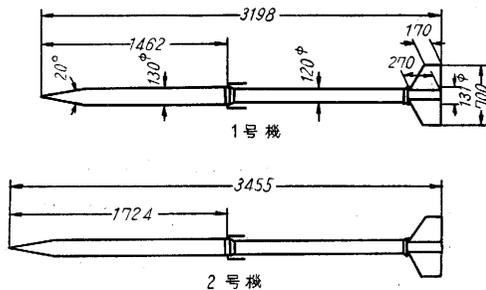
シグマ3型ロケット

戸田 康明

1. 概要

シグマ3型ロケットは1959年秋のロクーン実験に使用するために設計・製作された、いわゆる122S型ロケットである。ロクーンロケットは空気密度の低い高空で飛しょうするので質量比の利き方が顕著であるから、到達高度を目標とする場合には機体をできる限り軽量化すべきである。しかしシグマ3型ロケットはロケット・モータの確実な燃焼、ロケットの正常な飛しょうを第1の目的とし、飛しょう高度の点は第二義と見なして設計した。

モータ部外径120φの122型ロケットは、ロクーン用として開発されたもので、1957年のシグマ1型は推葉長さ750mm、1958年のシグマ2型は推葉長さ1,500mmであり、今回のシグマ3型は、シグマ2型と推葉長さは同一であるが、ダブル・ベース推葉から、コンボ

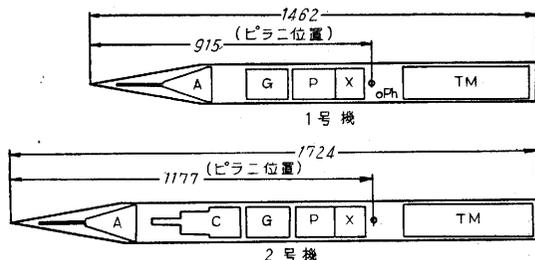


第1図 シグマ3型外観図

ジット推葉に替えられている。シグマ3型ロケットの外観は第1図に示すが、その主要構造としては、ノーズ・コーンは強化プラスチック、チャンバーはジュラルミン、尾翼は4mm厚無垢のジュラルミン製である。モータ部先端についているフックに気球から吊り下がっている環がかかり、零長発射が支障なく行なわれるように設計されており、発射角は約80度である。

2. 搭載計器

シグマ3型はロクーン飛しょうテスト用ロケットであるから、ロケットに搭載する計器は観測は従とし、ロケットの運動を解析するのを目的として選定された。1号機はジャイロスコープとスピンメータ、加速度計および気圧計を搭載し、ロケットの下に吊りしてある吊下げ計器を切り落とした際のロケットの揺動、揺動の発射時まで



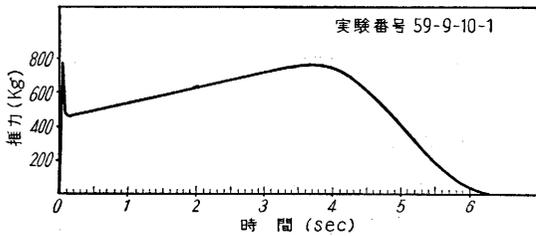
A: アンテナ G: ジャイロ P: 圧力計
X: 加速度計 Ph: スピンメータ
TM: テレメータ C: 宇宙線計測器

第2図 シグマ3型計器配置図

の減衰、発射後の運動への揺動の影響、また飛しょう中のピッチング・ローリング、ロケット・モータの燃焼状態等の測定を目的とした。2号機はスピン・メータの代わりに宇宙線計測器を搭載した。これら諸計器はロケット胴部に、テレメータはそれ自体気密化され、また外面の磨かれた鋼板製テレメータ室へ装填され、さらにアンテナは強化プラスチック製ノーズ・コーンの最先端部に内蔵された。これら計器の配置の概要を第2図に示す。

3. ロケット・モータ

1958年IGYのロクーン実験において1号機が推葉の過冷によるチャフingを起こし、完全な飛しょうが行なわれなかったため、別稿にあるように、ロクーンの気球上昇中におけるロケット推葉の温度問題が重要な課題となり、1959年度はこの基礎実験がなされたわけである。この基礎実験によりロケット・モータ部にポリエチレン・カバーをかければ、推葉は20~25°Cに保たれることが分かり、推葉温度問題は解決した。シグマ3型用としてはロケット・モータの最も確実な燃焼を期待して、数多くの地上燃焼実験ののち、1958年122アンテナ試験機として秋田・道川実験場で飛しょうテストを行ない、十分に確実な推葉として認められたコンボジット推葉を用いることに決定した。コンボジット推葉が温度感度の低い点もロクーン用ロケット推葉として見逃せぬ特長である。推葉は星型内面燃焼型式で、燃焼時間6.2秒、平均推力527kgである。地上燃焼実験の結果は第3図に示す。なお遅延イグナイタの秒時は16.8秒である。ロクーン・ロケットは地上約20kmの高空で正常な燃焼を行なわねばならない。推葉がいったん燃焼



第 3 図 シグマ 3 型地上燃焼実験結果 時間—推力曲線

を開始すれば周囲の低圧であることにより燃焼が不完全になることはないが、点火現象に低圧の影響があるかも知れないので、減圧着火実験を行なうことになっていたが、期日の問題で今回の実験には間にあわなかった。したがって、今回の飛しょう実験に際しては、ロケット・モータ内を気密にして、点火は地上と同じ圧力下で行なわせるようにした。青森の実験場において飛しょう前日 1, 2 号機とも気密テストを行なった結果、ロケット・モータ内を 1 気圧加圧して以後 10 分間に 0.02 気圧程度の洩れが実測されたが、これは実用上まったく問題のない程度であった。なお第 3 図の推力曲線のイニシャル・ピークは、ノズル、閉塞栓の接着の影響が現われたものである。

4. 重量・重心位置・慣性モーメントおよび検査成績

シグマ 3 型 1, 2 号機の重量・重心位置・慣性モー

メント等を第 1 表に示す。製作期日の関係で完成機につい

第 1 表 シグマ 3 型の実測結果

	1 号 機	2 号 機
全 重 量	45.15 kg	47.31 kg
重 心 位 置 (燃 焼 前)	1941mm 60.7%	2130mm 61.6%
慣性モーメント (燃 焼 前)	2.93 kg-m-sec ²	3.48 kg-m-sec ²
計 器 重 量	7.5 kg	9.1 kg

ての計測が行なえなかったので、頭胴部は 9 月 15 日明星電気目黒研究所で、モータ、尾翼部は 9 月 17 日富士精密川越実験所で別々に測定し、それらより算出したものである。また 9 月 12 日富士精密組立工場において最終検査を行なったが、その概要は次のとおりで、飛しょう分散を減らすために、工作・組立上の誤差は非常に小さくしてある。

- (1) ロケット全体の偏芯は 2 号機で 0.1 mm
- (2) ノズル偏角は 1/1,500 ラジアン程度
- (3) 尾翼取付け誤差は 1/600 ラジアン程度

終わりに、本ロケットの完成に終始設計研究上の改良に努力した当富士精密工業株式会社 航空事業部 技術一課長板橋宗雄、五代富文、技術三課長 加志村徳次郎、正木健二、ならびに推奨関係者の労苦に敬意を表する。

(1960. 1. 20)

シグマ 3 型 ロケットの飛しょう性能

玉 木 章 夫・広 沢 曄 夫

昭和 34 年 10 月のロクーン実験に用いられたシグマ 3 型ロケットの上昇高度を推定するために行なった計算結果について報告する。

1. ロケットの性能計算

ロケットの全飛しょう時間にわたって、その加速度、速度、飛しょう径路などを計算する方法として、ここでは秋葉、広沢等¹⁾によって報告された図式解法を用いた。これは、ロケットの中心軸が常にロケットの進行方向を向いている(迎角が 0 である)として、ロケットが推力、空気抵抗および重力の作用の下に運動する場合の運動方程式を、重量および推力の時間的变化、空気密度の高度による変化、抵抗係数のマッハ数による変化を考慮に入れながら、発射時刻から出発して、step-by-step に図式に解く方法である。

計算の基礎になる数値はつぎのとおりである。

(i) ロケットの発射高度はシグマ 3 型 1 号機と同じく 18.2 km とした。

(ii) 推力対時間曲線としては、本誌中の戸田²⁾の報告に示された地上試験結果を用いたが、ロクーン・ロケットが気圧の低い高空で作動することから、各時刻の推力に圧力による推力増加

$$\Delta T = A_E(p_0 - p_z)$$

を付け加えた。ただし A_E はノズル出口断面積、 p_0 は地上の気圧、 p_z は高度 z における気圧である。 ΔT はロケットの高度によって変わるが、燃焼中の高度変化が小さいことから一定と見なし、発射時の高度 (18.2 km) に対する値を用いることとし、各時刻の推力に一樣に

$$\Delta T = 48.4 \text{ kg}$$

を付け加えた。