

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

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変化、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。

(iii) ロケットの初期重量を 45.15 kg (1号機の値) とした。推進の燃焼による重量変化は、各時刻において単位時間当りの重量減少が地上試験の推力に比例するとして算出した。

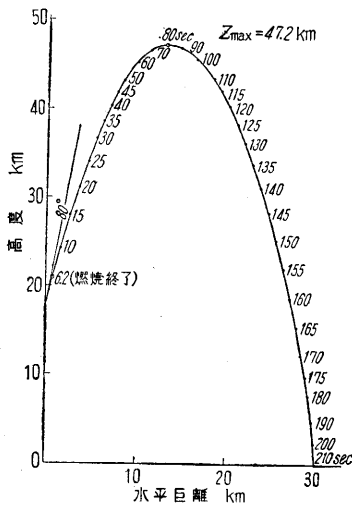
(iv) 発射角は水平より 80° とした。ただしロクーンはいわゆる零長発射であるから、発射の瞬間に頭下げが起こる。この頭下げの角度 $\Delta\theta_0$ は、ロケットが推力と重力とを合成した方向に飛び出すと考えれば容易に計算できて、つぎの式で与えられる³⁾。

$$\Delta\theta_0 = (W_0/T_0) \cos \theta_0$$

ここに θ_0 は発射角、 W_0 は初期重量、 T_0 は初期推力である。推力は点火後 0.05 sec の間に 0 から尖頭値 795 kg まで上昇するので、 T_0 のとり方にはいくらか随意性があるが、ここでは尖頭値の半分として $T_0 = 400$ kg とした。これによって、 $\Delta\theta_0 = 1^\circ 07'$ となる。

(v) 抵抗係数としては、このロケットの原型である K-122 S 機の値 (文献 1) 第 4 図) を用いた。この抵抗係数は低速風洞試験⁴⁾ の抵抗係数にマッハ数の影響をあらわす係数をかけたものである。エンジンの燃焼中は底面抵抗がはたらかないことから、簡単のためすべてのマッハ数において一様に 0.2 を引いたものを用いた。

第 1 図にロケットの飛しょう径路 (水平距離と高度と



第 1 図

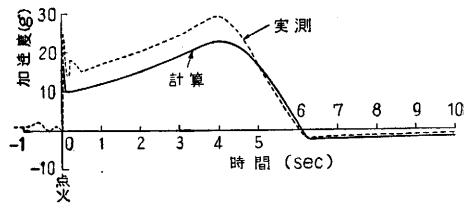
の関係) の計算結果を示す。曲線に添えた数字は点火後の時間 (sec) をあらわす。計算結果の要点を示せばつぎのとおりである。

最大速度 900 m/sec

最高点の高度	47.2 km
最高点までの時間	82 sec
水面落下までの時間	210 sec
水平到達距離	30 km

2. 実測値との比較

シグマ 3 型 1 号機のテレメータの受信結果によれば、ロケットの点火後、最高点に達するまでの時間は 71 sec、またロケットが落下して受信不能となるまでの時間は 174 sec である。しかし、ロケットが水面から約 1 km の範囲に入ると受信ができなくなること、落下時の速度が約 230 m/sec であることから、ロケットが水面に落ちるまでの時間は上の数値に 4 sec を加えて 178 sec と見てよいであろう。



第 2 図

いずれにせよ、これらの数値は § 1 の計算に比べてかなり小さい。ロケットの最高高度がこの点から水面落下までの時間の 2 乗に比例すると考えて実際の最高高度を推定すると約 33 km となる。

第 2 図には、ロケットの中心軸方向の加速度の計算値と加速度計による実測値⁵⁾ とを比較してある。この図によれば、加速度の実測値は計算値よりむしろ大きく、エンジンの作動は完全であったといえる。

このことから、ロケットが計算値ほど高く飛ばなかったのは、おそらく発射直前ロケットに吊り下げた荷物を切り落したさいに生じたロケットの揺動がとまらないで、機軸が所定の角度よりいくらか下を向いたときにロケットが飛び出したためと推察される。(1960. 1. 23)

文 献

- 1) 秋葉, 広沢, 交告, 北坂, 田中: 生産研究 10 巻, 10 号 観測ロケット特集号 (1958) 259-262.
- 2) 戸田: 本誌, 130 ページ
- 3) Rosser, Newton & Gross: Mathematical Theory of Rocket Flight, Chapter III, McGraw-Hill (1947)
- 4) 玉木, 三石, 武井, 永井: 生産研究 10 巻 10 号, 観測ロケット特集号 (1958) 254-258.
- 5) 中村: 本誌, 135 ページ