

ロクーン・シグマ4型の性能計算

渡辺 勝・樋口 一雄・戸川 隼人

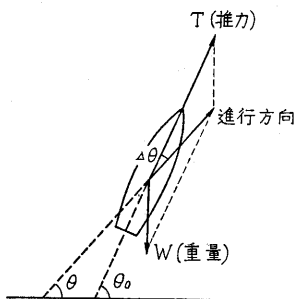
トラジェクトリの計算に関しては、ロクーンも地上発射のロケットも、同じ運動方程式を解けばよいので、本質的な違いはないが、ただランチングの際の条件がロクーンのばあいはいわゆる零長発射 (zero length launching) であるため、そこの取扱いが少しめんどうである。正確を望むならば、重心まわりの運動をふくめた式を解けばよいわけであるが、それには法線力係数の微係数 C_{Na} や風圧中心の位置 x_{CP} などのマッハ数の関数としての表示および燃焼にともなう重心位置 x_{CG} の移動などのデータが実験的に求められていなければならない²⁾。さらに計算そのものも複雑になってくる。そこでここでは、当座の目的にかなうものとしてつぎのような簡便法を用いた。

ロケットのトラジェクトリをきめる基礎となる運動方程式は重心まわりの運動を無視すればつぎの通りである³⁾。

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T-D}{m} - g \sin \theta \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{v} \quad (2)$$

ロクーンのように零長発射のばあい、 $t=0$ において $v=0$ であるから、(2) 式の右辺は発散して、そのままでは積分ができない。物理的にはこの式はロケットの軸が常に進行方向にむいており、したがって推力と進行方向とが一致しているという仮定に立っているが、零長発射の際には、実はこの仮定が成り立たないから、上式のままではいけないのである。すなわち発射の瞬間には、姿勢角 θ_0 に対し進行方向 θ は第1図のように傾斜して



第1図 零長発射の際の姿勢角 θ_0 と進行方向 θ との関係

いる。このことを考慮しながら、上の式がともかく積分可能な、 v の有限値をとるところまでもってゆくため、つぎのように処理する。発射後のごく短い時間 Δt をとり、その時刻の速度 v は (1) 式を積分して求める。またその際の方向角 θ は第1図によって定める。推力が燃焼開始の際に立ち上がりの部分をもち、 Δt の間に变化するばあいは、第1図の推力ベクトルの大きさは Δt の間の推力の時間平均値をもってすればよいであろう。したがって Δt の時刻における値として

$$v = g I_{sp} \log \frac{m_0}{m_0 - \Delta m} - g \sin \theta \cdot \Delta t$$

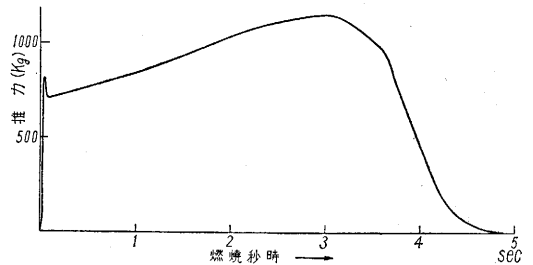
$$\theta = \theta_0 - \Delta \theta, \quad \Delta \theta = \frac{W}{\bar{T}} \cos \theta_0, \quad \bar{T} = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} T dt$$

が得られる。ただし (1) 式において、抵抗 D は小さいとして省略、また $T = -g I_{sp} dm/dt$ を代入して積分を行なった。 m_0 は発射時質量、 Δm は Δt の間の質量の減少をあらわし、

$$\Delta m = \frac{1}{g I_{sp}} \int_0^{\Delta t} T dt$$

で計算される。 Δt 以後はこの値を初期値として積分を進めればよい。われわれの計算では $\Delta t = 0.05$ 秒にとった。

以上のほか計算に使用したデータはつぎの通りである。



第2図 エンジン地上燃焼試験より得た推力曲線

る。

1. ロケットの諸元

全重量 40.37 kg

燃料重量 19.25 kg

外径 136 mmφ

噴射ガス有効径 106.6 mmφ

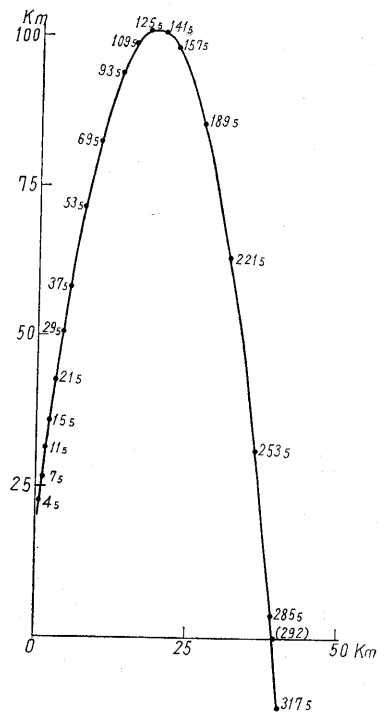
2. 発射高度、発射角度

20km, 18km ; 85°, 80°

3. 推力

実測値：第2図参照

推力の高度に対する補正



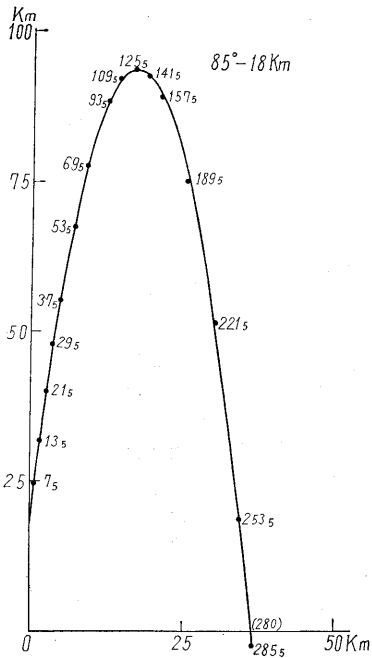
第3図

$$t \leq 3.8 \text{ 秒 } \Delta T = A_0(p_0 - p), \quad A_0 = \pi d_s^2 / 4$$

$$t > 3.8 \text{ 秒 } \Delta T = \frac{T(t)}{T(3.8)} A_0(p_0 - p)$$

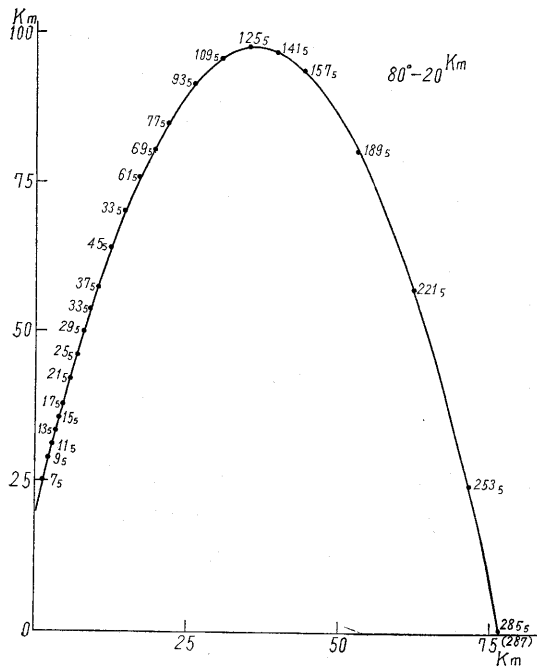
p : 気圧, p_0 : 地上の気圧

これは燃焼の終わりの部分での補正を, 推力の減少に比例して小さくしたことに相当する. このようにしたの
は推力が小さくなっているのに, 補正值ばかり大きいとい
う矛盾をさけるためである.

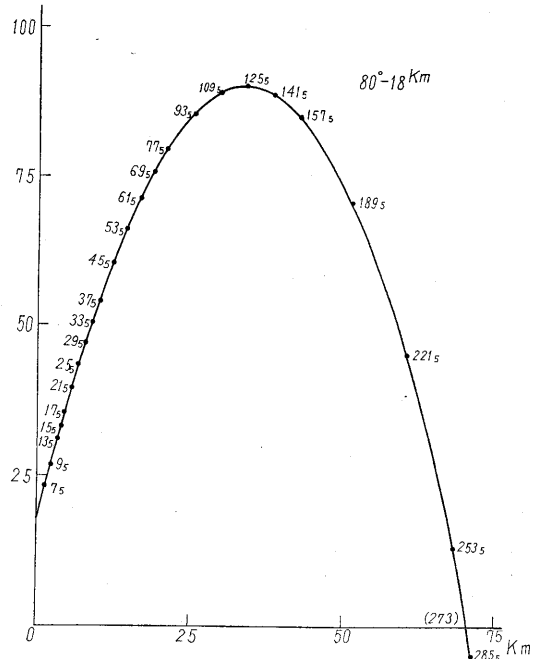


第 4 図

4. 空気密度
・抵抗係数 カ
ップと同じ
計算の結果は
第 3 ~ 6 図に示
す. この辺では
到達高度に対す
る発射角度の影
響は小さく, 発
射高度の方が効
いており, 到達
高度の増し高は
発射高度のそれ
に対し 3 ~ 4 倍
に相当する. さ
らに発射高度を
広範囲に変えて
(0 ~ 30 km), 到
達高度がどのよ
うに変わるか調



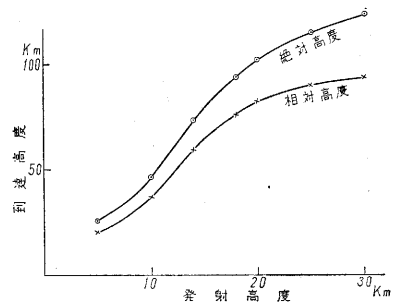
第 5 図



第 6 図

べてみたのが
第 7 図で, 10
~ 20 km のあ
たりがもっと
も有効なこと
がわかる.

この計算に
は, 航技研の
電子計算機デ
ータトロン



第 7 図 発射高度と到達高度の関係

205 を使用した. 計算のプログラムについては前報告³⁾
にくわしく説明してあるから参照されたい.

零長発射の取扱いにつき検討していただいた 玉木 教授, 計算の資料を提供して下さった 岡本 智氏, 計算機の操作につき協力された 航技研 計算研究室の方々 に厚く感謝する次第である. 本研究は 野村 教授を 班長とする トラジェクトリ 計算研究班の一活動として行なわれたものであることを付記する. (1961 年 11 月 8 日受理)

文 献

- 1) Rosser, Newton and Gross: Mathematical Theory of Rocket Flight (1947).
- 2) 玉木: カップロケットの空気力学, 生産研究 12, 12, p.511 (1960).
- 3) 渡辺, 樋口, 戸川: デジタルコンピュータによる飛しょう特性の計算, 同上 13, 10, p.347 (1961).
- 4) 玉木, 広沢: シグマ 3 型ロケットの飛しょう性能, 生産研究 12, 3, p.103 (1960).