

極超音速における鈍頭回転体の抵抗係数測定

Measurement of the Drag Coefficient of Blunted Bodies of Revolution at Hypersonic Speeds.

玉 木 章 夫・雛 田 元 紀

Fumio TAMAKI・Motoki HINADA

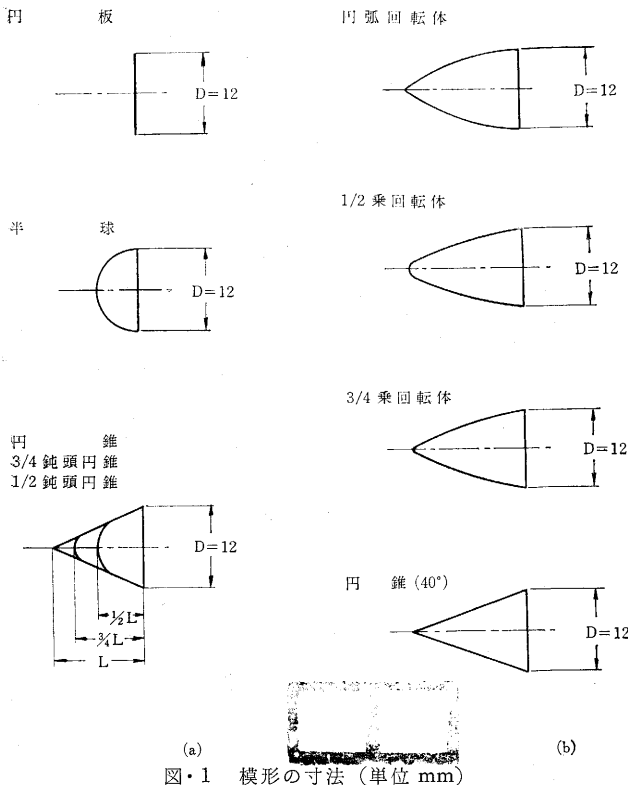
1. ま え が き

前回¹⁾、われわれのところにあるガンタンネルの概要と、この装置で行なったいくつかの予備的な実験結果について報告した。それはスティング型の天秤によって各種回転体の法線力係数傾斜と圧力中心を求める実験が主であった。この実験に引き続き、ロケット機体の大気圏再突入などで、その飛行特性の重要な要素である抵抗係数を同じ装置で測定した。すなわち、マッハ数7ていどの極超音速流に迎角 0° でおかれた各種回転体（主として鈍頭回転体）の抵抗係数を比較的簡単にしかもよい精度で求める実験を試みた。極超音速流では、底面抵抗は無視できるので、抵抗測定には §2 で述べるような天秤を使った。また極超音速流では、抵抗係数の気流マッハ数による変化は無視してよく、抵抗係数はほぼ一定である。したがってまた二つの物体の抵抗係数の比もほぼ一定である。しかし気流の動圧は気流マッハ数によって大きく変わるので、シュリーレン写真から求めた衝撃波角

やノズルの断面積比(出口断面積/最小断面積)などから定めた気流マッハ数を使って気流の動圧を求めると、それはかなり不正確なものとなる。したがってこの実験では抵抗係数を抵抗の測定値と動圧から直接求めることをさき、抵抗係数が理論的にも比較的正確にわかっている物体の抵抗係数 C_{Dref} を基準とし、それに対する他の物体の抵抗係数 C_D の相対的抵抗係数 $\bar{C}_D=C_D/C_{Dref}$ を測定し、 C_{Dref} の理論値と \bar{C}_D を使って各種物体の抵抗係数を定めることにした。この方法によれば、気流のよどみ点圧力や動圧を用いずに、かなり精度よく各種物体の抵抗係数が定まり、基準物体の C_{Dref} の理論値と、抵抗測定値 F_{ref} を使えば気流の動圧が求まり、さらによどみ点圧力を使えば気流マッハ数もある程度正しく求まると考えて実験を行なった。以下これについて報告したい。

2. 模型および抵抗測定用天秤について

われわれは測定気流のマッハ数が7ていどになるようにガンタンネルのノズル部をセット（ノズル最小断面径 4mm, 出口直径 50 mm）し、30kg/cm² の駆動圧力で実験を行なうことにした。この場合測定気流の持続時間 τ 、およびよどみ点圧力 p_0 はそれぞれ $\tau \approx 50$ msec, $p_0 \approx 20$ kg/cm² である。また一様気流の範囲は直径 30 mm ていどなのであまり大きな模型は使えない。この実験では模型として図 1 a に示すような円板、半球、頂角 20°, 30°, 40° 50°, 60°, 80°, 100°, 120° の円錐、およびそれぞれの頂角に対応する 3/4 鈍頭円錐、1/2 鈍頭円錐と図・1b に示すような円弧回転体、1/2 乗回転体、3/4 乗回転体を使った。これらの模型では底面直径をすべて 12mm とした。さてこれらの模型の抵抗測定には、今までのスティング型の天秤は使えないので、新たに 10g 重ていどまで測定でき、しかも気流の持続時間 $\tau \approx 50$ msec であることを考慮して、天秤の最小固有振動数が 500 c/sec 以上になるように図・2 のような抵抗測定用天秤を試作した。図・2 からわかるように、この天秤では中央の角柱は流れに垂直に置かれ、その先端に迎角 0° で模型を取付ける。極超音速流では底面抵抗は無視でき、前面抵抗のみが問題なので、抵抗測定には図・2 に示すような模型の取付で十分である。さて模型に抵抗が働くと角柱に曲げモー

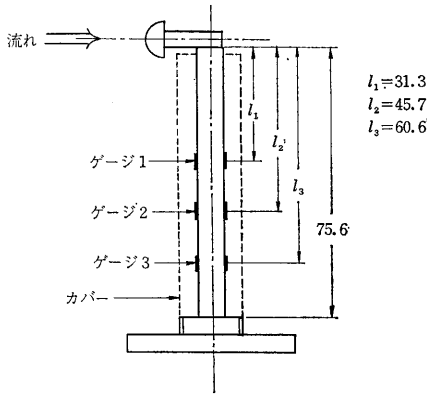


図・1 模型の寸法 (単位 mm)

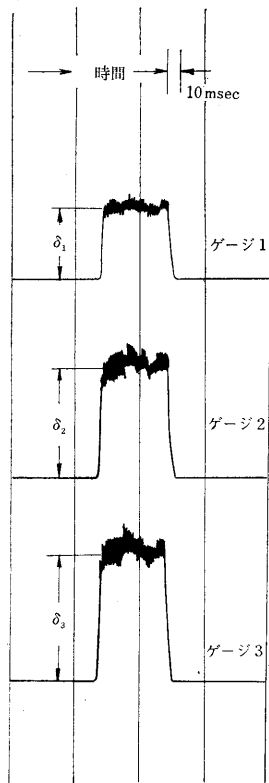
研究速報

メントがかかり、それによって曲げ歪が生ずる。いま角柱にはられた歪ゲージ 1, 2, 3 の位置における曲げモーメントをそれぞれ M_1, M_2, M_3 とすると

$M_i = Fl_i; i=1, 2, 3$ (l_i : 図・2 参照. 各ゲージに対して一定)



図・2 天秤 (単位 mm)



図・3 電磁オシログラフの記録

$= (S_{ref}/S) (\delta_i / \delta_{iref}); i=1, 2, 3$

したがって \bar{C}_D は平均として

$$\bar{C}_D = (S_{ref}/S) (1/3) \sum_{i=1}^3 (\delta_i / \delta_{iref})$$

また各ゲージ位置に生じた歪量を図・3のように電磁オシログラフにとり、オシログラフ上の振れをそれぞれ $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ とすると

$M_i = R_i \delta_i; i=1, 2, 3$
(R_i : 各ゲージに対して一定)

したがって、基準とする模型に対する F, δ_i をそれぞれ F_{ref}, δ_{iref} とすると、他の模型に対する F, δ_i との間には

$F/F_{ref} = \delta_i / \delta_{iref}; i=1, 2, 3$

の関係がある。さて抵抗係数 C_D は $C_D = F/Sq_\infty$ (q_∞ : 気流動圧. S : 模型底面積) であるから、基準模型の抵抗係数 C_{Dref} に対する他の模型の抵抗係数 C_D の相対値 \bar{C}_D は

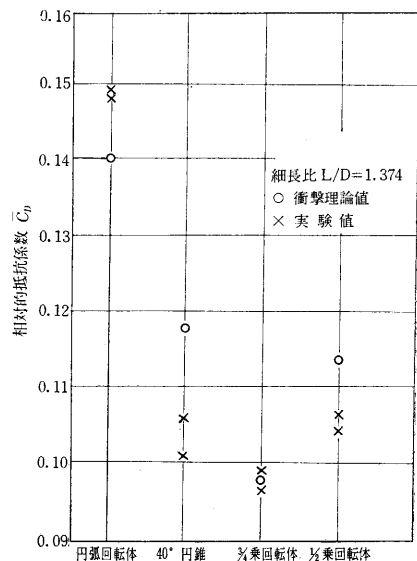
$$\bar{C}_D = C_D / C_{Dref} = (S_{ref}/S) (F/F_{ref})$$

で求められる。基準の模型には抵抗係数が理論的にも比較的正確にわかっているものを取り、その抵抗係数 C_{Dref} の理論値と上述のようにして得られる \bar{C}_D を使えば、正確には測定しにくい気流の動圧 q_∞ を使うことなく、 $C_D = \bar{C}_D \cdot C_{Dref}$ から他の模型の抵抗係数が求められる。また校正曲線より F_{ref} を求め、 C_{Dref} の理論値と気流のよどみ点圧力 p_0 を用いれば、気流の動圧 q_∞ やマッハ数 M_∞ も求められる。

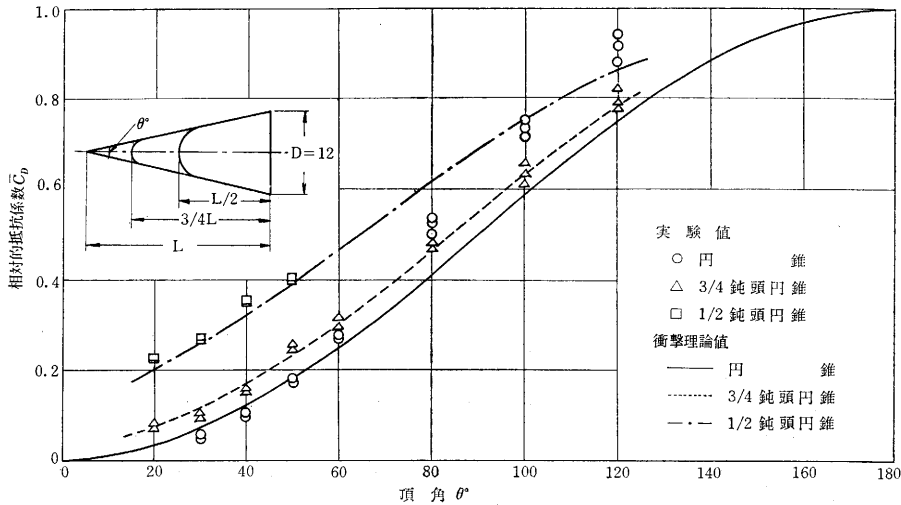
3. 実験結果

極超音速流においては摩擦抵抗や底面抵抗は無視でき、前面圧力抵抗が全体の抵抗とみなされ、そして衝撃理論から得られる前面圧力抵抗係数はかなり正確な抵抗係数と考えられる。とくに円板などの抵抗係数の場合には、衝撃理論値をかなりよい近似値として使うことができる。したがってわれわれは基準の模型として円板を用いることにした。そして §2 で述べた方法で、円板の抵抗係数 C_{Dref} に対する他の模型の相対的抵抗係数 $\bar{C}_D = C_D / C_{Dref}$ を求めた。その測定結果が図・4, 5 である。これらの図には比較の意味で衝撃理論から得られる \bar{C}_D も示した。極超音速流においては円板の抵抗係数は 2 としてよく $C_{Dref} = 2$ 。したがって各種模型の抵抗係数は $C_D = \bar{C}_D C_{Dref} = 2\bar{C}_D$ より求められる。図・4 は頂角 40° の円錐、およびそれと同じ細長比の 3/4 乗回転体、1/2 乗回転体、円弧回転体についての \bar{C}_D の測定結果である。n 乗回転体のうちで 3/4 乗回転体が最も小さく、衝撃理論の与える結果とよく一致している。

図・5 は頂角 20°, 30°, 40°, 50°, 80°, 100°, 120° の円錐と、それぞれの頂角に対応する 3/4 鈍頭円錐、1/2 鈍頭円錐 (図・1a 参照) に対する \bar{C}_D の実験結果である。こ



図・4 円板に対する相対的抵抗係数 (図 1b の模型)



図・5 頂角と円板に対する相対的抵抗係数の関係 (図・1aの模様)

のグラフから次のようなことがわかった。

(i) 頂角 $20^\circ \sim 60^\circ$ のものに対しては、円錐でも鈍頭円錐でも衝撃理論の与える結果とよく一致し、同じ頂角のものに対しては、先端の鈍頭部を大きくするほど抵抗係数は大きくなる。

(ii) 角頂 $80^\circ \sim 120^\circ$ のものに対しては、円錐に対する抵抗係数は衝撃理論値より大きく先端を鈍頭にすれば衝撃理論値によく合ってくる。また、このような $80^\circ \sim 120^\circ$ の頂角では、同じ頂角のものに対して、円錐より先端を鈍頭にしたものの方が抵抗係数は小さくなる。この実験 ($M_\infty \approx 7$) では、頂角 80° のものからこの傾向が現われ、頂角が $100^\circ, 120^\circ$ のものになるにつれ、この傾向はますます大きくなる。この実験ではわからなかったが、Chernyi²⁾ などによれば細長比の大きなものに対しては、Piston 理論を用いて、円錐よりあるていど先端をまるめた鈍頭円錐の方が抵抗係数が小さいことが理論的にわかる。しかしこの実験結果が示すような、細長比の小さなものに対して、円錐より鈍頭円錐の方が抵抗係数が小さいことの説明には Piston 理論は適用できないので、別の立場から理論的考察を現在行なっているところである。

さらに円板模型の抵抗測定値 $F_{ref} = 275\text{g}$ 重と抵抗係数 $C_{Dref} = 2$ 、およびよどみ点圧力 $p_0 = 20\text{kg/cm}^2$ を使っ

て動圧 q_∞ 、マッハ数 M_∞ を求めたところ、 $q_\infty = 122\text{g/cm}^2$ 、 $M_\infty = 7.5$ であった。一方シュリーレン写真から得た円錐衝撃波角から求めたマッハ数は $M_\infty = 7$ であった。円錐表面の境界層のため有効頂角、したがって衝撃波角がいくらか大き目になることからこれから求めたマッハ数は小さ目にするのがふつうである。したがってこの実験の方法で求めた値の方が正確であろうと思われる。

結論として、以上のような方法で比較的簡単に精度よく各種模型の抵抗係数が求められ、気流のマッハ数もかなり正確に求まること。また抵抗係数に対する先端の鈍頭性の影響は、細長比の大きいものに対しては、衝撃理論の示すところとよく一致して、抵抗係数を増す方向に働くが、細長比の小さなものに対しては、その影響はある程度の鈍頭性のもとでは、逆に減す方向に働くことがわかった。

最後にこの実験に協力していただいた玉木研究室の三石、永井、寺田の諸氏に厚く感謝する。

(1966年5月28日受理)

参 考 文 献

- 1) 玉木章夫, 雛田元紀: 生産研究 17, 10, p. 13~15 (1965)
- 2) G.G. Chernyi: Introduction to Hypersonic Flow. Academic Press p. 226~231 (1961)

正 誤 表 (7月号)

頁	段	行	種 別	正	誤
14	左	21	本 文	$Ca_{4.5}$	Ca_{45}
15	右		図・5 横軸	1.6 1.8 2×10	1.6 1.8 2