



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