

ガンタンネルによる極超音速気流の実験

Some Experiments on the Hypersonic Flow Utilizing a Guntunnel

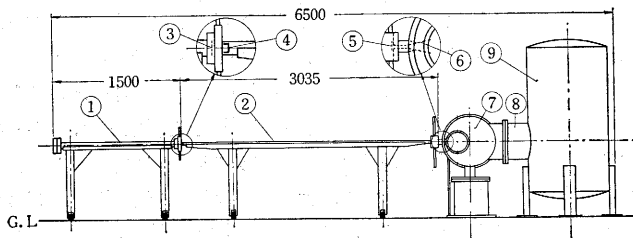
鎌 田 元 紀・玉 木 章 夫

1. ま え が き

ガンタンネルは通常の衝撃風洞を改良して、測定部気流のよどみ点圧力および温度が高く、かつ気流継続時間が比較的長くなるようにしたものである。その作動の理論については、他の著者達^{1),2)}がくわしく説明しているので、ここでは省略する。われわれはロケット機体の空力特性測定にガンタンネルを使うことを考えて、試験的に小さなものを作ってみた。マッハ数はさしあたっての目的を考慮して、7ないし8くらいの比較的低い値を目標とし、持続時間は力の測定に必要な最小限として 50 ms くらいを目標とし、駆動気体の圧力は 30 気圧程度の低い値を採用することにした。この装置の概要と、これを使って行なった予備的な実験について報告したい。

2. 装置の概要

第 1 図は試作したガンタンネルの組立図である。図中の番号順に、各部分の構造と作用をつぎに示す。



第 1 図 ガンタンネルの組立図

① 高圧筒： 長さ 1.5 m、内径 9 cm の円筒で、一端は閉じ、他端は開いていて、アルミニウム薄板③で閉じるようにしてある。使用時にはこれに窒素ポンプから 30 kg/cm² の窒素を供給する。管の耐圧は 100 kg/cm² としてある。

② 中間筒： 長さ 3 m、内径 3 cm の両端とも開いた円筒で耐圧は 100 kg/cm² である。使用時には大気中の空気をそのまま中間筒気体に用いる。そしてこの空気が測定部の気流として使われる。

③ 第 1 の膜： これには厚さ 0.6 mm のアルミ板が用いられ、高圧筒内が約 30 kg/cm² に達すると自然に破れるようになっている。実験によれば、同一のアルミ板からとったものを使用する場合には、その再現性は非常によく、破壊時の高圧筒圧力のバラツキは ±1 kg/cm² 以内である。また異なるアルミ板（厚さは同じ）から取った場合でも、そのバラツキは ±3 kg/cm² 以内であり

実験の再現性はかなり良い。

④ ピストン： ナイロン棒から作られ、質量が 3 g から 10 g までのものを用いている。このピストンは第 1 の膜が高圧筒気体で破れると同時に加速されて、ピストン前方の中間筒気体を圧縮する。この圧縮はピストン前方のできる衝撃波を通じてエントロピーの増加を伴う過程によって行なわれる。ピストンは質量の小さいものほど測定部気流の圧力変動が少なくてよいが、ナイロンの強度上限界がある。

⑤ 第 2 の膜： これにはセロテープを使っている。枚数を適当に選び、ピストンの運動によって中間筒気体中に発生した衝撃波がピストンと管端との間で数回反射をくり返した後に破れるようにする。

⑥ 極超音速ノズル： 拡がり角 15°、出口直径 50 mm の円錐形ノズルである。測定筒内のマッハ数を変えるには、出口と最小断面との面積比を変える必要があるが、このため最小断面は直径が、2, 4, 6, 8 mm のものに取り換えられるようにした。第 2 の膜が破れると、高温高圧気体はノズルを通して噴出し、測定筒内に極超音速流が得られる。シュリーレン写真によれば、流れの一樣な範囲は直径 30 mm 程度であった。したがってこの装置ではあまり大きな模型の実験はできない。

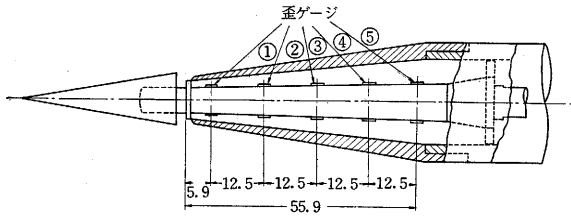
⑦ 測定筒： 直径 50 cm、長さ 50 cm の円筒で、測定窓（直径 20 cm）がついていて、シュリーレン写真を撮ることもできる。測定筒内の模型受合は振動の伝播を防ぐためゴムパッキングを介して測定筒に接続されている。

⑧ ディフューザー： 内径 30 cm、長さ 70 cm の中空円筒で、真空槽から測定筒内への反射波を弱めるために置いてある。

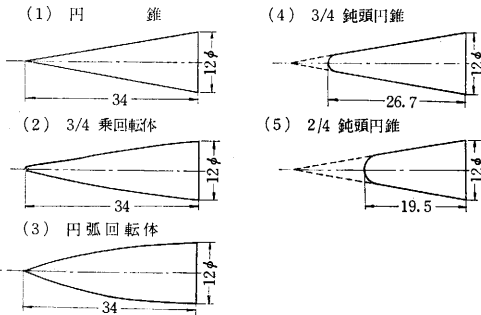
⑨ 真空槽： これの容積は 1.06 m³ である。使用時には油回転ポンプで測定筒とともに 1 mmHg 以下まで排気する。

つぎに測定気体として用いられる中間筒気体のよどみ点状態について述べよう。測定気体のよどみ点温度および圧力を調べる目的で、第 2 の膜の場所で測定を行なった。まず温度測定であるが、気体の温度を直接測定するのは非常に困難なので、薄膜温度計を使ってその表面温度から間接的に気体の温度を測定することにした。使用した温度計はパイレックス・ガラスの表面に白金の薄膜

研究速報



第2図 天秤の構造

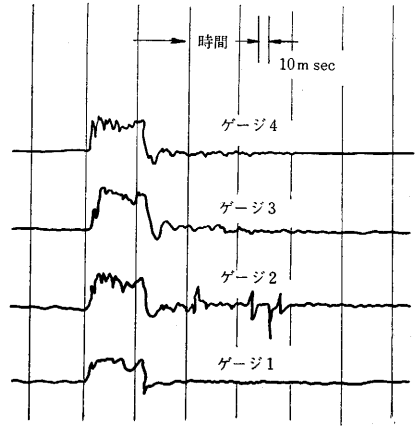


第3図 模型の寸法

を蒸着させたもので、その抵抗は 800Ω 、温度係数は $5.5 \times 10^{-4}/^{\circ}\text{C}$ である。これから測定した温度は温度計表面のものであるから、これを気体の温度になおすには表面温度と気体温度の関係を知らなければならない。表面温度と気体温度の関係式において、 dT_G/dT_S (T_G : 気体温度、 T_S : 固体表面温度) が非常に大きいために、 T_S から求める T_G の誤差は大きくなって、正確な気体温度は求め難いが、一応の測定結果を示せば、よどみ点温度はだいたい $900^{\circ}\text{K} \sim 1000^{\circ}\text{K}$ であった。一方圧力測定には半導体を利用した圧力計を使用した。この圧力計の感度は $1.12 \text{ mv/kg/cm}^2 \cdot \text{V}$ である。測定結果によれば、よどみ点圧力は $20 \sim 21 \text{ kg/cm}^2$ で高圧筒圧力 (30 kg/cm^2) の約 70% であった。つぎに気流の持続時間 τ とマッハ数 M は、測定部気流の静圧と温度の時間的変化を測定することによって求められるが、ここでは簡単のため、光源の火花放電の時刻を変えたシュリーレン写真で円錐頭部の衝撃波を撮影し、衝撃波角の変化から持続時間とマッハ数を推定した。それによれば最小断面の直径 $D_T = 6 \text{ mm}$ のノズルの場合には $\tau \approx 30 \text{ ms}$ 、 $M \approx 6.3$ 、 $D_T = 4 \text{ mm}$ に対しては $\tau = 50 \text{ ms}$ 、 $M \approx 7$ であった。

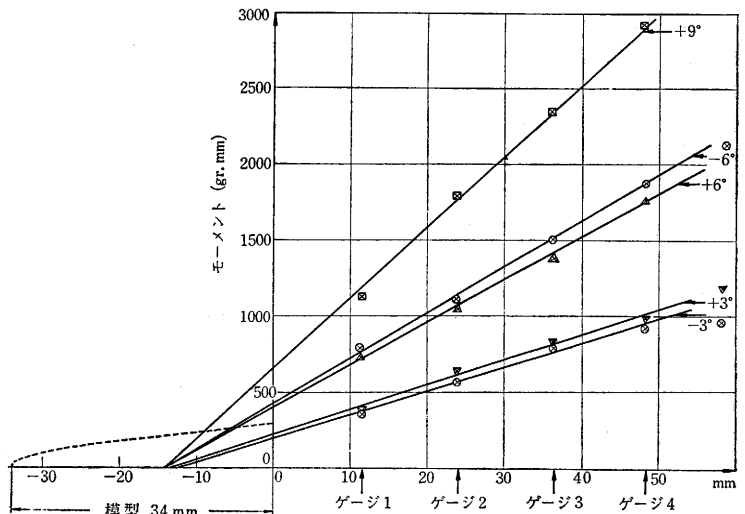
3. 実験結果

物体の空力特性の測定には、第2図のような天秤を試作した。第2図に示すように、模型を支える支柱の5カ所



第4図 電磁オシログラフの記録

に歪ゲージをはり、模型にはたらく空気力によって各ゲージの位置に生ずる曲げモーメントによる歪を測定して圧力中心と法線力(中心軸に垂直方向の力)を求めるものである。ゲージにはゲルマニウム半導体を使っているので感度は非常によい。この天秤の性能と測定気流の状態を調べることをかねて、ロケットの頭部としてよく用いられる形状について、圧力中心と法線力係数を測定した。模型には第3図のような円錐、鈍頭円錐(2個)、3/4 乗回転体、円弧回転体の5個を使い、また測定気流のマッハ数は7として、ノズル最小断面は $D_T = 4 \text{ mm}$ のものにした。なお実験のさいにゲージの一つがはりつけ不良となったため、4個のゲージで測定を行なった。ゲージにかかる歪は電磁オシログラフに記録されるが、その1例が第4図で、これは3/4 乗回転体を迎角 6° にしたときのものである。これから、測定気流の状態もかなり良く、また持続時間はだいたい 50 ms であることもわか



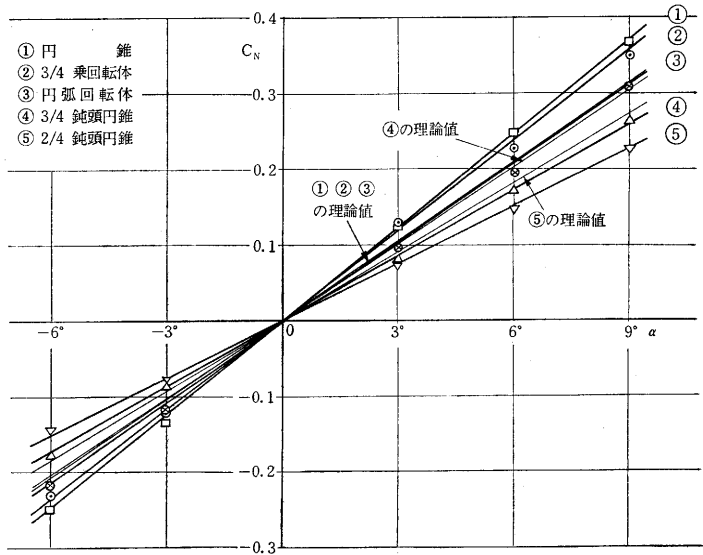
第5図 圧力中心および法線力を求める方法

る。圧力中心と法線力を求める方法はつぎのとおりである。まず電磁オッシロの振れとゲージにかかるモーメントの関係を示す校正曲線を作る。これを利用して第4図のようなデータから、第5図のように、ゲージ位置に対してモーメントの値をプロットする。これらの点を結ぶ直線をモーメント=0の位置まで外挿すると、その点が模型の圧力中心であり、その直線の勾配が法線力を与えることになる。ただし実際のデータ整理にあたっては気流の変動による誤差をできるだけさけるために、第4図のようなデータから振れを読み取る場合に、同一時刻に対する値を取ることに注意した。このようにして得た各模型の圧力中心の結果を第1表にまとめた。シュリーレン写真から気流のマッハ数は7であったので、極超音速の衝撃理論と比較する意味で、その理論計算値も第1表に入れた。この表から

第1表 圧力中心位置 (先端からの距離を模型の長さで割った値)

	実験値	理論値
円錐	0.64~0.71 (平均 0.66)	0.67
3/4乗回転体	0.57~0.62 (平均 0.60)	0.60
円弧回転体	0.44~0.51 (平均 0.48)	0.47
3/4鈍頭円錐	0.53~0.61 (平均 0.57)	0.56
2/4鈍頭円錐	0.41~0.50 (平均 0.47)	0.47

わかるように、いずれの場合にも理論値と実験値はよく合っていて、実験による圧力中心のバラツキはだいたい数パーセント以内であった。つぎに法線力係数 C_N と迎角 α の関係を第6図に示す。 C_N は法線力を動圧と底面断面積の積で割ったものである。 C_N を求めるには気流の動圧を知る必要があるが、その直接測定ができなかったため、シュリーレン写真からマッハ数を決め、よどみ点圧力は中間筒端の第2の膜の所で測定し、これらの値から動圧を決めた。第6図に実験結果と衝撃理論の結果を比較する。まず細長比 L/D の等しい円錐、3/4 乗回転体、円弧回転体についてみよう。同じ $L/D=2.8$ のこの程度に細長い物体に対しては、理論では高次の微小量を無視すれば $(dC_N/d\alpha)_{\alpha=0}=2$ である。したがって円錐の場合、実験結果は理論値とよく一致しているが、他の



第6図 $C_N-\alpha$ の関係

場合には理論値よりやや大きく、3/4 乗回転体で1割、円弧回転体で2割程度増している。これは模型の曲率のためと考えられる。つぎに円錐、3/4 鈍頭円錐、2/4 鈍頭円錐についてみると、この順で $(dC_N/d\alpha)_{\alpha=0}$ の値が小さくなっているが、これは L/D がこの順に小さくなっているためである。実験結果の理論値からのずれは、3/4、2/4 鈍頭円錐の場合、ともに1割5分程度小さめである。しかし全体から見れば $C_N-\alpha$ の実験結果は衝撃理論とかなりよく一致している。極超音速流においては一般に衝撃理論は実際とよく合うことが知られているので、ここに得られた実験結果からみて、このような簡単な装置を使って実用上最も重要な圧力中心はかなりの精度で測定でき、また法線力係数傾斜もかなりの精度で測定できることがわかったといえる。

最後に、ガンタンネルの設計について種々のご教示をたまわった京都大学工学部の神元教授はじめ同研究室の方々にお礼申し上げるとともに、この実験に協力された玉木研究室の三石、永井、寺田の諸氏に厚く感謝する。

(1965年8月21日受理)

参考文献

- 1) K. N. C. BRAY, L. PENNELEGION and R. A. EAST; A progress report on the university of Southampton hypersonic gun tunnel. (A. R. C. C. P. No. 457 (1959))
- 2) R. A. EAST and L. PENNELEGION; The equilibrium piston technique for gun tunnel operation. (A. R. C. C. P. No. 607 (1962))