

## 衝撃波管による 高速気流の研究

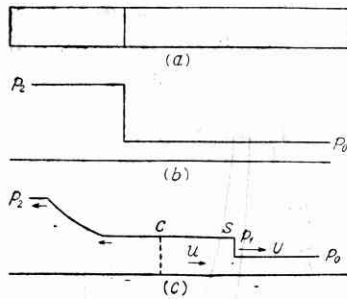
玉木 章夫・大島 耕一

### 1. はしがき

音速に近い気流中におかれた物体にはたらく空気力の問題は、高速飛行機、タービン翼などへの必要から近年いちじるしく重要性を増して来た。この種の研究に高速風洞が必要なことはいうまでもないが、今次大戦中に爆風の研究用として発展した衝撃波管 (shock tube) が瞬間的な高速風洞としても極めて有用なものであることが戦後 Geiger-Mautz-Holtyer<sup>(1)</sup> によつて示された。

衝撃波管の原理、測定法の一般についてはすでに筆者の一人<sup>(2),(3)</sup> が解説を行つているので、ここではあまり重複しないように要点だけを述べよう。

衝撃波管は第1図aのような長さ3~4mの両端の閉じた細長い管の中にセロファン、紙などの破れやすい仕切膜を備えたもので、b図のように膜の両側に



第1図 衝撃波管内の圧力分布

圧力差を与えてからこれを破ることによつて、低圧側の空気を圧縮して平面衝撃波をこしらえる装置である (c図参照)。この衝撃波の強さ(波の後と前の圧力比、図における  $p_1/p_0$ ) は、はじめに膜の両側に与える圧力比(図の  $p_2/p_0$ ) を変えることによつて容易に調節できる。そこでこの波が管内におかれた物体面に当たつたところを陰の方法やシュリーレン法などで撮影すれば、衝撃波の反射、波相互の干渉などの空気力学的に重要な問題の研究が行われるのである。このような研究は、はじめにも述べたように爆風が建物や地形に当たつた場合の圧力上昇を知る目的から戦争中盛に行われ、これに対して衝撃波管の果たした役割は極めて大きいが、その副産物として見出されたのが衝撃波管を高速風洞として用いるという考えである。

衝撃波管で作られた平面衝撃波のうしろの一樣流は瞬間的な高速風洞として用いられ、特にマッハ数が1の近くの流れの研究に適している。本文ではわれわれの試作した装置とこれによつて得られた二三の実験結果を示すこととする。

それは、衝撃波管で作つた平面衝撃波のうしろの空気は一般に高速度で動いているのでこれを高速風洞として用いるというのである。もつとも気流の状態が一樣なのは、第1図cにおいて先頭の衝撃波 S からはじめに膜の位置にあつた気体粒子が占める位置 C までの間であつて、この部分が測定窓の位置を通過する間の時間は1/1000秒の程度であるから、瞬間撮影によつて光学的測定を行うのが普通である。

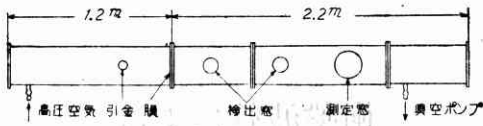
この装置の特徴は、(1) 断面の一樣な管で音速以下から以上にわたつていろいろのマッハ数の気流が得られ、ふつうの高速風洞のように音速以上の流れを得るためにマッハ数に応じてラパール管を取換える必要がないこと、(2) 模型のまわりの空気が動きはじめてから定常的な流れに到達するまでの経過をしらべることができること(気流の持続時間が短かすぎて完全な定常状態に達しない場合もあるが)、(3) 模型にはたらく力が瞬間的であるから、模型を支持する方法が簡単であることなどである。特にマッハ数が1の附近の流れの研究にはふつうの高速風洞よりも都合がよい点がある。

ただ、何といつても気流の持続時間が短いために、測定技術がむずかしくなるのが欠点である。

われわれははしきに試験的に小さな衝撃波管(断面4.5×6cm)を作つて予備的な実験を行つて来たが、これらの資料にもとづいて今度新たに本格的な装置を作つた。以下にこの装置の概略と、これによつて得られた二三の実験結果を示すこととする。

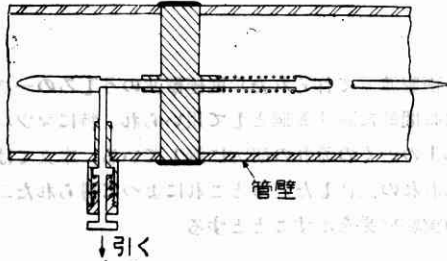
### 2. 装置の概要

第2図に新たに製作した衝撃波管の略図を示す。管の断面は6×15cmの矩形、全長は3.4mである。仕切膜には前と同様セロファンを用い、高圧室、低圧室の長



第2図 衝撃波管の略図

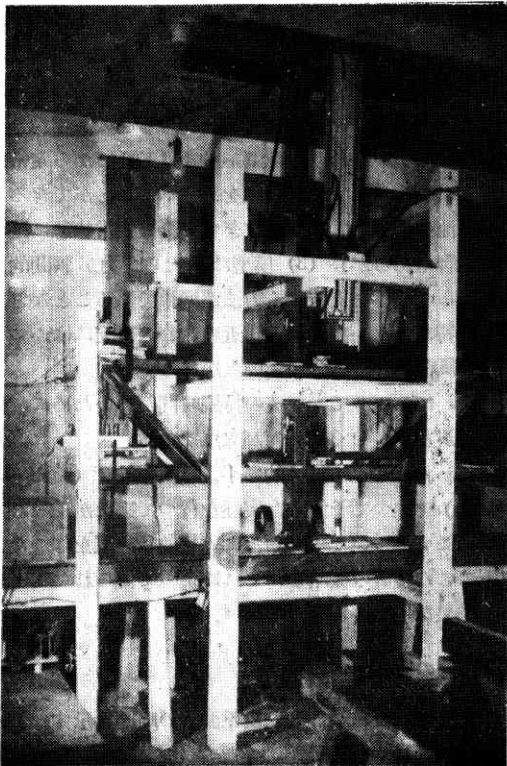
さはそれぞれ 1.2 m, 2.2 m である。低圧室の排気には 1/4 馬力の真空ポンプを用い、高圧室への空気の供給は、同じ実験室にある誘導式高速風洞用の 10 m<sup>3</sup> の高圧空気槽を利用する。第3図はセロファン膜を破るため



第3図 セロファン膜を破る装置

の装置で、鋼鉄の針をスプリングの力で急激に落すことによつて膜の中心部を突き破るのである。これによつてセロファンは四周へ向つてきれいに裂ける。

管は第4図に示されるように垂直に据付けた。これは一つには気流の測定に現在あるマツハ・ツェンダ-干渉計を用いる都合と、また一つには、水平に据付けた管で



第4図 衝撃波管内実験装置

は膜を破る毎に管内に落ちたセロファンの破片を掃除する必要があるが、垂直にしておくで破片が自然に管の下端に溜り、相当長時間にわたつて管内の掃除が不要となるためである。

なお、第2図には省略されているが、測定窓のすぐ下流に、開閉しやすい円形の扉を付けてある。これは模型の取付け、ガラス内面の清掃などに便利である。

### 3. 電氣的測定装置

はじめにも述べたように、仕切膜を破ることによつてできる平面衝撃波の強さは膜の両側に与える圧力の比できまる。第1図に示したように、高圧室、低圧室の圧力をそれぞれ  $p_2, p_0$ 、衝撃波のうしろの圧力を  $p_1$  とするとき、波の強さの逆数  $\xi (=p_0/p_1)$  と初期圧力比  $p_0/p_2$  との間に次の関係があることが理論的に示される。

$$\frac{p_0}{p_2} = \xi \left[ 1 - \frac{1-\xi}{\sqrt{(\mu+1)\xi(\mu+\xi)}} \right]^{\mu+1} \quad (1)$$

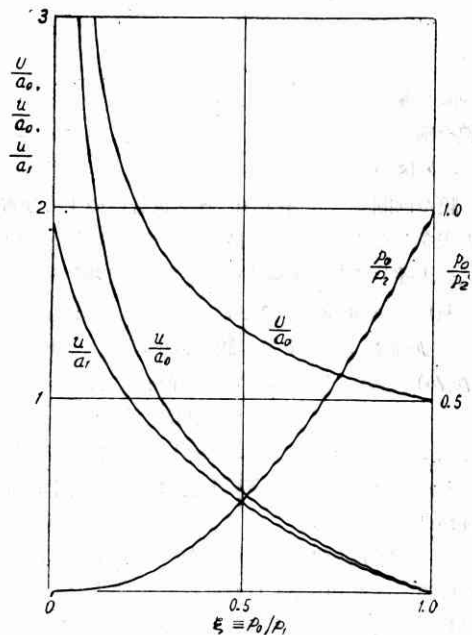
ここに  $\mu = (\gamma+1)/(\gamma-1)$  ( $\gamma$ : 比熱比)、空気では  $\mu=6$  である。また  $\xi$  と衝撃波の進行速度  $U$ 、そのうしろの流速  $u$  との間には

$$U/a_0 = \sqrt{(\mu+\xi)/(\mu+1)\xi} \quad (2)$$

$$u/a_0 = (\mu-1)(1-\xi)/\sqrt{(\mu+1)\xi(\mu+\xi)} \quad (3)$$

$$M = u/a_1 = (\mu-1)(1-\xi)/\sqrt{(\mu+1)(1+\mu\xi)} \quad (4)$$

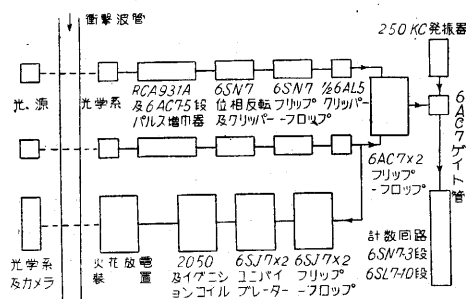
なる関係がある。ここに  $a_0$  は静止空気中の音速、 $a_1$  は波のうしろの状態の音速である。 $M$  はふつうの意味のマッハ数である。第5図にこれらの関係を示す。



第5図 初期圧力比と衝撃波の強さ、速度および流れの速度との関係

実際には膜の破れ方が理論で仮定しているように理想的でないことや壁における摩擦の影響などのために、(1) 式よりもいくらか弱い波ができる。従つて正確な目的には、 $U$ 、 $M$  のいずれかを直接にはかることが必要である。これにはいろいろの方法があるが、われわれは Geiger 等が用いたと同様の方法、すなわち電子管計数回路を用いた時間計によつて  $U$  をはかる方法を採用した。流れのマツハ数  $M$  は (2)、(4) 式から計算される。この時間計は写真撮影時刻の記録にも用いられ、他の測定法に比べてあいまいな点が多く、実験能率をいちじるしく増進させる。

電氣的測定装置は、(1) 衝撃波検出装置、(2) 電子管計数回路を用いた時間計、(3) 撮影用火火花制御装置から成る。以下にその各々について簡単に説明する。(第 6 図参照)



第 6 図 電氣的測定装置の系統図

(1) 衝撃波検出装置

衝撃波管の測定窓の上流 50 cm と 100 cm の所に直径 4 cm の窓を作り、2 枚の、焦点距離 80 cm のレンズを用いたシュリーレン法装置により、波が窓の中心を通過する際に光電管に光が入るようにする。光源には 50 cp の自動車用ランプを、また光電管としては電子増倍管 931 A を用いる。これの出力を 6AC7 の 5 段の増幅器に入れ、6SK7 のカソード・フォロアを通してゲイト回路に導く。増幅器は入力信号に対する立上りの特性には要求が厳格であるが、フィードバックを施した広帯域増幅器である必要はない。電子増倍管の雑音を抑制するために最後から 2 段目のバイアスを可変にして信号だけを取り出すように調整する。実際の場合にはこの増幅器の出力は、先頭の衝撃波が通過する時だけでなく、管端における反射波その他のために複雑となるから、最初のパルスだけを取り出すためにロッキング回路に入れる。すなわち、 $1/2 \cdot 6SN7$  で位相反転して他の  $1/2 \cdot 6SN7$  を 2 極管接続にしたものを通し、 $6SN7$  のフリップ・フロップの一方のグリッド (はじめに高電位しておく) の電位を下げその側を off (電流の流れない状態) にする。一旦 off になるとこのフリップ・フロップは逆転することがないからロッキングが行われたことになる。他の側のプレート電圧を微分し、 $1/2 \cdot 6AL5$  を通して負の出力を取り出すと、けつきよく、先頭衝撃波が窓を

通過したことに対応する孤立した負のパルスが得られる。以上の検出装置を各々の窓に対して備えるのであるが、2 組の特性の対称性は増倍管のプレートに同一のパルスを入れることによつて検定できる。

(2) 時間計

上のようにして作られた 2 個のパルスの時間間隔を測定すれば、二つの窓の間を通過する先頭衝撃波の速度が計算される。このために電子管計数回路を用いた時間計を応用する。上記の 2 個のパルス (以後それぞれ起動パルス、停止パルスと呼ぶ) をスクリーン結合された 6AC7 のフリップ・フロップのそれぞれのグリッドに入れる。起動パルスを入れる方の球をはじめに on (電流が流れている状態) にしておき、パルスを入れることによつて off (電流の流れない状態) に移し、停止パルスを他の側のグリッドに入れることによつて再び on にする。これによつてそのプレートに正の矩形波が得られ、その幅が測定すべき 2 個のパルスの時間間隔に等しくなる。この矩形波を、常にグリッドに 250 kc の正弦波を受けている 6AC7 のサプレッサーに入れると、この間だけ 250 kc の波を通すから、この波の数を数えれば  $4 \mu sec$  の精度で時間が測定される。上の 6AC7 のフリップ・フロップは速い転移が要求されるから設計に注意を要する。また後の 6AC7 のゲイト管もサプレッサーの動作点を適当に選ぶ必要がある。

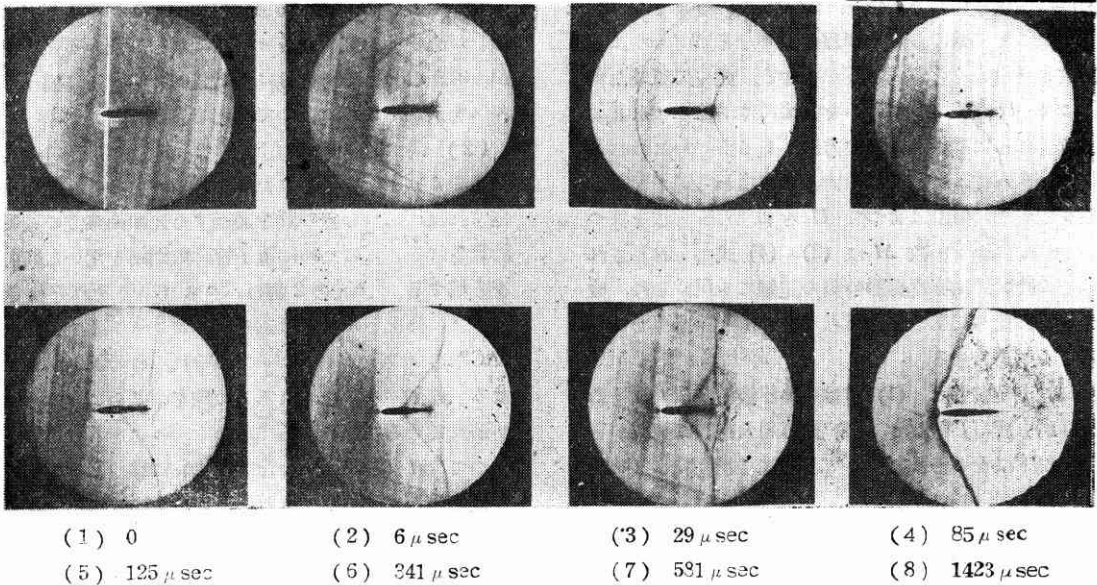
以上のゲイトの動作の対称性は、フリップ・フロップの二つの入力を入れかえ、矩形波を他方のプレートから取出すようにすれば検定できる。われわれの装置ではこの対称性は完全である。

ゲイト管の出力は Schmitt の voltage discriminator を通してパルスに直し、標準型の  $6SN7-3$  段、 $6SL7-10$  段の 2 進法計数回路に入れる。250 kc に対してはこの回路は計数完全である。

(3) 火花制御装置

第 2 の窓を先頭衝撃波が通過したことによつて作られたパルスは、 $6SJ7$  のスクリーン結合フリップ・フロップによるロッキング回路を経て  $6SJ7$  スクリーン結合ユニバイプレーターに入り負の矩形波を作る。これを微分して後端の立上りで正のパルスを作つて、サイラトロン 2050 のグリッドに加え、この球の陽極側にあるコンデンサーを放電させる。このコンデンサーと直列に自動車用イグニッション・コイルの一次側が入れてあり、上の放電の際に 2 次側に高電圧を生ずる。これを減衰抵抗を経て光源用火火花間隙の間におかれた補助電極に導き、誘発用火火花を作ることによつて主放電を行わせて写真をとる。ユニバイプレーターの結合の  $C$  と  $R$  とを変換することによつてパルスの遅延時間を調節できる。われわれの回路では  $170 \sim 4800 \mu sec$  の範囲で任意に変えられ、時間計の精度 ( $4 \mu sec$ ) 内で完全に再現性がある。

火花電極にはアルミニウム製の半球状の正電極と、碗状で中央に小さい孔のある負電極を用い、この孔から光



第7図 NACA-0012,  $\alpha=0^\circ$ ,  $M=0.925$

を取出す。また火花誘発用の針状補助電極もこの孔から挿入する。このような電極を用いることにより、4000Vで $0.01\mu\text{F}$ のマイカ・コンデンサーを放電させることで十分であり、また誘発用火花から主放電が起るまでの時間のばらつきも小さくなる。撮影した先頭衝撃波の位置から推定して、制御装置全体を通じてのばらつきは $10\mu\text{sec}$ である。

#### 4. 実験例, NACA-0012 翼型を過ぎる音速に近い流れ

次に、上の装置を用いて撮影した迎角 $0^\circ$ のNACA-0012翼型を過ぎる気流のシュリーレン写真を示すこととする。翼弦長は2cm, 翼幅は6cmで管の幅に等しい。

シュリーレン法装置には、光源側、ナイフエッジ側にそれぞれ焦点距離1.2m, 1.8mのレンズを用いた。

第7図には $M=0.905$ の場合に、遅延時間を変えて撮影した一連の写真を掲げる。

(1)は先頭衝撃波が前縁附近に来たところで、(2)以下の写真の下には(1)からはかつた時間のおくれを記入してある。(2)に現われている2本の円弧状の波は先頭波が前縁および後縁に当たったときに出る波であり、(3), (4)ではこれが徐々に前進している。これは音速に近い気流におし流されるためなかなか上流に進まないものである。(5)では前縁からの波が視野から消え去ろうとしており、(6), (7)ではそれが上下の壁で反射したものが薄く写っている。後縁からの波は定常的な衝撃波に生長する。(6), (7)はほぼ定常流に相当すると見てよいであろう。(8)は接触面(§1に説明した第1図cのC)が通過した後である。接触面より後は、はじめに高压室にあつた空気が断熱膨脹したものであるから温度が低く、従つて流速はこれより前と同じでも音速が低いからマッハ数は大きくなる。写真の示すようにこの流れ

は超音速になっている。ただこの部分の流れは一様性が悪く、かつセロファン製の破片を含むので実験に使わないのがふつうである。

カットの写真は $M=1.05$ の場合の一つで、翼の上流に離れた衝撃波(detached shock)ができかかっているところである。

#### 5. むすび

上に掲げた写真だけからも、衝撃波管の実験が音速に近い気流の研究に対して極めて興味深い資料を与えるものであることが示されたと思う。この装置によれば、翼面上の衝撃波が形成されて行く過程のように、ふつうの風洞では観測できない現象を明らかにすることができるのである。われわれの製作した測定装置は精度においてなお不満足な点があるので、今後さらに改善して実験の精度を向上させたいと考えている。また、われわれの実験室にはこの衝撃波管とはほぼ同じ大きさの誘導式高速風洞があるので、両方の実験を平行して行い、その結果を比較しながら音速に近い気流の研究を進めて行く予定である。

本文の研究は生産技術研究所の昭和27年度中間試験研究の一つとして行われたものである。またこの装置の設計および実験には桜井義雄君の協力を得た。附記して感謝の意を表する。(1953. 3. 13)

#### 文 献

- (1) F. W. Geiger, C. W. Mautz & R. N. Hollyer, Engineering Research Institute, Univ. of Michigan, 1949.
- (2) 玉木章夫, 生産研究4巻3号, 昭和27年.
- (3) 玉木章夫, 日本物理学会誌7巻3号, 131-136 昭和27年.