

翼列試験用衝撃風洞

Shock Tunnel for Testing Blade-Cascade

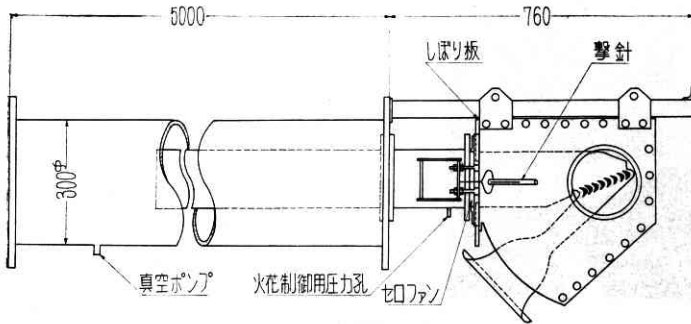
玉 木 章 夫・三 石 智・永 井 達 成

蒸気タービンあるいはガスタービンでは非常に高速度の気体の流れが取り扱われるので、その性能向上には、ノズルおよび動翼を過ぎる高速度、圧縮性の流れを調べて、衝撃波、流れの剥離などによる損失をできるだけ小

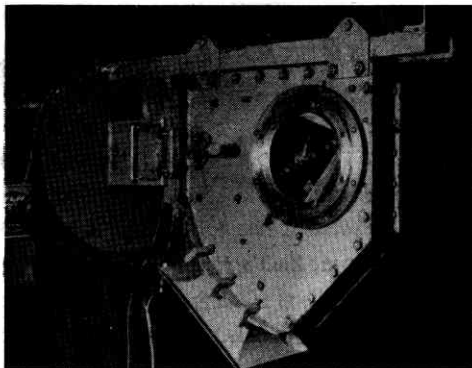
い。以下にその概略を述べよう。

1. 衝撃風洞

第 1 図に風洞の略図、第 2 図にその写真を示す。これ



第 1 図 翼列用衝撃風洞



第 2 図 風洞の外観

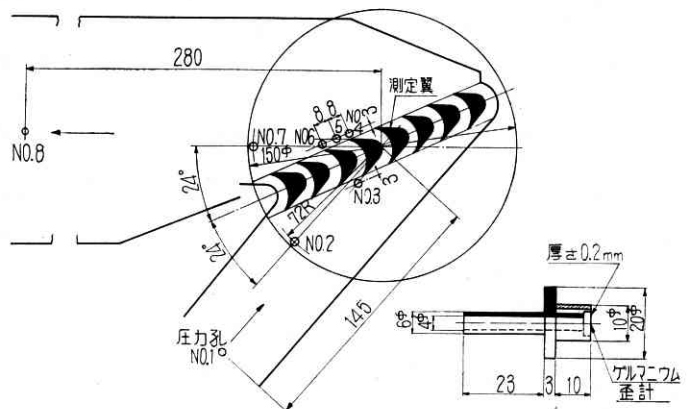
は真空容器の役をする円管（直径 30 cm、長さ 5 m）に、翼列試験用の矩形風路と吸込口を取り付けたもので、測定部の上流にはマッハ数に応じた木製のラバール管が取り付けられる。測定部の風路断面は幅 8 cm、高さ 5.8 cm である。セロファン膜より左側を真空ポンプで排気したのち、膜を針で破り、大気をラバール管内に吸い込んで超音速流を作る。要するに、ふつうの真空吸込式高速風洞の開閉コックの代わりにセロファン膜を用いて、風路の全開を瞬時にこなうようにしたものすぎない。セロファン膜の断面には上下から挿入する“しぼり板”がある。このしぼりは翼列出口の圧力のある範囲内で変えられるようにしたもので、その特性については後に説明する。

この風洞の気流持続時間はマッハ数 1.5 の付近でだいたい 0.1 秒くらいであるが、抵抗線歪計、シリコンまたはゲルマニウム歪計などを用いた圧力計や天秤の計測に要求される時間は 0.03~0.04 秒にできるから、これで十分と考えられる。

2. 圧力および力の測定

圧力計を第 3 図 (b) に示す。これは細い管の端に

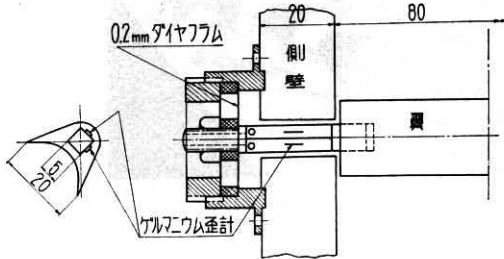
小さくすることが必要である。このような目的で、高速風洞の吹出口に翼列をおいて、流れの模様を調べることが次第にさかになってきた。しかし高速風洞は一般に建設費が高く、かつ風洞から出る騒音も実際には非常に厄介な問題である。最近、筆者らは衝撃風洞の一つの形式として気流持続時間が 0.1 秒程度の翼列試験用風洞を試作し、タービン動翼に相当する翼列について、その入口側が超音速である場合の実験を行なえるようにした。この風洞では光学的測定のほかに、圧力および翼にはたらく力の瞬間測定が行なわれる。装置は非常に簡単で、建設費はふつうの風洞と比較にならないほど少なく、音の問題もな



(a) 測定位置 (b) 圧力計

第 3 図 圧力測定

0.2 mm 厚の真鍮膜をつけ、その裏面にゲルマニウム歪計を貼りつけたものである。管は風路の側壁に差し込まれ、開口端はそのまま静圧孔の役をする。一般にこの種の歪計では温度の影響が厄介な問題であるが、この風路



第4図 力の測定法

では気流の時間が短いので温度変化は問題にならない。第3図(a)に測圧点を示す。圧力および力の測定には、光学測定用の窓ガラスの代わりに同じ大きさの金属円板を用いた。

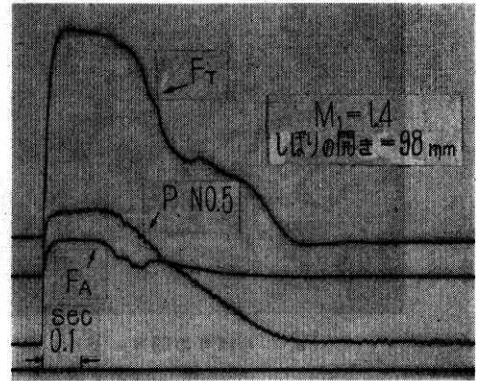
歪計を直流ブリッジの一辺とし、歪によって生ずるブリッジ電圧を直流増幅器を通して電磁オシログラフに導いた。ゲルマニウム歪計は高感度なので、オシログラフのバイブレータの感度をあげれば直流増幅器は必要でない。実際、力の測定の場合はこのようにしている。

翼列にはたらく力と、入口

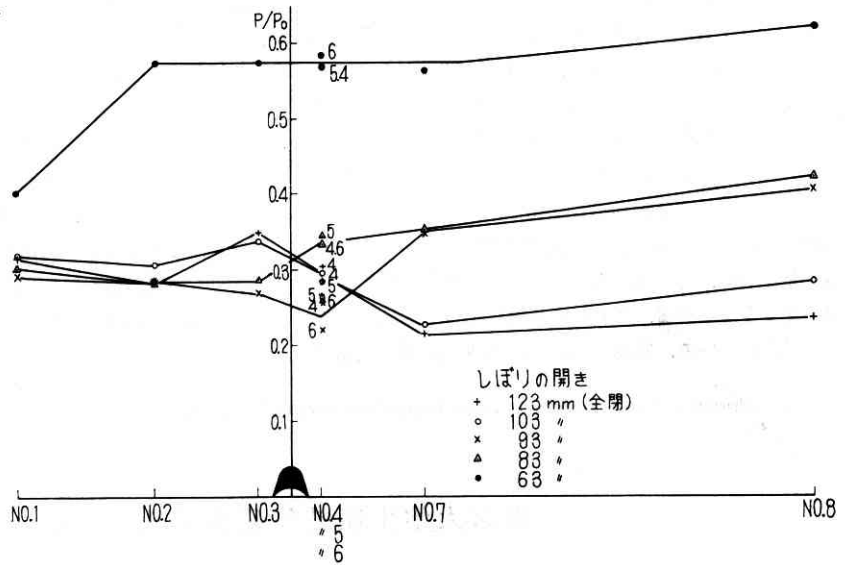
および出口断面の圧力とを知れば、これらを用いて流入速度ベクトルから流出速度ベクトルを定めることができるので、速度係数および転向角などを求めることができる。

翼列中央の1枚の翼について、これにはたらく空気力をはかることとし、その両端に第4図のような正方形の支柱をつけて、その面にゲルマニウムをはりつけた。これによって翼列面内の分力 F_T およびこれに垂直な方向の分力 F_A が測定される。予備実験によって、おのおの方向の力の測定には相互干渉がないことを確かめた。

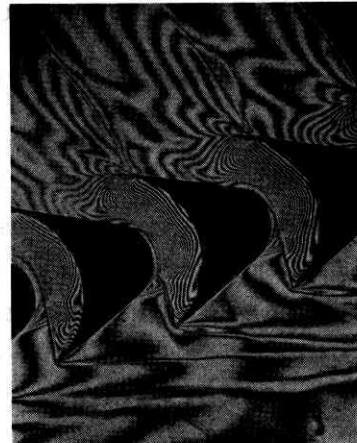
第5図は力と圧力の測定を示すオシログラフの記録である。第6図には風路内の圧力分布の例を示す。測定点の番号は第3図(a)に示されている。この図にはしぼりをいろいろにかえた場合が示されている。しぼりの開きの数値は、風路の開いている部分の寸法である。第6



第5図 力および圧力の測定例



第6図 風路内の圧力分布 (P=静圧, P0=大気圧)

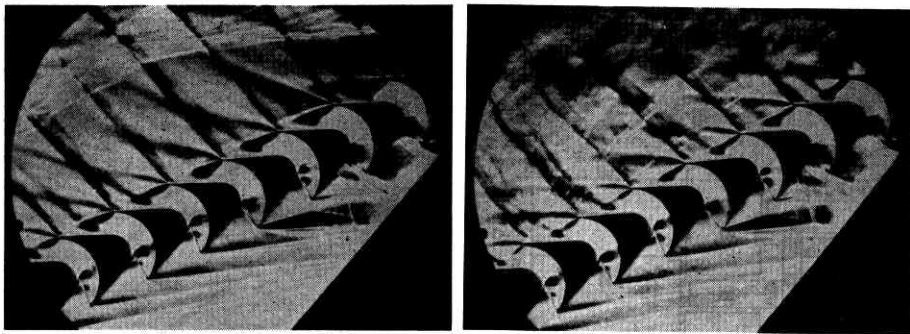


第7図 等密度干渉縞
 $M_1=1.4$, しぼりの開き=98 mm

図の圧力分布は第7, 8図の気流写真と対照すると、その意味がよくわかる。

3. 光学測定

マッハ・ツェンダー干渉計とシュリーレン法の両者を用い、光源にはマグネシウムの火花を用いた。翼の支持は両端に付け



(a) しぼりの開き=98 mm

(b) しぼりの開き=83 mm

第 8 図 シュリーレン写真 $M_1=1.4$

た 2 本の支柱をガラスに穿った穴（貫通してない）に差し込む方式によった。

第 7 図は干渉縞，第 8 図はシュリーレン写真の例（入口マッハ数 $M_1=1.4$ ）である。しぼりの開きが大きいときは翼列出口は超音速であるが，しぼりを増すと第 8 図 (a) に示されるように，帯状の衝撃波（定常な）がしだいに上流に現われるようになる。しぼりがある値になるとこの衝撃波は翼列出口に達し，これよりわずかにしぼりを増すと，翼列出口の内側に衝撃波をふくむ流れができる (b)。そして，さらにしぼりを増すと衝撃波は翼列より上流に移る。これらの模様は第 6 図の圧力分布にも現われている。写真からわかるように，翼の先端に

は衝撃波があり，また翼列通路にはかなり強い衝撃波が現われる。翼の形のえらび方によって，衝撃波あるいは流れの剝離による損失が，どの程度減らせるかは興味ある問題である。

この実験は三菱造船株式会社研究部からの委託研究として行なわれたものである。実験について有益なご助言を与えて下さった同社の矢野巍課長，笠口展宏技師に感謝の意を表したい。また本実験に使用したゲルマニウム歪計は豊田理化学研究所五十嵐伊勢美所員の研究試作になるもので，これの使用について種々の便宜を与えて下さった同氏に厚く感謝する。（1961 年 12 月 27 日受理）

東京大学生産技術研究所報告予告

第 12 卷 第 1 号 安藤良夫 著

ON THE BRITTLE FRACTURE OF WELDED JOINTS

「溶接継手の脆性破壊に関する研究」(英文)

溶接継手の残留応力が脆性破壊に及ぼす影響について考察し，溶接部の靱性が母材部の靱性より優れた場合と劣った場合について，焼鈍・ピーニング・機械的応力除去・低温応力除去などの各種応力除去を行なった溶接継手と，溶接のままの継手とを静的曲げ試験によって比較した。その結果溶接残留応力は脆性破壊の発生・伝播に対する抵抗力，脆性亀裂の伝播方向，伝播速度に大きな影響を与えることが分かった。

きわめて高い靱性を有する溶接部は母材部を伝播する脆性亀裂を継手において停止しうることを検証した。脆性亀裂が溶接継手と平行に進む場合につき，溶接部・ボンド・変質部における伝播特性を求めた。

脆性亀裂の伝播速度を求めるために，新しい考案にもとづいた計測装置二種類を試作したが，それらについて付録に取りまとめた。

(1962 年 3 月発行)