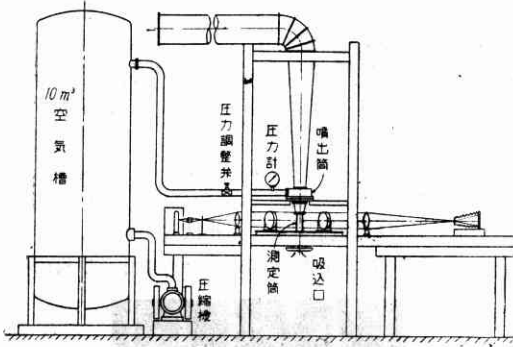


翼型を過ぎる音速に近い気流の研究

玉木 章夫・永井 達成

流れの場の中に、音よりはやい領域とおそい領域とが共存する、いわゆる遷音速流の性質については、現在なお明らかでない点が多い。この問題を研究するためにわれわれは新たに小型高速風洞を設置し、まず主流が音速以下である場合の翼型のまわりの流れを研究している。風洞は誘導式といわれる形式で、第 1 図に示すように



第 1 図

測定筒の下流にある噴出筒内壁の環状ノズルから高压空気 (3~8 kg/cm²) を噴出し、これによつて大気を吸込んで高速気流を作るものである。高压空気は容積 10 m³、圧力 10 kg/cm² の空気槽から供給される。測定筒の断面は 6×9.2 cm の矩形、最高マッハ数は模型を入れないときは 0.90、写真のような支柱付翼型を入れたときは 0.83 くらいである。測定筒を取換え、噴出空気量を増すことによつてマッハ数 1.4 くらいの超音速流をも得られるように計画されている。

流れの測定には、鏡面の直径 10 cm のマッハ・ツェンダー干渉計を用い、干渉縞の移動から密度の変化を求め、気流が断熱的であるとして圧力あるいは速度の分布を求

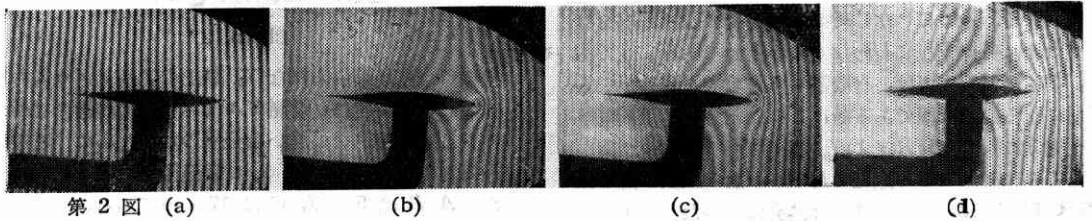
める方法を用いている。

第 2, 3 図には玉田氏の翼型 (数理物理学研究 II, 107, 1952, 岩波書店) を過ぎる流れの写真を示す。迎角が 0 で主流のマッハ数 M_1 がちょうど 0.745 のとき、この翼型のまわりには超音速域を含んでしかも衝撃波を伴わない流れが存在することが理論的に示されている。模型の翼弦長は 3 cm、下面の中央に厚さ 2 mm の支柱を備えている。

第 2 図は静止時に平行縞を出しておいて、流れによるこの変化を撮影したもので、第 3 図は静止時に視野を白色にしておいて縞の発生を撮影したものである。後者は縞が等密度線 (断熱気流では等圧、等速線) を表わすので流れの観察には便利であるが、圧力分布の詳しい測定には前者の方が適している。第 2 図では縞の間隔が広がる場所は加速域、狭くなる場所は減速域を表わしている。

翼型には前縁から 42% 弦長の位置に測圧孔があるが、第 3 図 b からわかるように最低圧力点がほぼこの位置にあるので、測圧孔による圧力測定から求めたマッハ数 (図の説明中の M) はほぼ翼面上の最高マッハ数を表わすと見てよい。第 2, 3 図 b は翼面上でわずかに音速を越すが、まだ衝撃波は現れない。c では 50% 弦長に衝撃波が出ている。b と c との間の状態は気流が振動して写真がとりにくいが、これらの写真から判断すると玉田氏の理論計算の結果と定性的には一致するようである。d は衝撃波が発達した状態である。なお、翼型は支柱の存在を考慮してわずかに負迎角に取付けてあるが、上下面の流れの対称性は不完全である。現在引きついで実験ならびに縞の読取りによる圧力分布の決定を行っているので、詳しいことは後日報告したいと思う。

(1952.12.22)

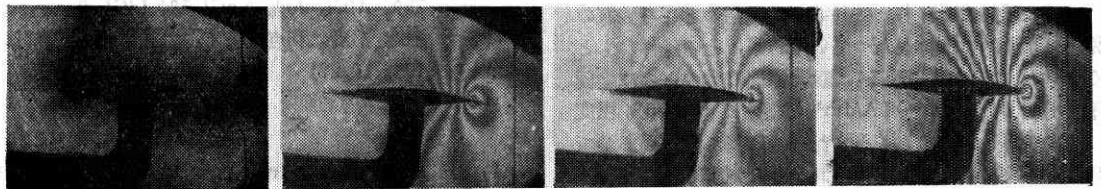


第 2 図 (a)

(b)

(c)

(d)



第 3 図 (a)

(b)

(c)

(d)

静止状態

$M_1=0.755$
 $M=1.014$

$M_1=0.79$
 $M=1.13$

$M_1=0.83$
 $M=1.18$