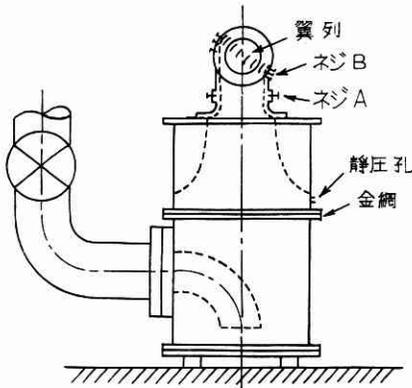


干渉計による高速翼列実験

玉 木 章 夫

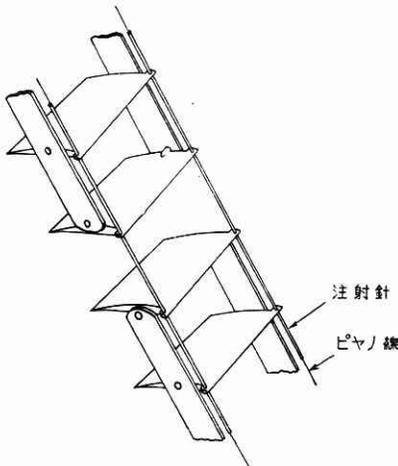
ジェットエンジンなどに用いる軸流圧縮機では翼に相対的な流入速度が音速に近づくので、翼面上に超音速の部分ができ、衝撃波が発生し、このため性能が悪くなるおそれがある。この問題を研究するには翼列を風洞の吹出口にならべて、そのまわりの流れをしらべる必要があるが、ピトー管やヨーメーターを用いる通常の方法では実験に多大の労力と時間を要する。干渉計を用いれば、流れの場全体の密度分布が一度に写真に撮影されるから実験時間が節約され、継続時間の短い吹出風洞でも間に合うことになる。

われわれは昨秋以来、日本ジェットエンジン株式会社からの委託研究としてこの方法による翼列の研究を行ってきた。詳細の報告は後にゆずるとして、ここに概略を報告したいと思う。



第 1 図 翼列風洞

第 1 図は風洞の略図である。測定部の風路幅(ガラス窓の間隔)は 4 cm、いま一對の側壁の間隔はネジ A の微動によって、翼列の間隔、姿勢に応じて 5~13 cm に変えられる。また出口附近の壁は薄い鋼板で作られ、ネジ B によって、翼列におよぼす境界の影響



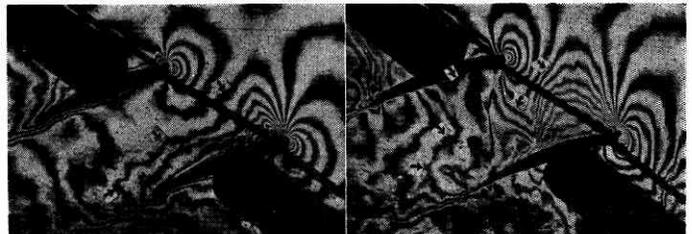
第 2 図 翼の支持法

を取除きうるように変形できる。空気は 10 m³, 10 atm のタンクから供給され、バルブの開きを加減して集合筒上流の圧力を 1.3~1.7 atm に調節することによって、翼列上流のマッハ数 M_1 を 0.6~0.9 に変えられる。

翼列には 6 枚の翼を用いた。翼幅は 3.7 cm, 弦長は 2 cm である。翼の支持法を第 2 図に示す。翼の最大厚附近の円柱形の突起を厚さ 1.5 mm の支持板(窓内面に固定される)に差し込み、前縁部の張り出しに穿った小孔にピアノ線を通し、これに外径 0.8 mm の短い注射針をかぶせる。この注射針は翼間隔を保つ役をするもので、一番端のものはピアノ線に固定され、ピアノ線を引張ることによって翼列のスタガー角(くいちがい角)を変えられる。迎角の変更は窓枠の回転によって行われる。

気流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、窓ガラスと補償ガラスには厚さ 17 mm の光学ガラス板を用いた。光源はマグネシウムを電極とする火花で、2 枚のフィルターを重ねて 4481 Å の単色光とした。

第 3 図は干渉縞写真の例で、翼の厚み比 8%、迎角 20° の場合である。写真の縞は等密度線をあらわすもので、気流は断熱的と考えてよいから、これは等圧線あるいは等速線とみてよい。矢印を付けた線の内側は翼の上流よりも負圧、外側は正圧である。(a) では翼面に短い衝撃波がみられるが、これは流れを悪化させてはいない。そして翼列を経て圧力が上昇することが写真からも明らかである。(b) では 2 本の衝撃波があって流れが割離し、後の流れが乱れている。このような状態になると転向角(流入、流出方向のなす角)が急に小さくなる。また写真だけからは明らかでないが、静圧管による圧力の実測によると翼列上流の圧力は下流よりかえって高くなっている。(1955. 7. 6)



(a) $M_1=0.80$

(b) $M_1=0.87$

第 3 図 翼列付近の等密度線