

遷音速振動翼風洞

谷田好通・浅沼 強・斎藤喜夫*

New Transonic, Oscillating-aerofoil Wind Tunnel

By

Yoshimichi TANIDA, Tsuyoshi ASANUMA, Yoshio SAITO

Abstract: This paper gives the construction and characteristics of a new transonic wind tunnel which was designed and constructed for the experiments concerning a oscillating aerofoil in transonic channel flow.

This wind tunnel is characterized by the test section of variable height, which is furnished with two movable parallel walls placed between upper and lower rigid walls of the wind tunnel. Test aerofoil is given a forced torsional oscillation, and measurements of the oscillatory aerodynamic forces acting on the aerofoil are made as well as the flow visualization with the schlieren method of reflex type.

The specifications of the transonic wind tunnel are as follows:

Wind tunnel:

Type: blow-down type

Test section: width 75 mm, maximum height 200 mm (variable)

Mach number: equal to or less than 1.0

Running time: over 15 min.

Aerofoil oscillation mechanism:

Type: forced torsional oscillation by two electro-magnetic oscillators
(with resonance method)

Maximum force of oscillation: 150 kg×2

Frequency of oscillation: 5~2,000 Hz

概 要

本報告は新設の遷音速振動翼風洞の構造と特性について述べたものである。

遷音速振動翼風洞は、平行壁をもつ二次元流路中で振動する翼の遷音速特性を明らかにすることを目的として設計製作されたものであって、測定部には上下固定壁の内側に二枚の可動壁を持ち、測定部流路の高さを任意に変え得ることを特徴としている。供試翼には特殊な加振機構により振り振動が与えられ、振動翼に作用する空気力を測定するとともに、反射光式シュリーレン装置により流れの光学的可視観察を行うことができる。

遷音速振動翼風洞の主な仕様は次の通りである。

* 東大大学院工学系研究科航空学課程

風洞

型式：吹出し型断続式

測定部断面寸法：幅 75 mm (一定), 高さ最大 200mm (可変)

マッハ数範囲：1.0 以下

気流温度：整流筒内ではほぼ常温

連続運転時間：15 分以上

翼加振装置

型式：動電型加振機二台による強制振り振動 (共振法併用)

最大加振力：150 kg×2

加振周波数：5~2,000 Hz

光学的観測装置

型式：反射光式シュリーレン法

光源：100 W 超高圧水銀灯

1. はじめに

近年，航空機用ジェットエンジンの高性能化にともない，遷音速あるいは超音速軸流圧縮機の研究が再び活発に行なわれるようになったが，特に航空機の安全性の面から遷音速あるいは超音速領域で作動する圧縮機翼の空力弾性的特性あるいは翼列フラッタの問題を解明することが重要である．過去において，軸流流体機械の翼列内部の流れに関しては理論的にも実験的にも広く研究が行われており，亜音速および超音速領域においては翼列の定常的特性は勿論のこと，非定常特性に関してもかなり明らかにされてきている．しかるに，翼に対する気流速度が遷音速となる範囲では理論的解析はきわめて困難であり，実験的方法により現象を解析することが重要となってくる．軸流圧縮機の翼列内部の流れが航空機の翼と著しく異なる点は，翼自身の厚みにより流路断面積が変化し，そのため翼に流入する気流のマッハ数が比較的小さい状態でも翼面上の流れは容易に遷音速となり得ることであるが，このような遷音速翼列内部の流れについてはまだ十分に明らかにされておらず，特に翼が振動する場合については今後解明すべき問題として残されている．

そこで著者らは，遷音速翼列の静的，動的特性を明らかにすることを最終目的として，まずそれらを基礎的に研究するために，単独の二次元翼が平行壁間に置かれた場合（翼列をモデル化したもの）について実験を行うことにした．本報告に述べる遷音速振動翼風洞は，このような平行壁間におかれた翼の遷音速流中における静的および動的な特性をしらべることを目的として新たに設計製作されたものである．

本風洞は既設の球形貯気槽（容積 524 m³）に貯えられた高圧空気（最大ゲージ圧 15kg/cm²）を空気源とする吹出し型断続式（ブローダウン式）である．本研究の目的とするのは測定部最小断面においてマッハ数が 1 となる場合であり，このため測定部断面積を大きくすることはむずかしく，また実験時間を十分にとるためにも測定部断面積は小さい方が有利である．また翼を振動させる場合，加振機および他の振動機構は翼が小さいほど大振幅，高振動数まで無理なく作動させることができるが，翼に作用する空気力の精密な測定およびシュ

ーリレン法による翼まわりの流れの可視化観察のためには翼は大型であることが望ましい。以上の点を考慮して、翼模型の翼弦長 50 mm, アスペクト比 1.5 とし、本風洞の測定部断面を幅 75 mm, 最大高さ 200 mm と決定した。この結果、風洞の連続運転時間は最低 15 分以上が可能となった。この風洞の特徴とするところは、測定部上下固定壁の内側に上下各一枚の可動壁を有し、それによって測定部高さを 0~200 mm の範囲で変えることができ、翼の厚みによる流路断面積変化の比率を任意に変え得ることである。

翼加振装置は、最大加振力が 150 kg の二台の動電型加振機により翼を強制的に振り振動させるものであるが、後述のように、加振機により直接加振される加振軸とスプリングベアリングによって支持された翼との中間部がトーションバーとなっており、翼を加振軸と共振させることによりきわめて小さな加振力で翼に大振幅を与えられることがこの加振装置の特徴である。

光学的観測装置としては、反射光式シュリーレン装置を用いる。本方式が一般のシュリーレン装置と異なるのは、すべての装置が風洞片側に配置されていることであるが、それは前述の翼加振機構の構造・配置が翼まわりの流れの可視化観察を妨げることなく自由になされ得るという大きな利点をもつ。

2. 遷音速振動翼風洞概要

遷音速振動翼風洞の型式および諸元は次の通りである。

型式：吹出し型断続式（ブローダウン式）

測定部断面寸法：幅 75 mm（一定）、高さ最大 200 mm（可変）

マッハ数範囲：1.0 以下

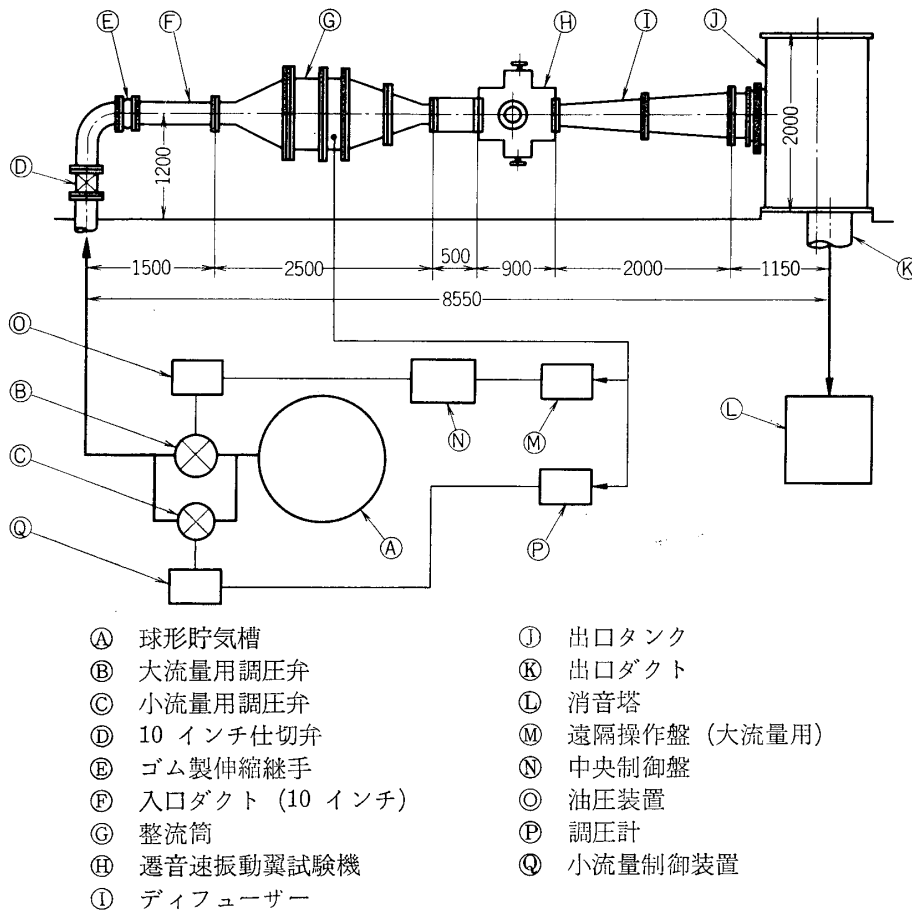
気流温度：整流筒内ではほぼ常温

連続運転時間：15 分以上

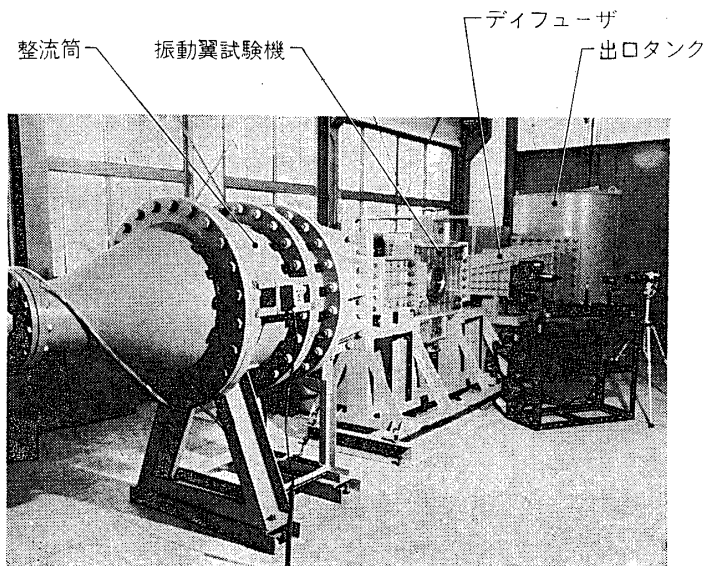
第1図に本風洞の系統図を、第2図に主要部写真を示す。第1図に示すように、球形貯気槽①（容積 524 m³）に貯えられた高圧空気（最大ゲージ圧 15 kg/cm²）は大流量調圧弁②または小流量調圧弁③によって流量制御が行われてから仕切弁④を通して遷音速振動翼風洞に導かれる。空気は整流筒⑤で整流された後、遷音速振動翼試験機⑥に流入し、ディフューザー⑦より出口タンク⑧、出口ダクト⑨、消音塔⑩を経て外気中に放出される。

振動翼試験機測定部における気流のマッハ数 M は、整流筒内の静圧 P_1 と測定部（翼）中心より 100 mm 上流側の位置の静圧 P_2 の測定値を用いて求める。マッハ数とこれらの静圧との間の関係は、測定部における可動壁間距離および翼取付条件等の設定条件によって変るが、整流筒内の静圧 P_1 は大流量の場合は遠隔操作盤⑪により調圧弁②を、また小流量の場合は小流量用調圧計⑫により調圧弁③を自動的あるいは手動的に制御することによって任意の値に設定される。

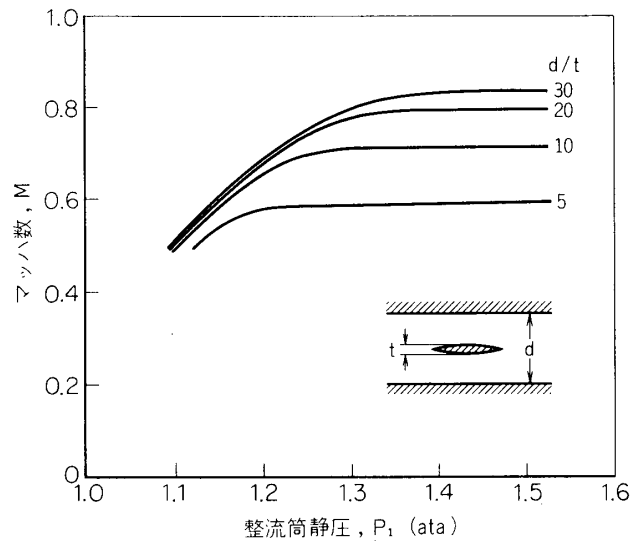
第3図は、測定部に翼弦長 50 mm, 翼厚 5 mm の対称円弧翼を迎角 0 度で取り付け、上下可動壁を翼より等間隔の位置（可動壁間距離 d ）においた場合において、整流筒内の静圧 P_1 と測定部（翼）中心より上流側 100 mm の位置におけるマッハ数 M の関係を求めた結



第 1 図 遷音速振動翼風洞系統図



第 2 図 遷音速振動翼風洞概観



第 3 図 整流筒静圧とマッハ数

果を示す。

3. 風洞各部の構造および機構

3-1 入口配管部および整流筒

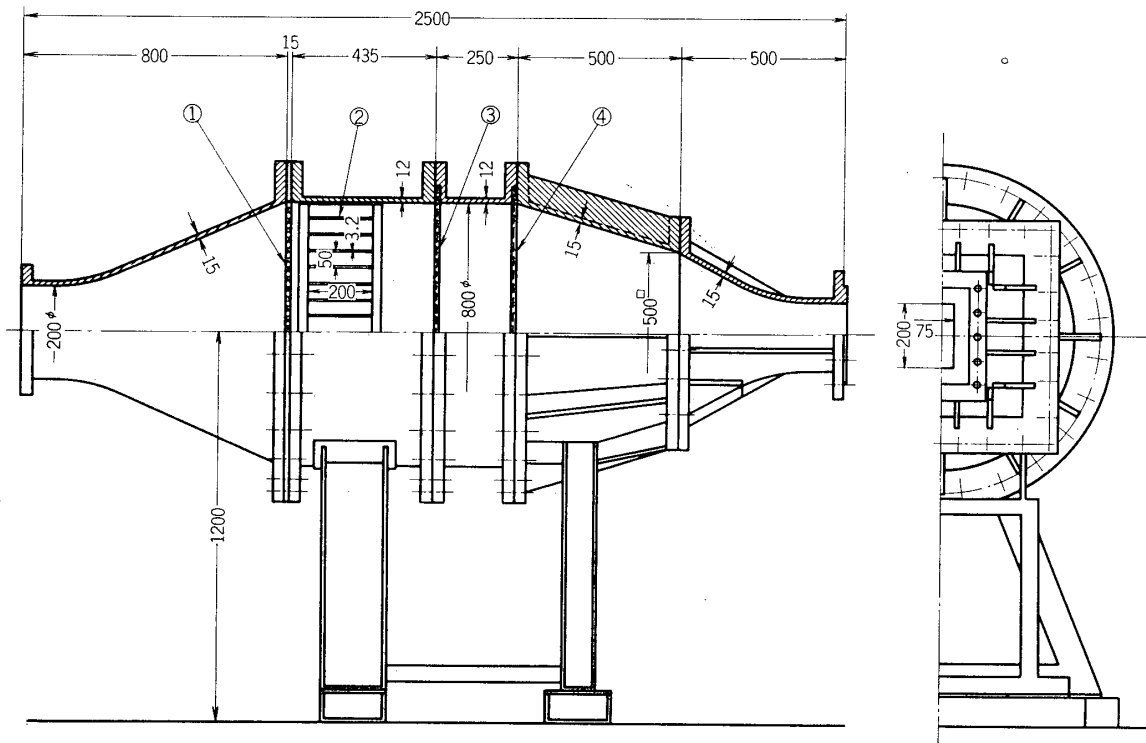
入口配管部は第 1 図に示すように 10 インチ仕切弁①, ゴム製伸縮継手②および 10 インチガス管③からなる。

整流筒は第 4 図に示すように上流側からディフューザ一部, 整流部, ノズル部に大別される。

ディフューザ一部は内径 250 mm の入口部から内径 800 mm の整流部まで半開角約 25 度, 肉厚 15 mm の鋳鉄製円錐胴体で形成されている。

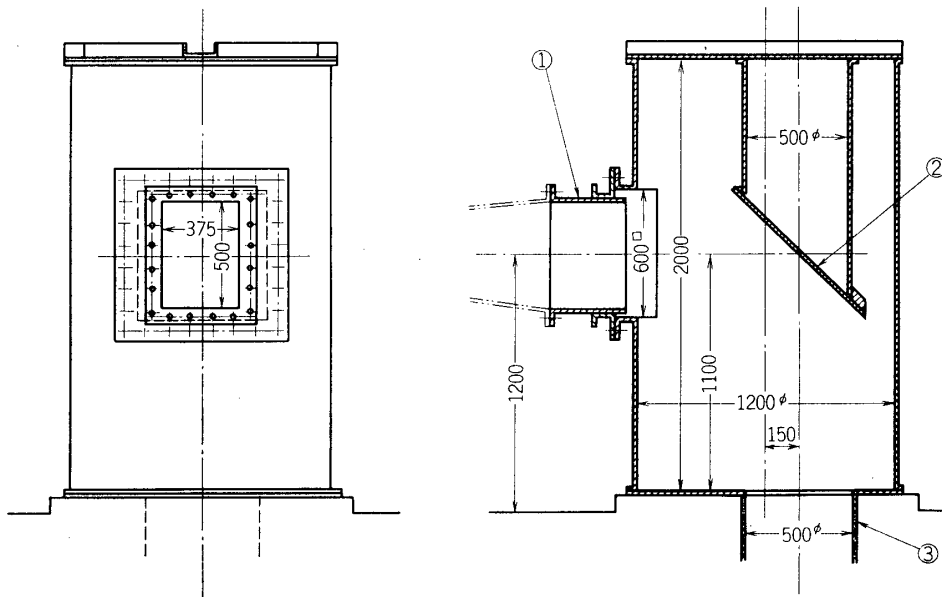
整流部は長さ 700 mm, 内径 800 mm, 肉厚 12 mm の鋼板製円筒体あって, その内部には上流側から順に有孔板①, 整流格子②, 二重スクリーン③および④を備えている。有孔板①は直径 20 mm の孔を 30 mm 間隔で有する有孔率 40%, 肉厚 15 mm の鋼板であり, 整流格子②は幅 200 mm, 厚さ 3.2 mm の鋼板によって 50 mm×50 mm の格子単位を形成している。二重スクリーン③は 20 メッシュと 2 1/2 メッシュの金網からなり, 同じく④は 30 メッシュと 3 メッシュの金網から成り立っていて, 材質はいずれも SUS 27 ステンレス鋼材である。

ノズル部は内径 800 mm の円形断面から最初に 500 mm×500 mm の正方形断面に縮小しさらにそこから 75 mm×200 mm の長方形断面に縮小されている。この部分の前半部は肉厚 15 mm の鋳鉄製, 後半部は肉厚 15 mm のアルミ合金製であり, いずれも外側がリブで補強されている。



① 有孔板 ② 整流格子 ③, ④ 二重スクリーン

第 4 図 整 流 筒



① 伸縮継手 ② 偏向板 ③ 出口ダクト

第 5 図 出 口 タ ン ク

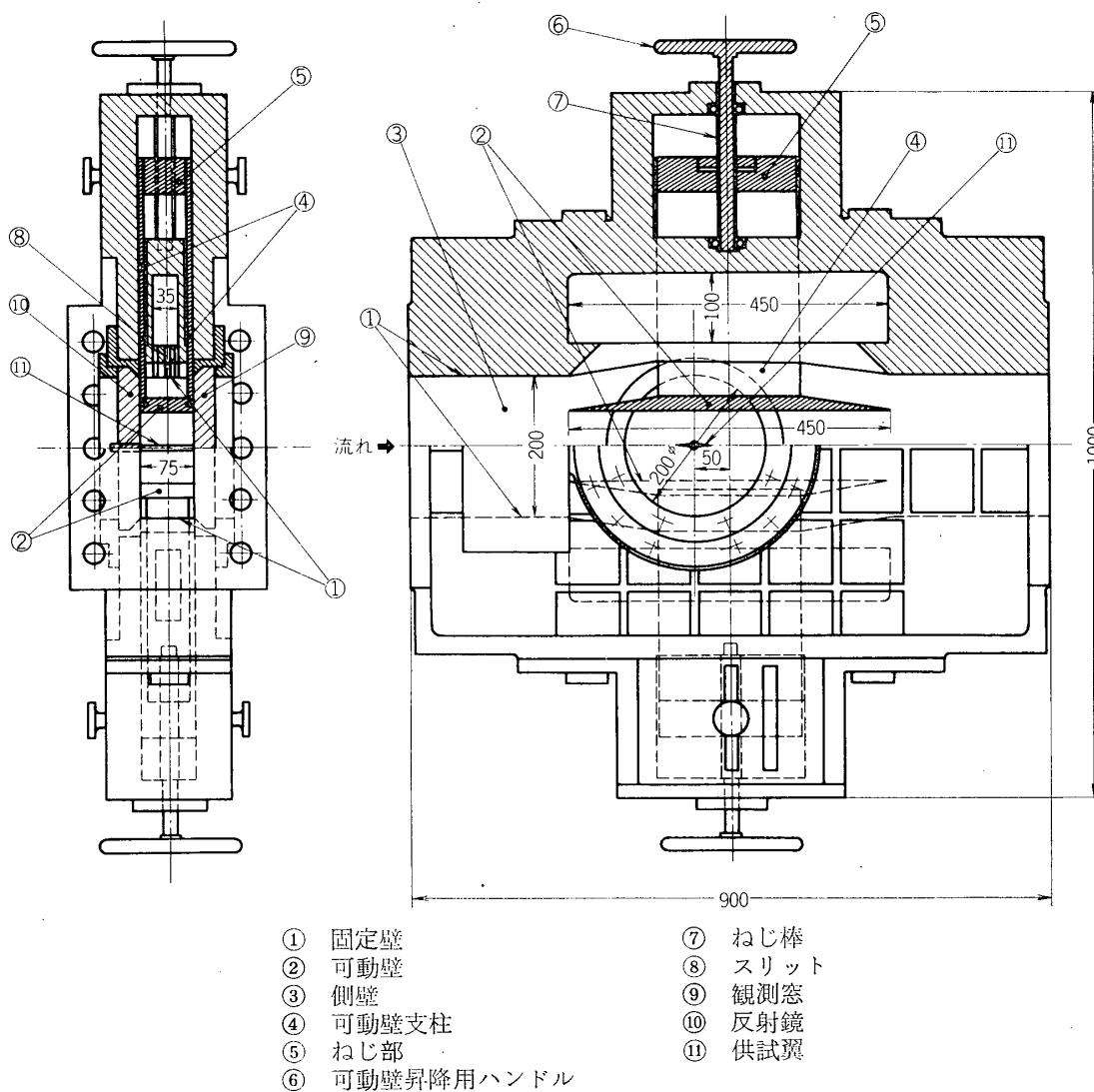
3-2 ディフューザーおよび出口タンク

ディフューザーは 75 mm×200 mm の長方形断面の入口部から 375 mm×500 mm の出口部まで上下および左右の半開角約 4 度，肉厚 9 mm の鋼板製であり，振動防止のためその外側は肉厚 6 mm のリブで補強されている。

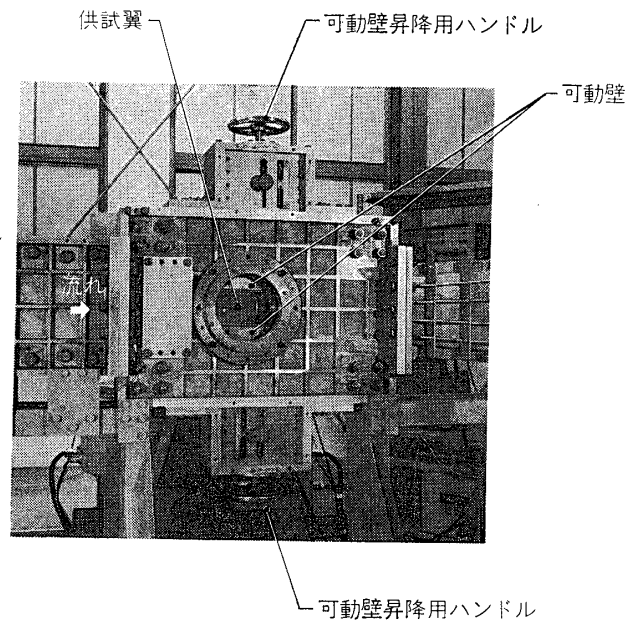
出口タンクは第 5 図に示すように，肉厚 9 mm，内径 1,200 mm，高さ 2,000 mm の鋼板製円筒であり，側面より流入した気流は偏向板②により下向きに方向を変えられ，底面に接続された内径 500 mm のダクト③に排出される。ディフューザー部との接合部は伸縮継手①により上下，左右にそれぞれ 30 mm，前後に 100 mm の移動または伸縮が可能であり，ディフューザー部および測定部の取りはずしを容易にしている。

3-3 振動翼試験機

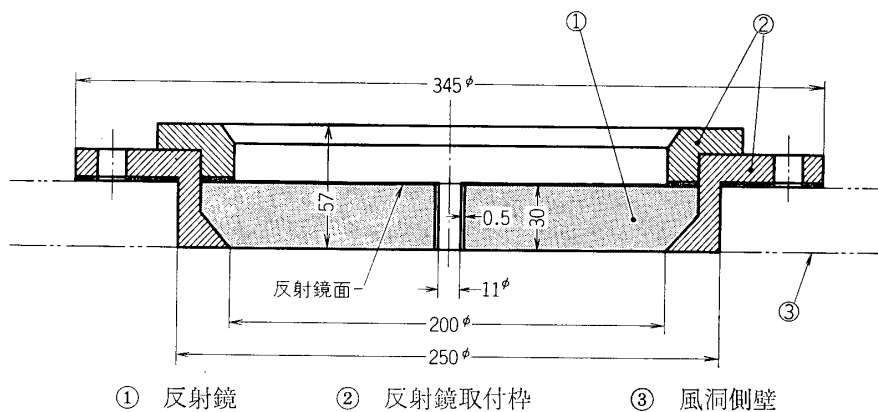
振動翼試験機の詳細と写真をそれぞれ第 6 図および第 7 図に示す。第 6 図に示すように振



第 6 図 振動翼試験機



第 7 図 振動翼試験機概観



① 反射鏡 ② 反射鏡取付枠 ③ 風洞側壁

第 8 図 シュリーレン用反射鏡

動翼試験機は上下の固定壁①の内側に二枚の可動壁②を有することが一般の風洞と異っている。測定部は二枚の可動壁②と側壁③により幅 75 mm, 高さ 0~200 mm の長方形断面を形成しており, 測定部中心は可動壁前縁 (上流側端) より 175 mm, 後縁 (下流側端) より 275 mm の位置にある。

可動壁②は幅 75 mm, 厚さ 20 mm, 長さ 450 mm であって, 前後縁は外面が主流方向に対し 10 度の傾きをもつ楔形をしており, また前縁より約 15 mm の部分は流れの測定部側への剝離を防ぐため, 内面側にも主流方向に対し 2 度の傾斜がつけられている。可動壁②はその両側面を厚さ 8 mm, 長さ 200 mm の楔形の支柱④で支持されており, 両側の支柱④は風洞の外側でねじ部⑤により一体になっているので, ハンドル⑥を回転することにより, 可動壁②は主流方向に平行な状態を保ったままそれぞれ 0~100 mm の範囲で上下に移動し, 任意の位置に固定することができる。可動壁②および支柱④は高速気流中で先端部の十分な

強度を保つため SUS 27 ステンレス鋼により製作されている。

上下の固定壁①の可動壁裏側部分には主流方向に幅 5 mm, 長さ 450 mm の三本のスリット⑧がつけられており, スリット⑧の裏側には幅 35 mm, 高さ 100 mm, 長さ 450 mm の空間が設けられている。これらは支柱④が可動壁②の外側の流れに及ぼす影響, ひいては測定部の流れに及ぼす影響を軽減するためのものである。

風洞側壁はリブで補強された肉厚 15 mm のアルミ合金製で, 測定部中央には直径 250 mm の円孔が有り, シュリーレン用観測窓⑨および同反射鏡⑩が取り付けられている。反射鏡⑩は第 8 図に示すように厚さ 30 mm, 有効径 200 mm の BK 7 ガラスの裏面を鏡面とした平面鏡を黄銅製の枠に接着したものである。反射鏡の中央には翼中心軸を通すための直径 11 mm の円孔があげられているが, その円孔部内には肉厚 0.5 mm の黄銅製円筒が嵌め込まれており, 翼の振動によりガラスが破損するのを防止している。観測窓⑨はほぼ反射鏡⑩と同様な構造であるが, 鏡面および円孔をもたない点が異っている。

4. 翼加振装置

翼加振装置を第 9 図および第 10 図に示す。

第 9 図に示すように, 翼加振装置は動電型加振機①, 加振軸部②, トーションバー③, スプリングベアリング部④および翼取付部⑤に大別される。

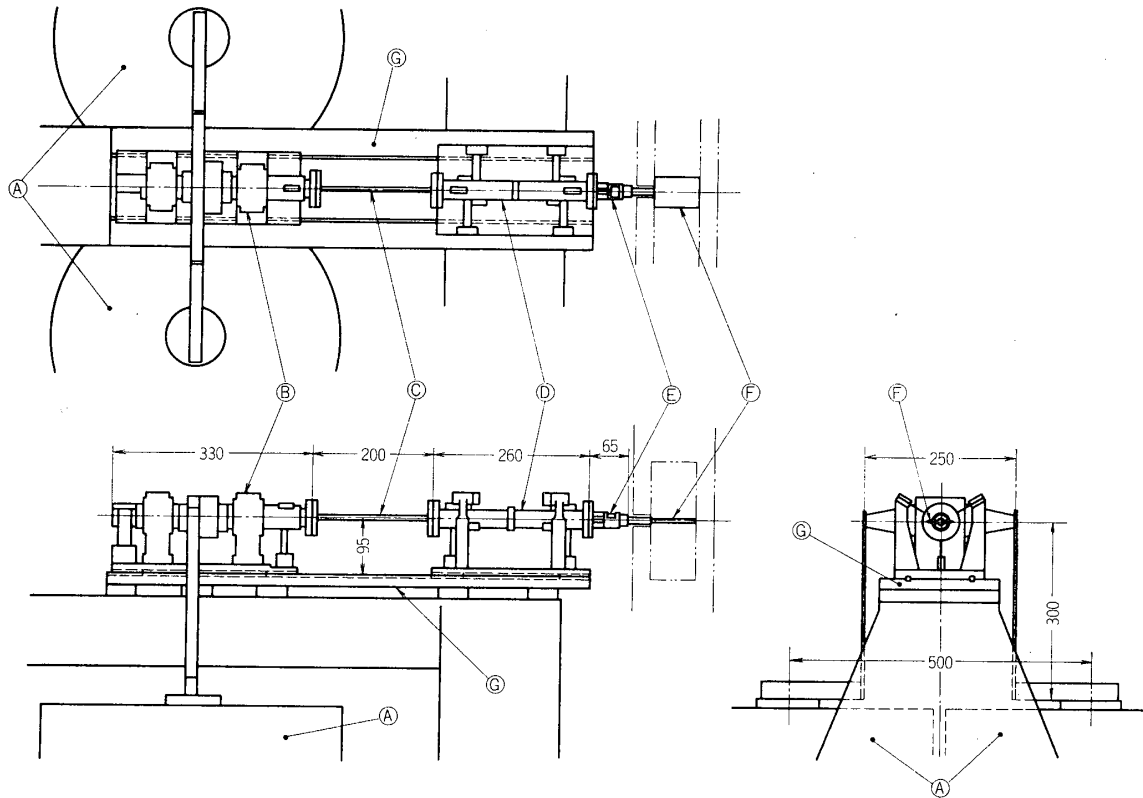
二台の動電型加振機(第 9 図①)は, 第 11 図に示したように肉厚 9~20 mm の鋼板製の枠内にコンクリートを充填した据付台②上に取り付けられるが, これをさらに風洞据付部床面④から砂によって浮かされた 1.1 m×1 m×1.25 m のコンクリート製防振基礎③の上に据付けることによって振動の影響が他に及ばないように配慮してある。動電型加振機①はいずれも最大加振力 150 kg, 加振周波数 5~2,000 Hz の空冷式のもので, 二台は互いに 180 度の位相差をもって振動するが, 振幅の制御は別々に行う。

第 12 図は加振軸部(第 9 図②)の詳細を示したものである。すべり軸受②, ③によって支持された加振軸①は二台の動電型加振機により, 燐青銅製板バネ④および軸に取り付けられた腕⑤を介して回転振動が与えられる。

軸の先端部にはフランジによりトーションバーがボルト締めされる。軸後端部には厚さ 0.6 mm, 幅 20 mm の燐青銅製の板バネ⑥が取り付けられており, 加振軸の軸方向の動きを押えている。また板バネ⑦は加振軸の変位検出用の歪ゲージを貼付するためのもので厚さ 0.6 mm, 幅 12 mm の燐青銅製である。

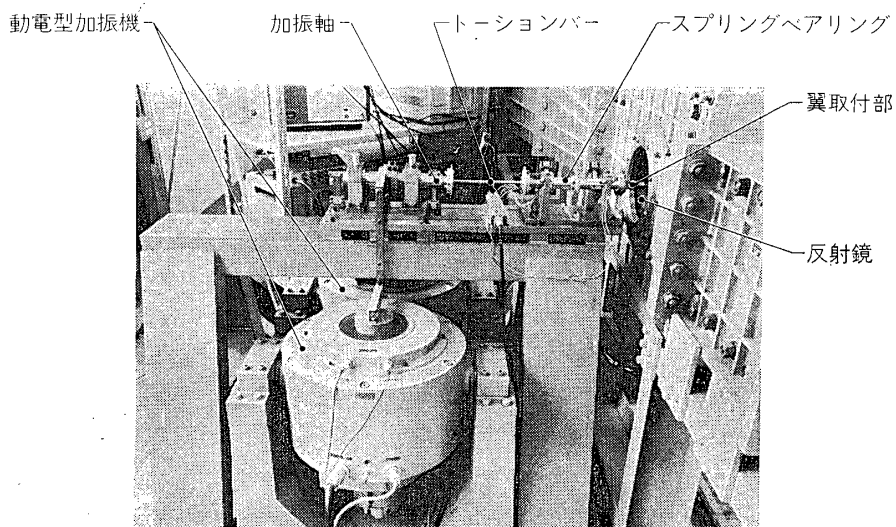
第 9 図において, トーションバー③はスプリングベアリング部④からその先端につけられた翼⑤までを加振軸と共振させるためのもので, 長さ 200 mm のバネ鋼製である。トーションバー③の両端は直径 60 mm のフランジとなっていて, それぞれ加振軸およびスプリングベアリング部にボルト締めされる。トーションバー③の直径は加振周波数によって決められる。

スプリングベアリング部(第 9 図④)は回転軸を正確な位置に保ちかつ摩擦を最小限に押えて翼を回転振動させるためのもので, 第 13 図に示されているように円筒形の軸①の両端

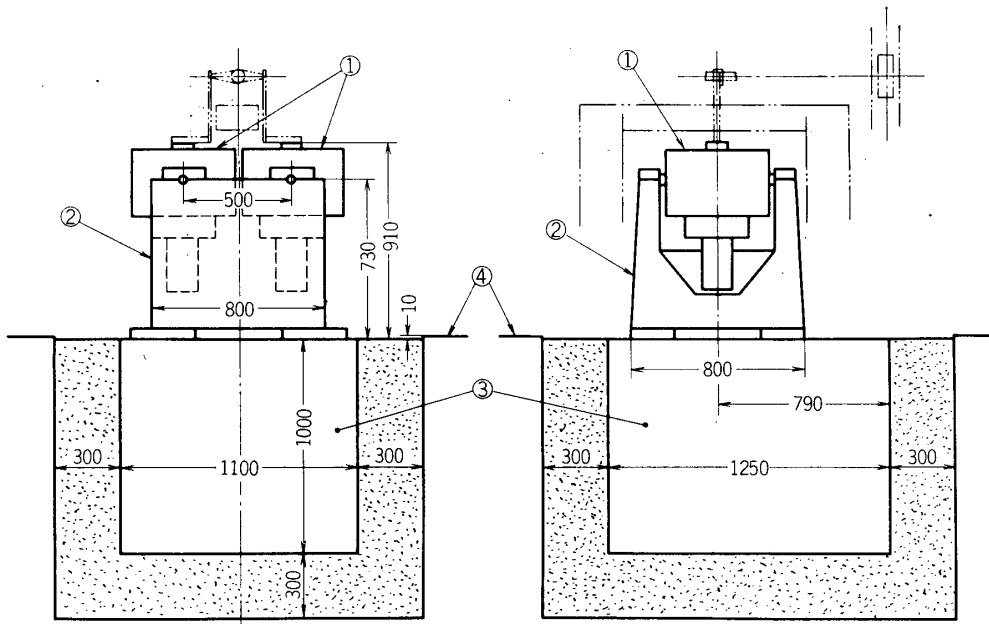


- | | |
|--------------|--------|
| Ⓐ 動電型加振機 | Ⓔ 翼取付部 |
| Ⓑ 加振軸部 | Ⓕ 供試翼 |
| Ⓒ トーションバー | Ⓖ 取付台 |
| Ⓓ スプリングベアリング | |

第 9 図 翼 加 振 装 置

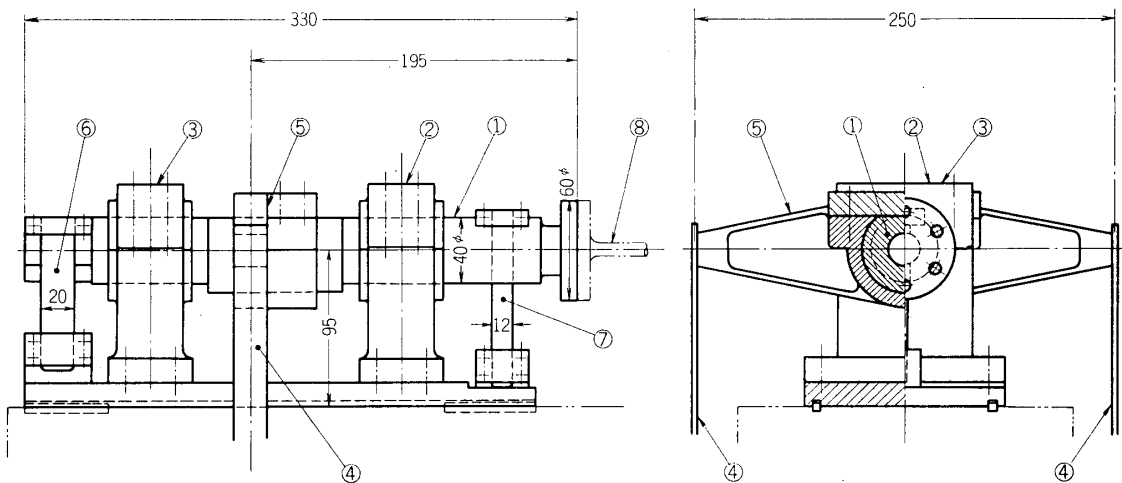


第 10 図 翼 加 振 装 置 概 観



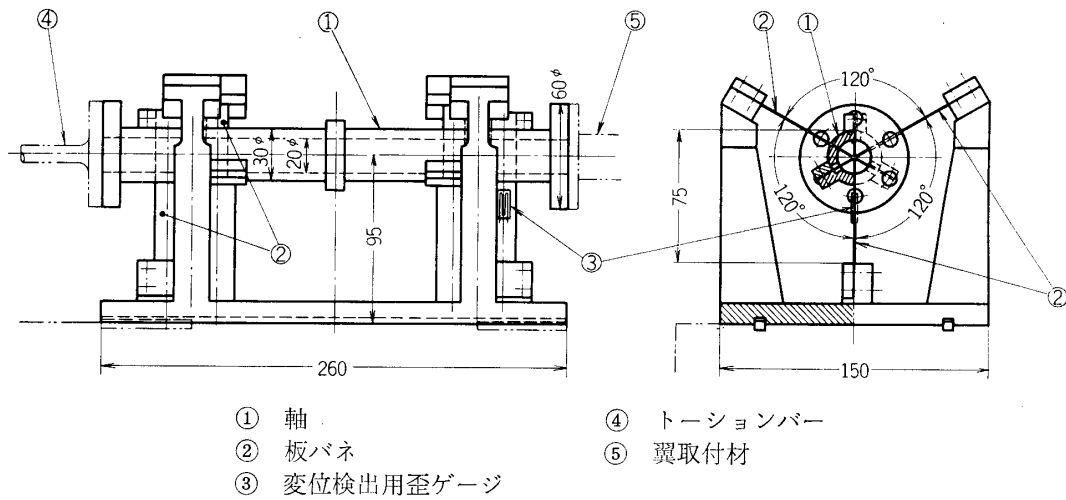
- ① 動電型加振機
- ② 据付台
- ③ 防振基礎
- ④ 風洞据付部床面

第11図 加振機据付部

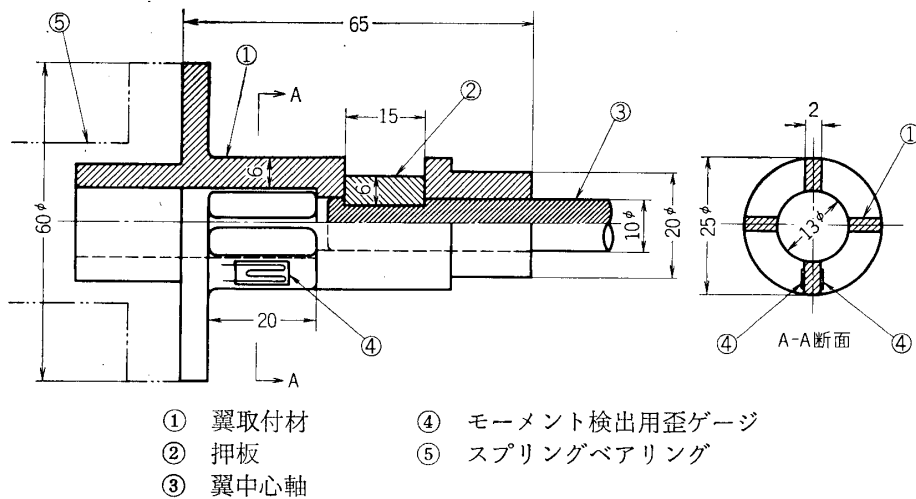


- ① 加振軸
- ②, ③ すべり軸受
- ④ 加振用板バネ
- ⑤ 加振腕
- ⑥ 板バネ
- ⑦ 変位検出用板バネ
- ⑧ トーションバー

第12図 加振軸部



第 13 図 スプリングベアリング



第 14 図 翼 取 付 部

近くをそれぞれ 120 度間隔で配置された厚さ 0.6 mm, 幅 12 mm の燐青銅製の板バネ②三枚によって支持されている。この板バネ②は軸を支持すると同時に、その両面に歪ゲージ③を貼りつけることにより翼の回転角の検出にも用いられる。軸両端は直径 60 mm のフランジとなっておりそれぞれトーションバーおよび翼取付部 (第 9 図 C および E) に接続する。

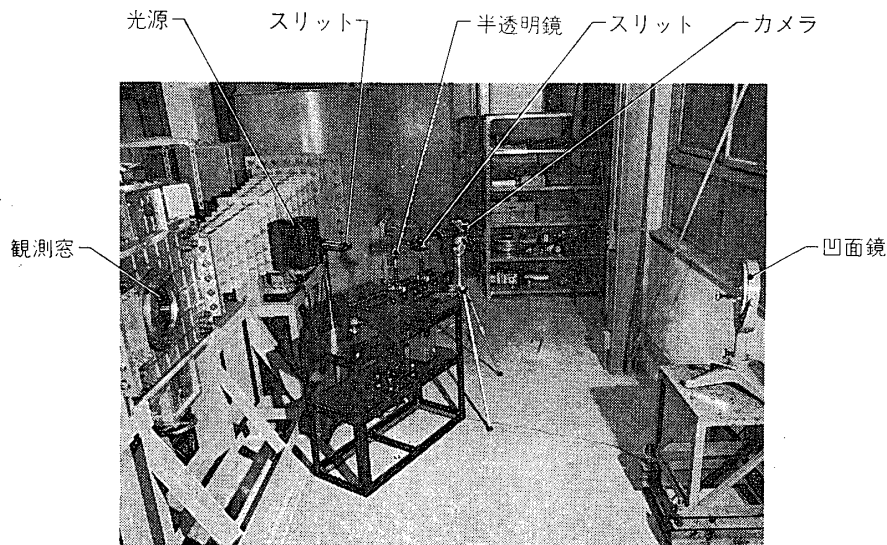
翼取付部 (第 9 図 E) は、第 14 図に示すように翼中心軸③の切り欠き部を押板②によって固定することにより、翼を翼取付材①に固定する。翼取付材①の加振軸側は厚さ 2 mm, 幅 6 mm, 長さ 20 mm の十字形に配置された四枚の板バネ状になっており、歪ゲージ④を貼り付けることにより翼に作用するモーメントを測定することができる。

第 9 図に見るように加振軸部 B およびスプリングベアリング部 D は共通の取付台 C 上にキー溝および平行キーによって位置決めされており、軸中心を正確に保ったまま前後に移動することができるので、翼やトーションバーの取り付け調整が容易に行える。

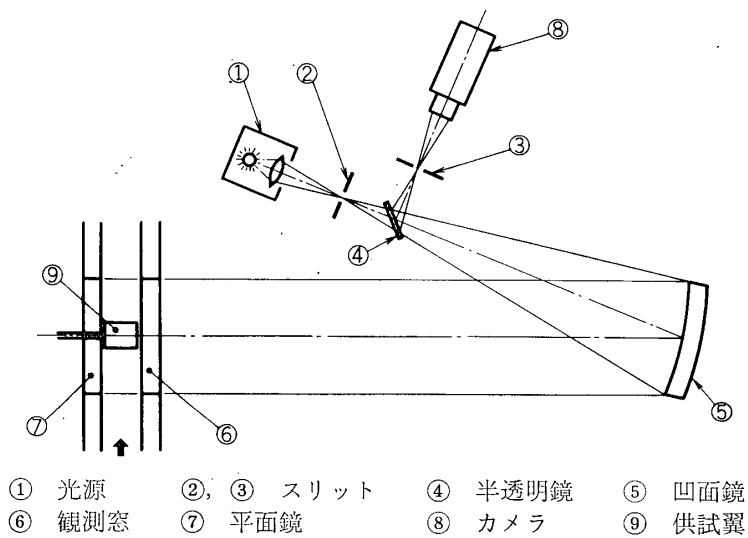
本装置による翼に作用する変動モーメントの測定は、翼取付部の歪ゲージによる直接的な測定、共振法による翼側と加振軸側との振幅比からの測定および加振軸側を固定することによる自然減衰法による測定の三通りの方法が可能である。

5. 光学的観測装置

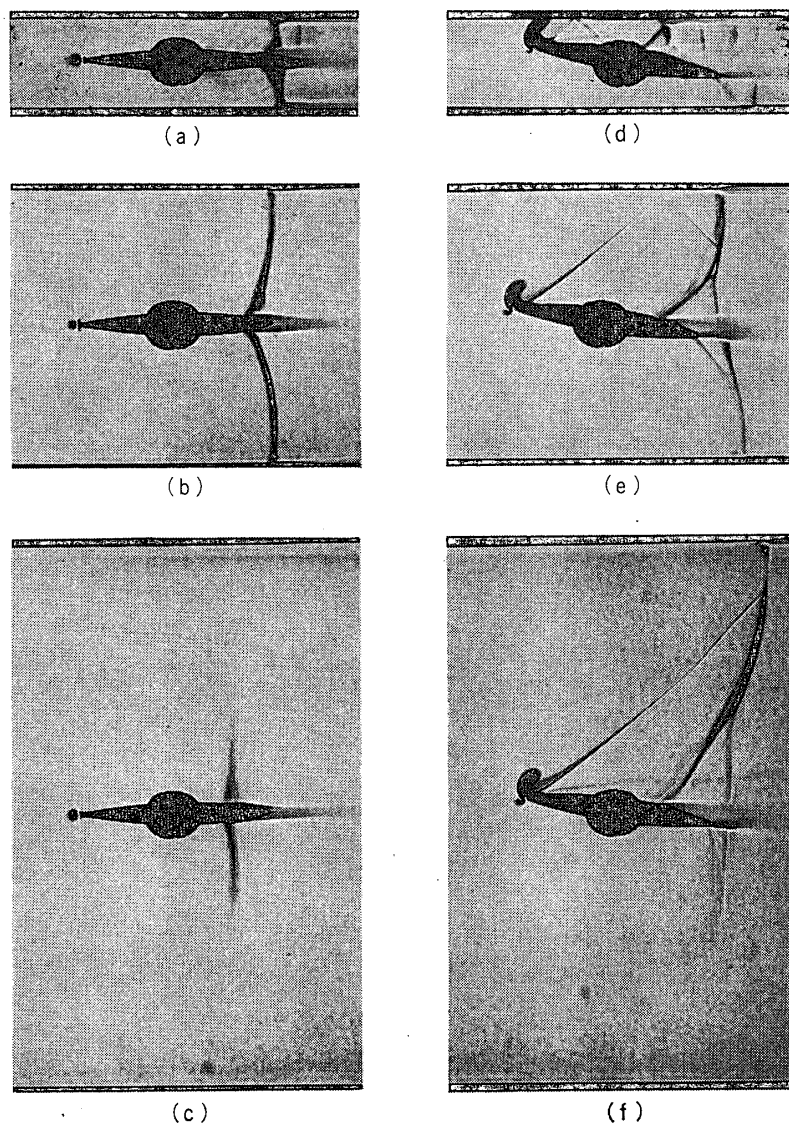
光学的観測装置としてはシュリーレン装置が備えられているが、本振動翼風洞においては風洞測定部片側に翼加振機構があるため、反射法を採用している点が一般の場合と異っている。



第 15 図 シュリーレン装置概観



第 16 図 シュリーレン装置配置図



(a) $\alpha=0^\circ$, $d=25$ mm (d) $\alpha=9^\circ$, $d=25$ mm
 (b) $\alpha=0^\circ$, $d=75$ mm (e) $\alpha=9^\circ$, $d=75$ mm
 (c) $\alpha=0^\circ$, $d=150$ mm (f) $\alpha=9^\circ$, $d=150$ mm

第 17 図 シュリーレン装置による撮影例 ($P_1=300$ mmHg)

第 15 図および第 16 図に本光学的観測装置および観測方法を示す。また用いたシュリーレン装置の仕様は次の通りである。

方式：反射光式

光源：100 W 超高压水銀灯

半透明鏡：直径 50 mm

凹面鏡：直径 200mm, 焦点距離 2, 125 mm

風洞窓ガラス：直径 200 mm, 厚さ 30 mm

平面鏡：直径 200 mm, 厚さ 30 mm, 裏面鏡

本方式のシュリーレン装置の特徴は、一般の透過光式の場合と異なり、風洞片面に全装置を配置するため、広い空間を必要とせず、風洞測定部反対側の各種装置の配置および形状が制約を受けないこと、シュリーレン装置の設定時の調整が容易であることおよび感度が2倍となることが挙げられるが、同一光源を使用した場合、光量が透過光式の1/4以下となることおよび窓ガラス等の反射面によってできる像を除去する必要があること等の欠点を持つ。

本装置による翼まわりの衝撃波の撮影例を第17図に示す。第17図(a)~(f)は整流筒静圧 P_1 を 300 mmHg (ゲージ圧) 一定とし、迎角 α が 0° および 9° 、上下壁間距離 d が 25 mm、75 mm、150 mmの各場合について示したものである。

6. あとがき

以上に述べた遷音速振動翼風洞による実験は現在進行中であり、いくつかの新しい結果が得られているが、その詳細については次の機会に報告する予定である。

最後に本装置の建設にあたり御協力頂いた田中英穂教授、丸田秀雄助手に深く謝意を表します。

1974年3月31日 原動機部