

航空技術研究所資料

TM-6

18 cm × 18 cm 遷音速風洞整備試験

橋 本 登 ・ 井 上 政 一

1962 年 8 月

航空技術研究所

18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験

橋 本 登*・井 上 政 一**

1. ま え が き

18 cm×18 cm 遷音速風洞は、航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞測定部の予備試験装置⁽¹⁾に、遷音速風洞主送風機性能模型⁽²⁾を組み合わせ、これに主送風機の駆動装置と補助送風機を新しく追加して、遷音速における基礎的な空気力学の実験ができるようにしたものである。

本風洞は昭和 35 年 3 月に据付けを完了したが、現在までに、測定部のマッハ数分布、測定部マッハ数と補助送風機抽気量の関係等の実験が終ったので、その概要を報告する。

2. 風 洞 の 要 目

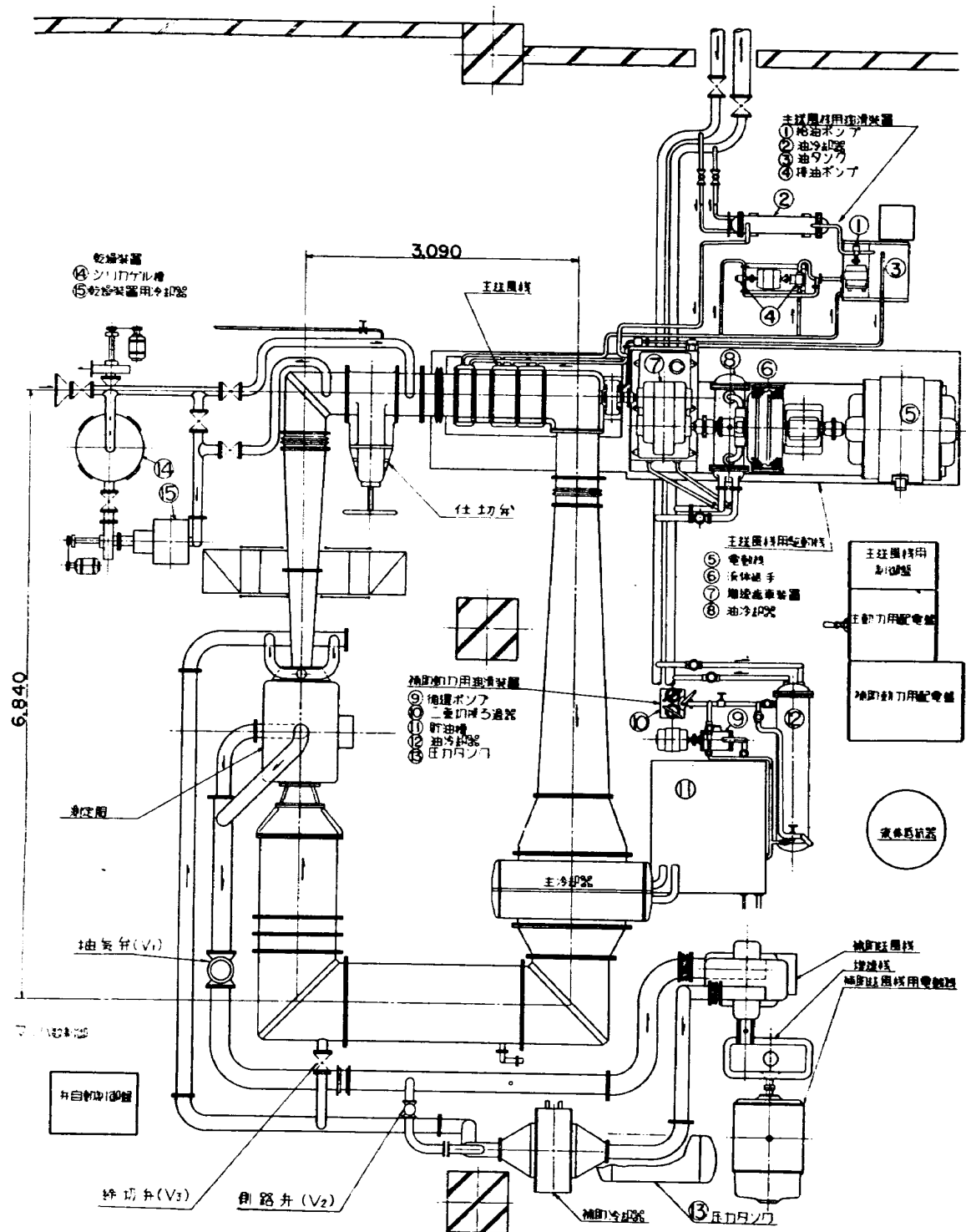
型 式	単帰還式補助送風機付遷音速風洞
測 定 部	18 cm×18 cm, 4 面多孔壁または 2 面多孔壁
ノ ズ ル	固定ノズル (交換可能でノズルマッハ数 1.0, 1.2, 1.3, 1.4)
主 送 風 機	軸流 2 段, 圧力比 1.22
主 駆 動 装 置	3 相誘導電動機 370 kW (シンクレア流体継手, 増速ギヤ付)
補 助 送 風 機	遠心 2 段圧力比 3.4
補 助 駆 動 装 置	3 相誘導電動機 160 kW (増速ギヤ付)
補助系圧力比調整	アスカニヤ圧力比調整装置

3. 風 洞 の 構 造

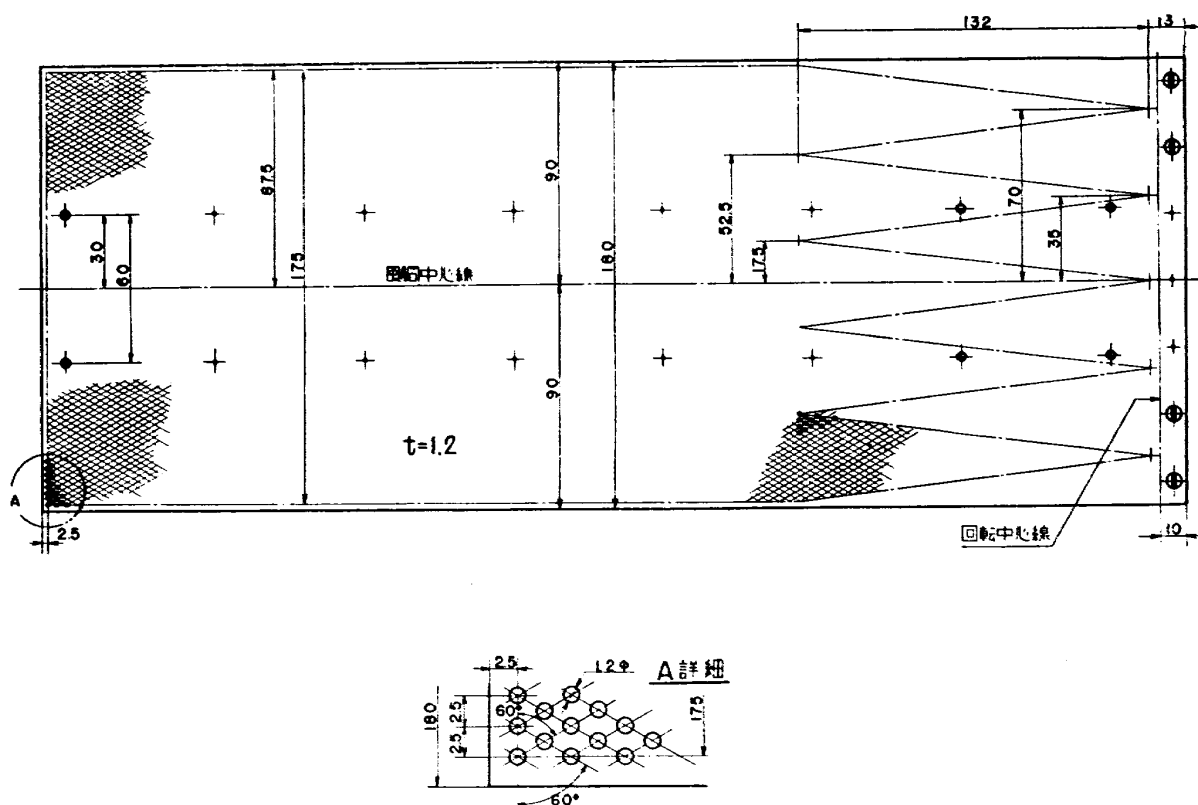
風洞全体配置を第 1 図に示す。風洞は循環式の密閉構造であるが、主送風機の吸入側でシリカゲル槽を経て大気に開放することができる。風路にある仕切弁は、運転に先立って風洞内の空気を乾燥する際に用いるもので、風洞運転のときは必ず全開にしておかなければならない。測定部は遷音速風洞予備試験装置そのものであるが、上下壁は、第 2 図に示すような開口比約 20 % の多孔壁で、左右壁はこれと同様の多孔壁、観測用ガラス壁および 2 次元模型用ガラス壁を実験の目的に応じて交換できる。上下壁の開き角は調節できるが、現在片側の開き角を +15' に設定している。

* 空気力学第一部

** 空気力学第二部

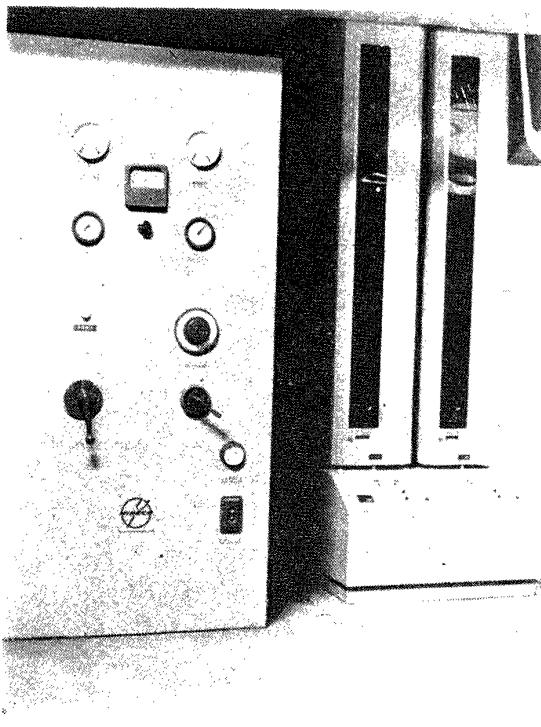


第 1 図 18 cm×18 cm 遷音速風洞全体配置

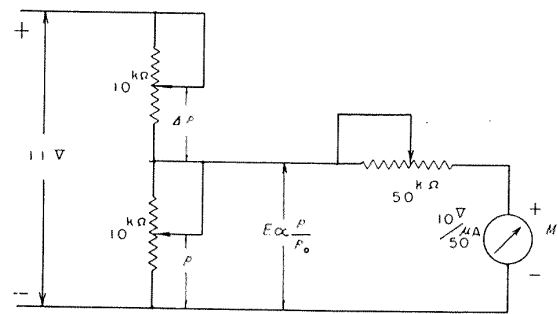


第 2 図 多孔壁詳細

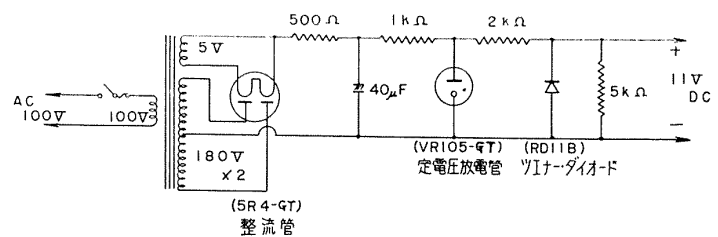
補助送風機の吐出側は締切弁 V_3 によって中間胴に接続することもできるし、遮断することもできる。抽気量は油圧で作動される蝶型抽気弁 V_1 によって調節されるが、運転時補助送風機の前後の圧力比は、側路管にある油圧で作動されるダブルシート型の側路弁 V_2 によって一定になるように自動制御される。測定部抽気室圧力 p_1 および集合胴圧力と測定部抽気室圧力との差圧 Δp は、自動マノメーターによってデジタルに読み取ることができるが、運転用として自動マノメーターを利用したマッハ計を試作した。これによって約 1.5 % 以内の誤差でマッハ数を直視できる。第 3 図に自動マノメーターおよび弁制御盤の外観、第 4 図 (a) にマッハ計の回路を示す。計器の指示は圧力比 p_1/p_0 について直線的となるので、気流が等エントロピー変化としてマッハ数を関数目盛で目盛ったが、遷音速のマッハ数では目盛が広がるので都合がよい。なお、自動マノメーターの測定部抽気室圧 p_1 のリファレンス圧は真空ポンプによって得られる。マッハ計用の安定化電源は、第 4 図 (b) に示すような定電圧放電管とツェナー・ダイオードを併用した回路を用いたが十分安定に動作する。補助送風機の圧力比は 2 針式の圧力計によって概略の圧力比を監視できる。風洞内の空気温度は、集合胴、抽気室、再導入室の 3 点で熱電対によって測定し、自動平衡計器に指示記録される。



第 3 図 自動マノメータおよび弁制御盤外観



第 4 図 (a) マッハ計回路



(b) マッハ計用安定化電源回路

4. 風 胴 の 運 転

この風胴の運転制御は経費の都合で極力簡単化したので、絶対必要なものの以外のインターロックはすべて省いた。主送風機の起動条件は、次のとおりである。

- (1) 低圧 (200 V) 電源 ON
- (2) 流体継手起動位置
- (3) 潤滑油圧確立
- (4) 風路仕切弁全開

補助送風機の起動条件は、次のとおりである。

- (1) 低圧 (200 V) 電源 ON
- (2) 起動抵抗器起動位置
- (3) 潤滑油圧確立

各部温度、冷却水、その他の条件は運転員が確認して次に進めることにしているが、通常の運転ではこれでほとんどさしつかえない。しかし、模型を入れて実験する場合、模型の異状その他で風胴を急速に停止させる必要があるので、このため非常停止押ボタンを追加設置し、これで主送風機および補助送風機を同時に停止させるようにしたが、このとき V_2 弁を自動としたままでは補助送風機がサージするので、必ず手動開としなければならないので、この点は多少不便である。

5. 試験の要領

風洞測定部の静圧分布は、直径 8 mm の静圧プローブを風洞中心線におき、これを風洞の軸方向に移動して測定した。なお、ノズル壁上面の静圧も参考として測定した。風洞のマッハ数 M は抽気室の静圧 p_1 と、集合胴の全圧 $p_0 = p_1 + \Delta p$ から等エントロピー変化を仮定して計算した。抽気量 λ は、抽気室と補助送風機系との間においたオリフィスの前後の差圧 ΔH を測定し、これから計算した。

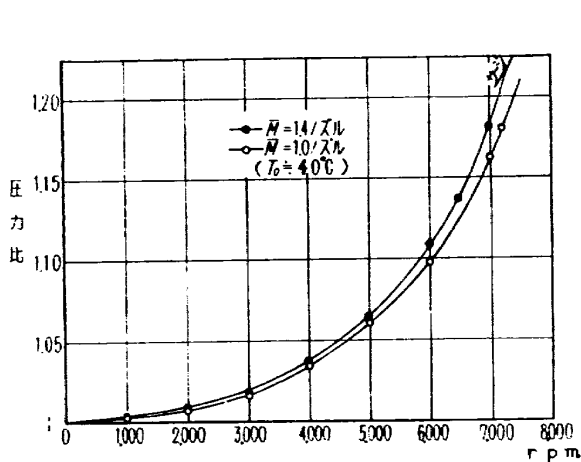
主送風機の圧力比は、ノズルマッハ数 $\bar{M}=1.0$ のノズルでは 1.15, $\bar{M}=1.2$ のノズルでは 1.17, $\bar{M}=1.3$ のノズルでは 1.18, $\bar{M}=1.4$ のノズルでは 1.20 と若干余裕をとった値とした。

運転は、シンクレア流体継手の滑りを調節することにより、主送風機を所要の圧力比に設定したのち、 V_1 弁（抽気弁）全閉で補助送風機を起動、 V_2 弁（側路弁）を自動に投入したのち、 V_1 弁によって抽気量を調節して所要のマッハ数をうる。

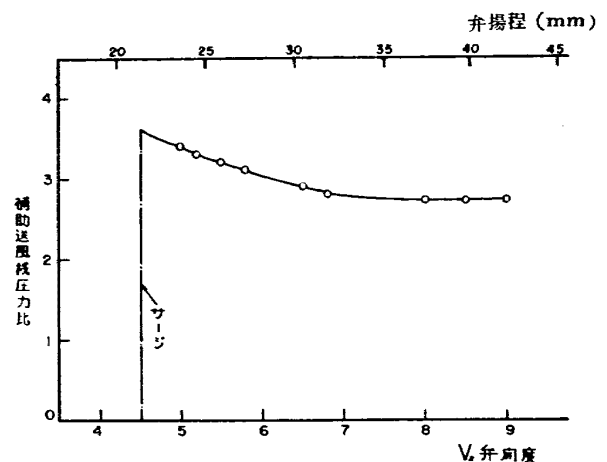
マッハ数が 0.95 以下の場合は補助送風機を使用せず、主送風機の回転数のみでマッハ数を設定する。なお、主送風機の回転数と圧力比との関係は各ノズルにおいて第 5 図に示したとおりである。第 6 図は V_1 弁全閉の場合の V_2 弁の開度と補助送風機の圧力比との関係である。

測定した量は次のとおりである。

p_1	測定部抽気室静圧 [mmHg (絶対)]
$\Delta p = p_0 - p_1$	集合胴全圧 p_0 と抽気室静圧 p_1 との差圧 [mmHg]
p	プローブ静圧孔の圧力 [mmHg (絶対)]
ΔH	抽気量測定用オリフィスの差圧 [mmAq]
T_0, T_1, T_r	集合胴、抽気室および再導入室の淀み点空気温度 [°C]



第 5 図 主送風機回転数と圧力比

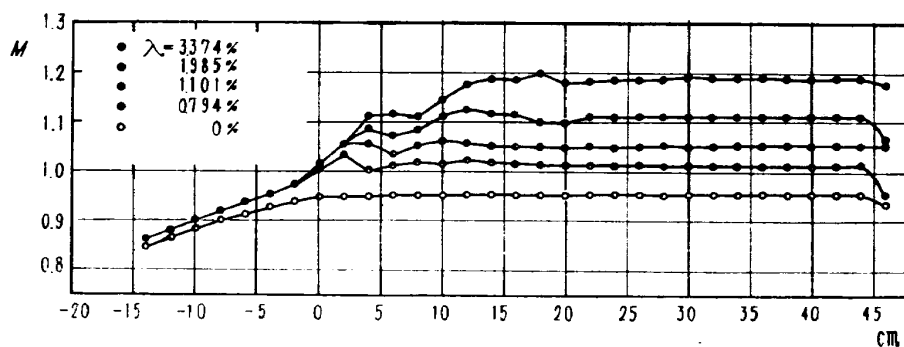


第 6 図 弁開度と補助送風機圧力比

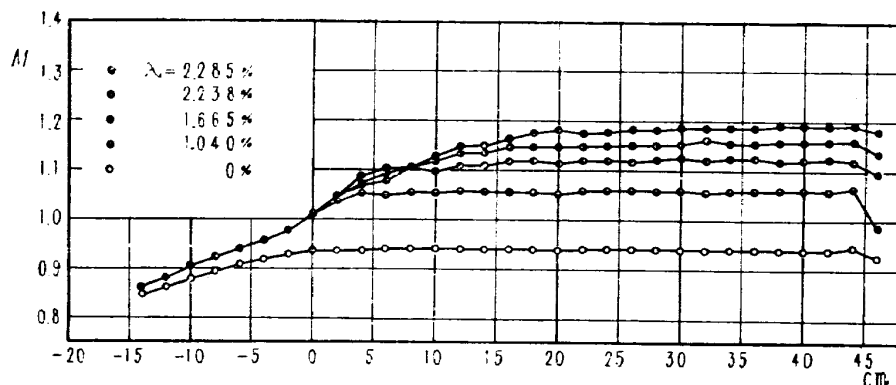
6. 試 験 結 果

測定部マッハ数分布を第7図ないし第10図に示す。結果によれば、2面多孔壁とした場合よりも、4面多孔壁の場合の方が、各ノズルについて、良好な分布を示している。マッハ数分布のばらつきが最も大きい場合（1.4 ノズル、2面多孔壁の場合）で約1%と、全マッハ数の範囲で実的にさしつかえない程度の分布を示している。第11図に抽気量 $\lambda\%$ と、マッハ数 M の関係を示す。各ノズルの設計マッハ数 \bar{M} を与える抽気量は多孔壁の開口比に関係があるようで、2面多孔壁の場合と4面多孔壁の場合とでは異なった値となる。

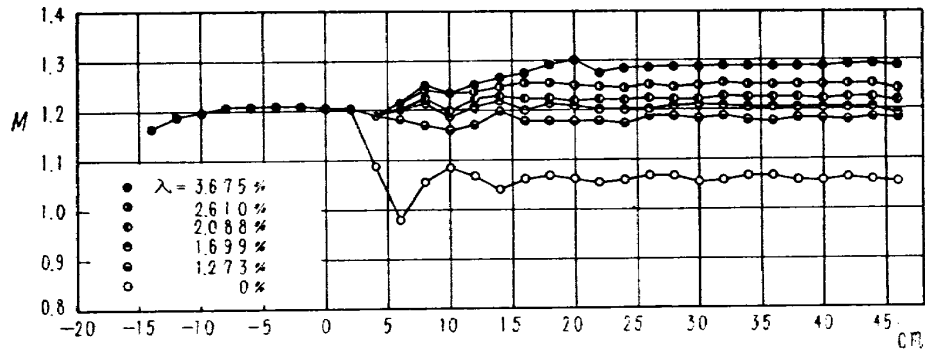
2面多孔壁の場合の測定部のシュリーレン写真を第12図ないし第15図に示す。ただし、 M_s は抽気室静圧より計算したマッハ数である。これらの図から、抽気量が不足の場合ノズル部出口の衝撃波の反射が見られるが、抽気量を増すに従って漸次弱まり、測定部マッハ数がノズルの設



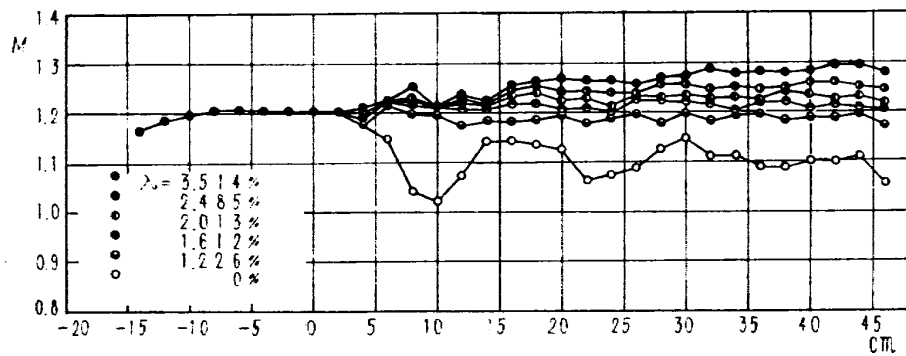
第 7 図 (a) 測定部中心線上の軸方向
マッハ数分布 (1.0 ノズル 4 面多孔壁)



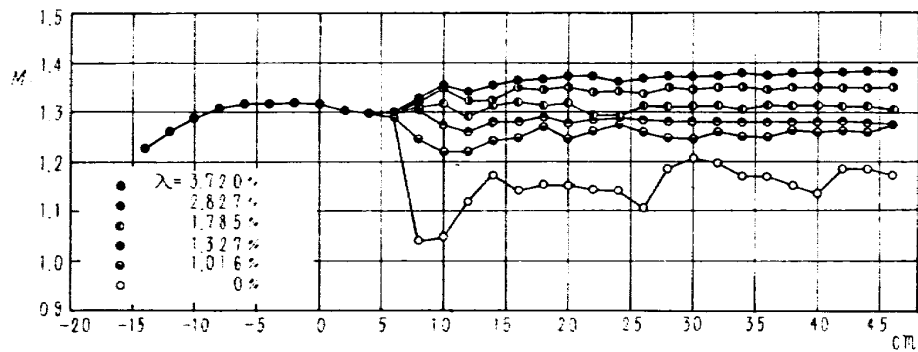
(b) マッハ数分布 (1.0 ノズル 2 面多孔壁)



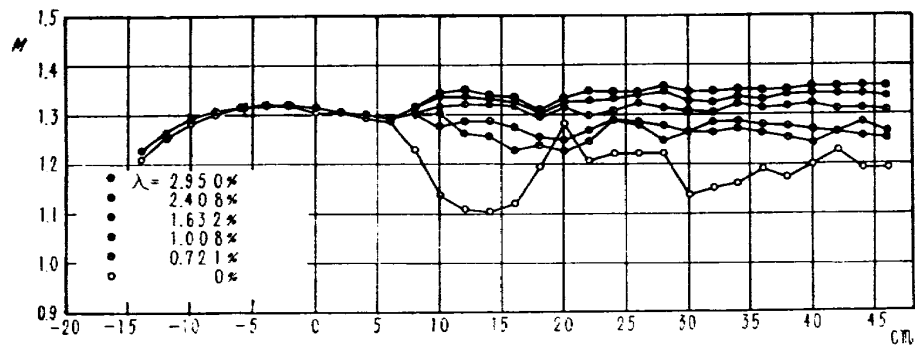
第 8 図 (a) マッハ数分布 (1.2 ノズル 4 面多孔壁)



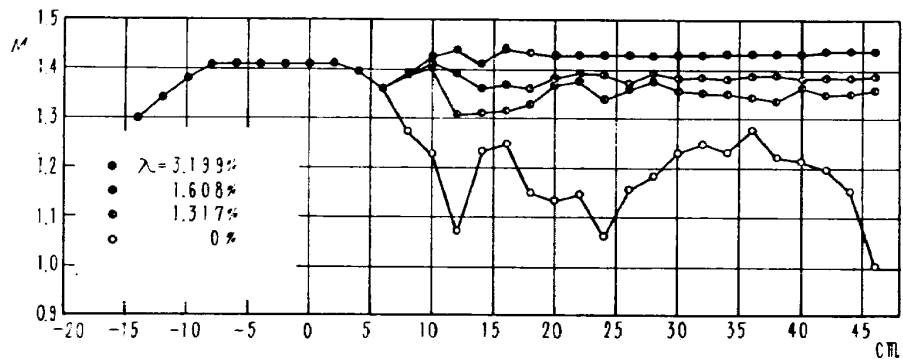
(b) マッハ数分布 (1.2 ノズル 2 面多孔壁)



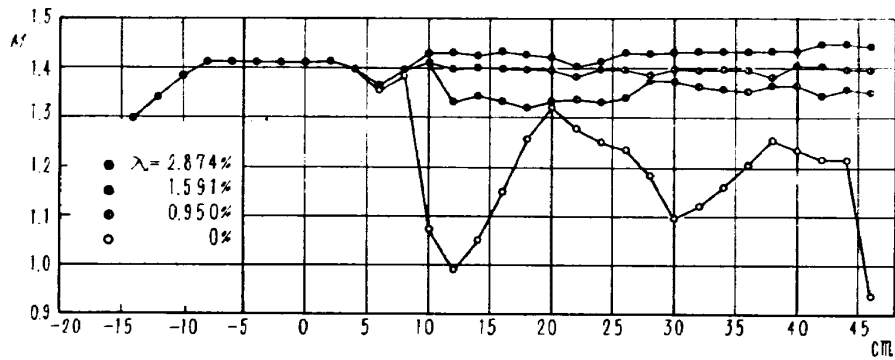
第 9 図 (a) マッハ数分布 (1.3 ノズル 4 面多孔壁)



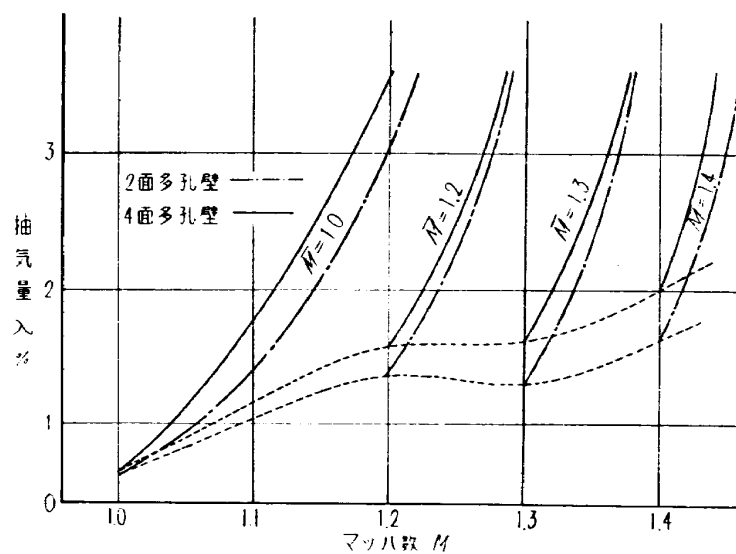
(b) マッハ数分布 (1.3 ノズル 2 面多孔壁)



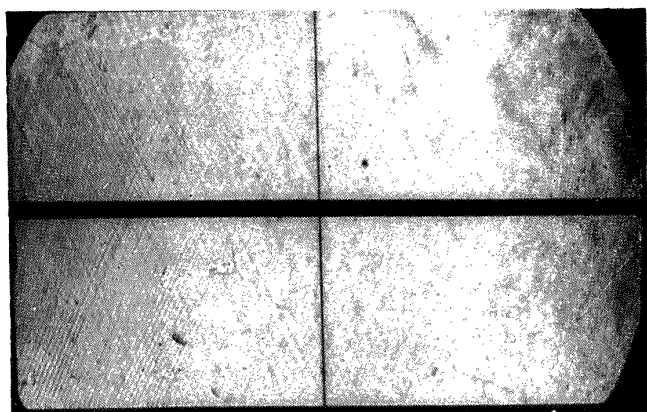
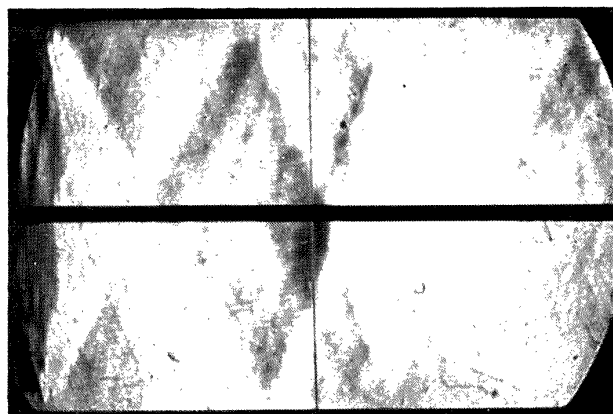
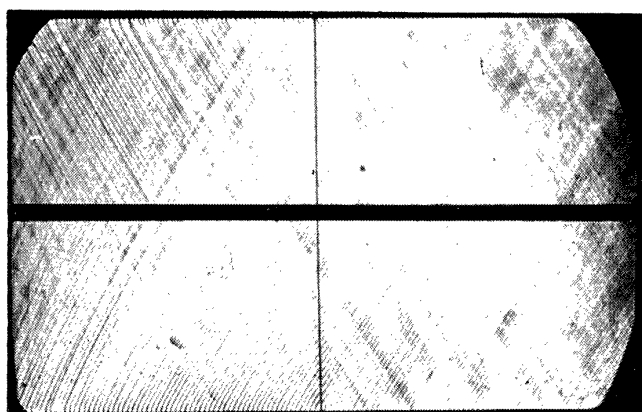
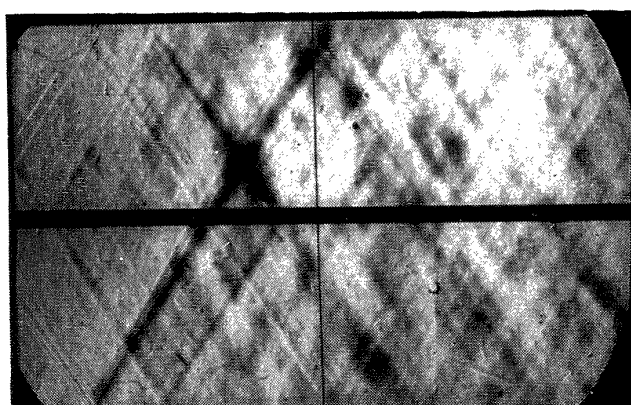
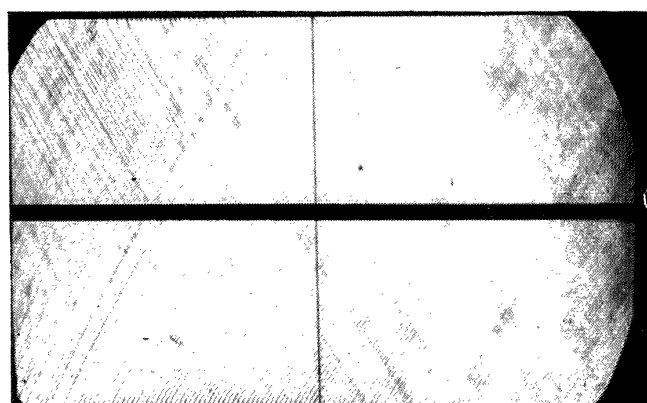
第 10 図 (a) マッハ数分布 (1.4 ノズル 4 面多孔壁)



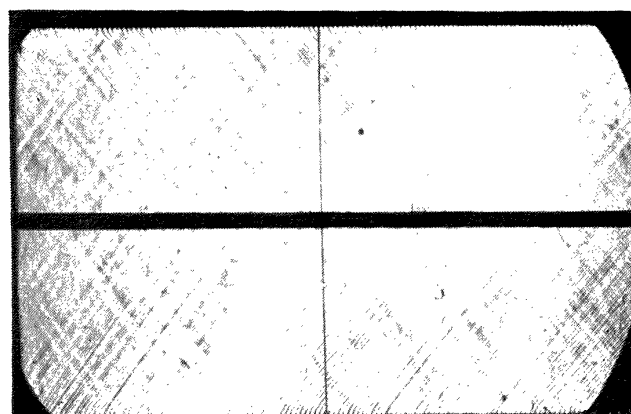
(b) マッハ数分布 (1.4 ノズル 2 面多孔壁)



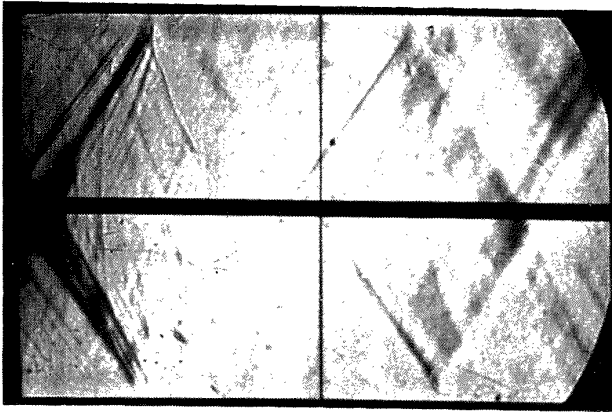
第 11 図 抽気量とマッハ数

(a) $\lambda=1.67\%$ $M_s=1.125$ (a) $\lambda=0\%$ $M_s=1.101$ (b) $\lambda=2.24\%$ $M_s=1.162$ (b) $\lambda=1.61\%$ $M_s=1.217$ (c) $\lambda=2.85\%$ $M_s=1.193$

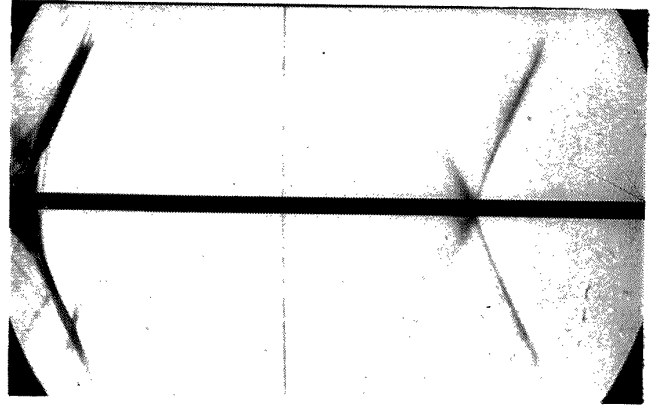
第 12 図 測定部シュリーレン写真 (1.0 ノズル)

(c) $\lambda=3.51\%$ $M_s=1.291$

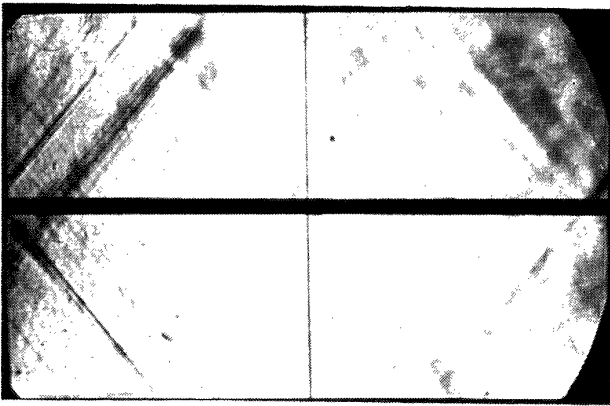
第 13 図 測定部シュリーレン写真 (1.3 ノズル)



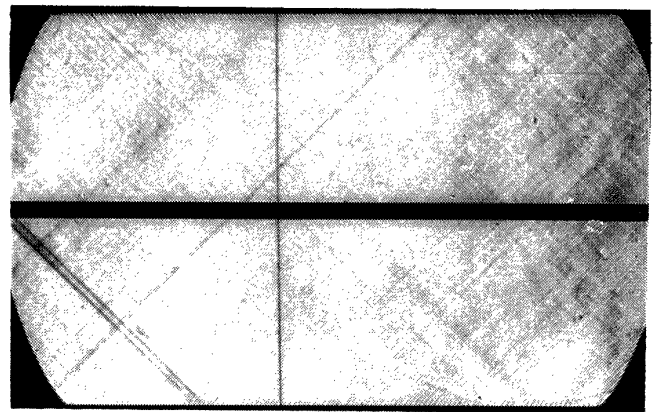
(a) $\lambda=0\%$ $M_s=1.170$



(a) $\lambda=0\%$ $M_s=1.195$

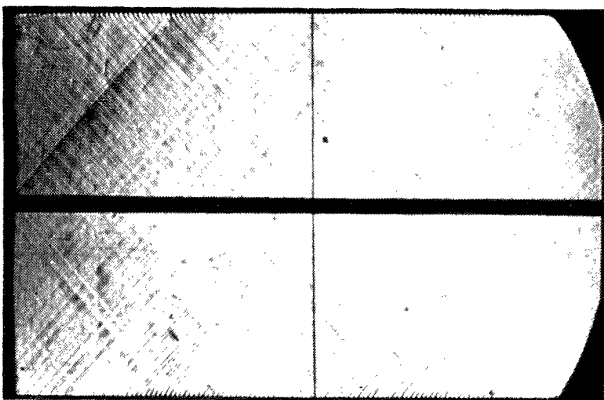


(b) $\lambda=1.01\%$ $M_s=1.284$



(b) $\lambda=2.87\%$ $M_s=1.446$

第 15 図 測定部シュリーレン写真 (1.4 ノズル)

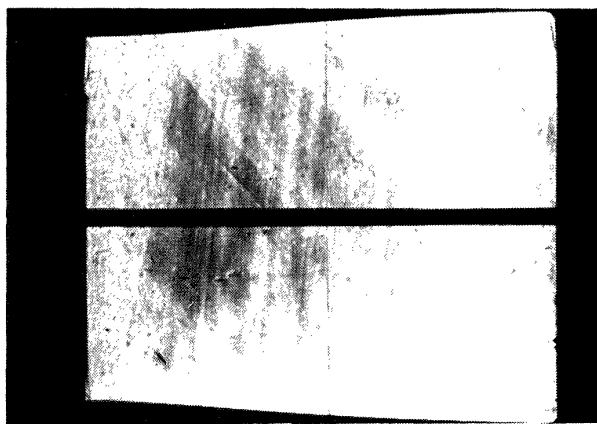


(c) $\lambda=2.95\%$ $M_s=1.366$

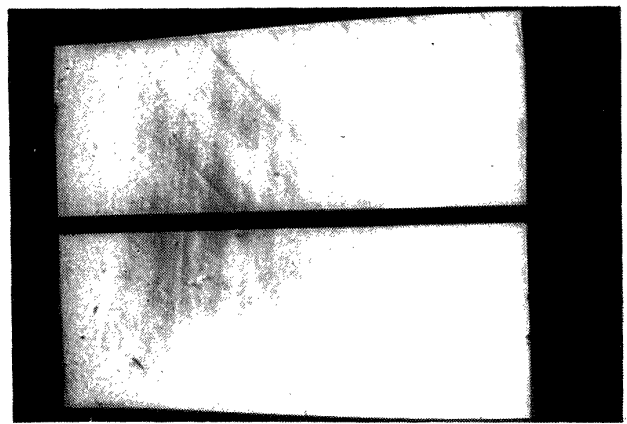
第 14 図 測定部シュリーレン写真 (1.3 ノズル)

計マッハ数以上になると反射はほとんど吸収され消失することがわかる。これは第 7～10 図の結果と一致する。

風洞内空気の露点が -10°C 以下の場合のノズル部のシュリーレン写真を第 16 図 (a) に示す。実験の途中で空気の湿度が高くなると (集合洞温度が 40°C , $\bar{M}=1.3$ ノズルの場合露点温度が -5°C 以上, $\bar{M}=1.4$ ノズルの場合 -9°C 以上), 第 16 図 (b) に見られるようにノズル中に凝結衝撃波らしいものが発生する。実験に際してこのような衝撃波の発生を防ぐには, 風洞内の空気を露点温度で -10°C 以下に保つ必要がある。この場合の湿度の測定には露点湿度計を用いた。

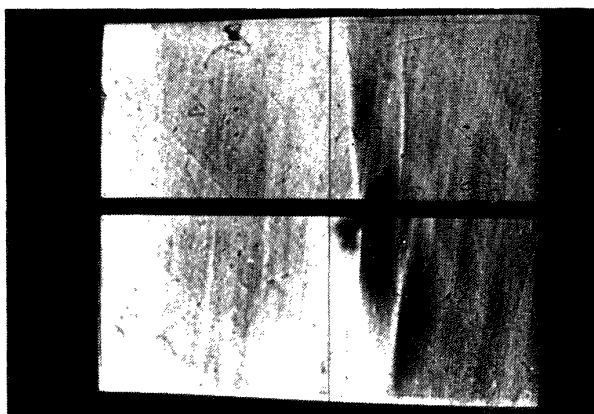


(1.3 ノズル)



(1.4 ノズル)

第 16 図 (a) ノズル部シュリーレン写真



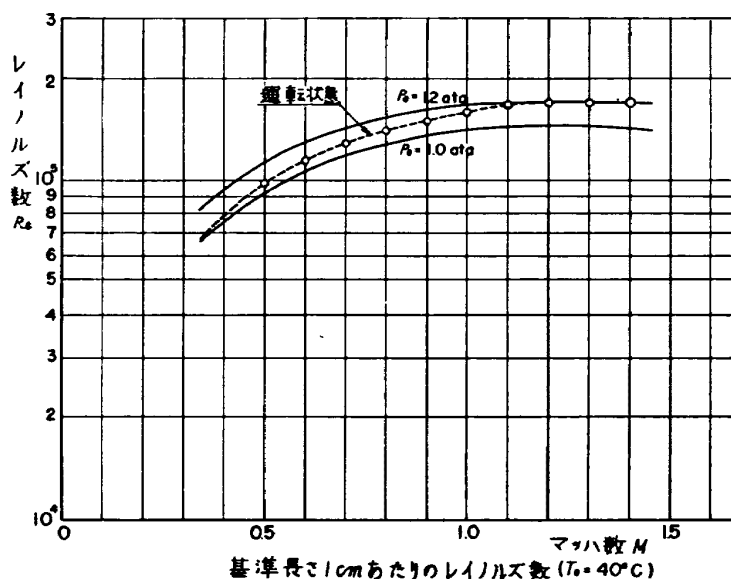
(1.3 ノズル)



(1.4 ノズル)

第 16 図 (b) ノズル中の凝結衝撃波のシュリーレン写真

風胴内の空気は主送風機吸入側で大気圧と平衡させたので、集合胴内の空気圧力は運転条件によって異なる。集合胴内の淀み点空気温度が 40°C のときの各マッハ数における 1cm あたりのレイノルズ数を第 17 図に示す。



第 17 図 マッハ数とレイノルズ数

7. む す び

この風胴は測定部を 4 面または 2 面多孔壁として使用できることが確認された。遷音速風胴の運転においてはマッハ数を変更するパラメーターが多いが、ノズルを段階的に変え、補助送風機系の弁により抽気量を調節することによって、任意のマッハ数で試験ができることがわかった。

この風胴は手軽に運転ができ、また測定部を 2 面多孔壁とした場合は、測定部の高さの全部にわたってシュリーレン法による観測ができるので、定性的に傾向を見るような実験には、今後大いに活用されるものと確信する。

実験に協力された、打越一夫氏、田中辰夫氏に厚くお礼申し上げる。

文 献

- (1) 平木一・石井孝雄・大島信彦：遷音速風胴に関する予備実験，航空技術研究所報告 TR-1 (1960)。
- (2) 山内正男・松本正勝・塩入淳平・富永守之：遷音速風胴用 22.5 MW 主送風機 I 模型送風機による性能試験，航空技術研究所報告 TR-2 (1960)。

<p>NAL TM-6 航空技術研究所 18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験</p> <p>1962 年 8 月 12 頁</p> <p>18 cm×18 cm 遷音速風洞は、航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞測定部の予備試験装置に、遷音速風洞主送風機性能模型を組み合わせ、これに主送風機の駆動装置と補助送風機を新しく追加して、遷音速における基礎的な空気力学の実験ができるようにしたものである。</p> <p>本風洞は昭和35年3月に据付けを完了したが、現在までに測定部のマッハ数分布、測定部マッハ数と補助送風機抽気量の関係等の実験が終了したのでその概要を報告する。</p>	<p>I. 橋本 登井 上 政 一 II. NAL TM-6 III. 533.6.07</p>	<p>NAL TM-6 航空技術研究所 18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験</p> <p>1962 年 8 月 12 頁</p> <p>18 cm×18 cm 遷音速風洞は、航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞測定部の予備試験装置に、遷音速風洞主送風機性能模型を組み合わせ、これに主送風機の駆動装置と補助送風機を新しく追加して、遷音速における基礎的な空気力学の実験ができるようにしたものである。</p> <p>本風洞は昭和35年3月に据付けを完了したが、現在までに測定部のマッハ数分布、測定部マッハ数と補助送風機抽気量の関係等の実験が終了したのでその概要を報告する。</p>	<p>I. 橋本 登井 上 政 一 II. NAL TM-6 III. 533.6.07</p>
<p>NAL TM-6 航空技術研究所 18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験</p> <p>1962 年 8 月 12 頁</p> <p>18 cm×18 cm 遷音速風洞は、航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞測定部の予備試験装置に、遷音速風洞主送風機性能模型を組み合わせ、これに主送風機の駆動装置と補助送風機を新しく追加して、遷音速における基礎的な空気力学の実験ができるようにしたものである。</p> <p>本風洞は昭和35年3月に据付けを完了したが、現在までに測定部のマッハ数分布、測定部マッハ数と補助送風機抽気量の関係等の実験が終了したのでその概要を報告する。</p>	<p>I. 橋本 登井 上 政 一 II. NAL TM-6 III. 533.6.07</p>	<p>NAL TM-6 航空技術研究所 18 cm×18 cm 遷音速風洞整備試験</p> <p>1962 年 8 月 12 頁</p> <p>18 cm×18 cm 遷音速風洞は、航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞測定部の予備試験装置に、遷音速風洞主送風機性能模型を組み合わせ、これに主送風機の駆動装置と補助送風機を新しく追加して、遷音速における基礎的な空気力学の実験ができるようにしたものである。</p> <p>本風洞は昭和35年3月に据付けを完了したが、現在までに測定部のマッハ数分布、測定部マッハ数と補助送風機抽気量の関係等の実験が終了したのでその概要を報告する。</p>	<p>I. 橋本 登井 上 政 一 II. NAL TM-6 III. 533.6.07</p>

既 刊 資 料

TM-1	高マッハ数風洞について (I)	1961 年 11 月	平 木 一, 清 水 福 寿 橋 本 登
TM-2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー I	1962 年 2 月	樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 三 好 甫, 高 橋 利 之 能 美 力, 板 垣 芳 雄 鳥 海 良 三, 佐 藤 保 子
TM-3	YS 水平尾翼後桁取付部静荷重試験・ 疲労試験報告書	1962 年 2 月	斎 藤 浩 一, 多 田 保 夫
TM-4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962 年 5 月	長 洲 秀 夫, 伝 田 幸 雄
TM-5	遷音速流の線型理論	1962 年 8 月	細 川 巖

注：欠番は配布先を限定したもの。

航 空 技 術 研 究 所 資 料 6 号

昭 和 3 7 年 8 月 発 行

発 行 所 航 空 技 術 研 究 所
東 京 都 三 鷹 市 新 川 7 0 0
電 話 武 蔵 野 (0422) (3) 5171 (代表)

印 刷 所 笠 井 出 版 印 刷 社
東 京 都 港 区 芝 南 佐 久 間 町 1 の 53
