

航空技術研究所資料

TM- 4

18 cm × 20 cm 超音速風洞について

長洲秀夫・伝田幸雄

1962 年 5 月

航空技術研究所

18 cm×20 cm 超音速風洞について

長洲秀夫*・伝田幸雄*

概 要

航空技術研究所 18 cm×20 cm 超音速風洞にマッハ数 2.15 ノズルおよび 2.70 ノズルをつけた場合の試験結果について報告する。 $M=2.15$ ノズルにおける風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布, $M=2.70$ ノズルにおける風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布, ノズル面に発達する境界層の測定および第2スロートを変化させた場合の, 風洞の始動・運転に必要な圧力比等についての測定結果を示す。風洞の計画と構造についても述べた。

1. は し が き

航空技術研究所原動機部の 5,000 PS 空気源から空気の供給を受けて運転するマッハ数 2.15 および 2.70 の風洞をつくった。そのマッハ数分布, ノズル面上に発達する境界層, 風洞の始動・運転に必要な圧力比等を調べたので, 風洞の計画, 構造などとともに, 試験結果の概要について報告する。

2. 記 号

A_T : 測定部断面積

A_1^* : 第1スロート断面積 ($=1.7172 \times 10^4 \text{mm}^2 [M=2.15]$; $=1.0788 \times 10^4 \text{mm}^2 [M=2.70]$)

A_2^* : 第2スロート断面積

M : マッハ数

\bar{M} : ノズル設計マッハ数

p : 静圧

p_0 : 集合洞における全圧

p_e : 風洞出口圧 (大気圧)

p_0' : 垂直衝撃波の後の全圧

T : 空気温度 ($^{\circ}\text{C}$)

T_0 : 集合洞空気温度 ($^{\circ}\text{C}$)

X : ノズル第1スロートからの軸方向の距離 (mm)

Y : 風洞軸中心線からノズルブロックまでの高さ (mm)

* 空気力学第一部

- y : ノズル面からの垂直方向の距離 (mm)
 δ : 境界層の厚さ (mm)
 δ^* : 排除厚 (mm)
 θ : 運動量厚 (mm)
 R_e : レイノルズ数
 U : 風洞主流の風速
 u : 境界層内部の風速
 H : 形状係数 ($= \delta^*/\theta$)
 ψ : 第2スロート絞り比 ($= A_T/A_2^*$)

3. 風洞の要目

型式 縦型 連続吹出式
 測定部断面 18 cm × 20 cm
 集合胴圧力 3 ata 以下
 集合胴空気温度 130°C ~ 150°C

ノズル

マッハ数 $M=2.15$ 二次元ブロックノズル
 $M=2.70$ 二次元ブロックノズル

第2スロート 可変

レイノルズ数

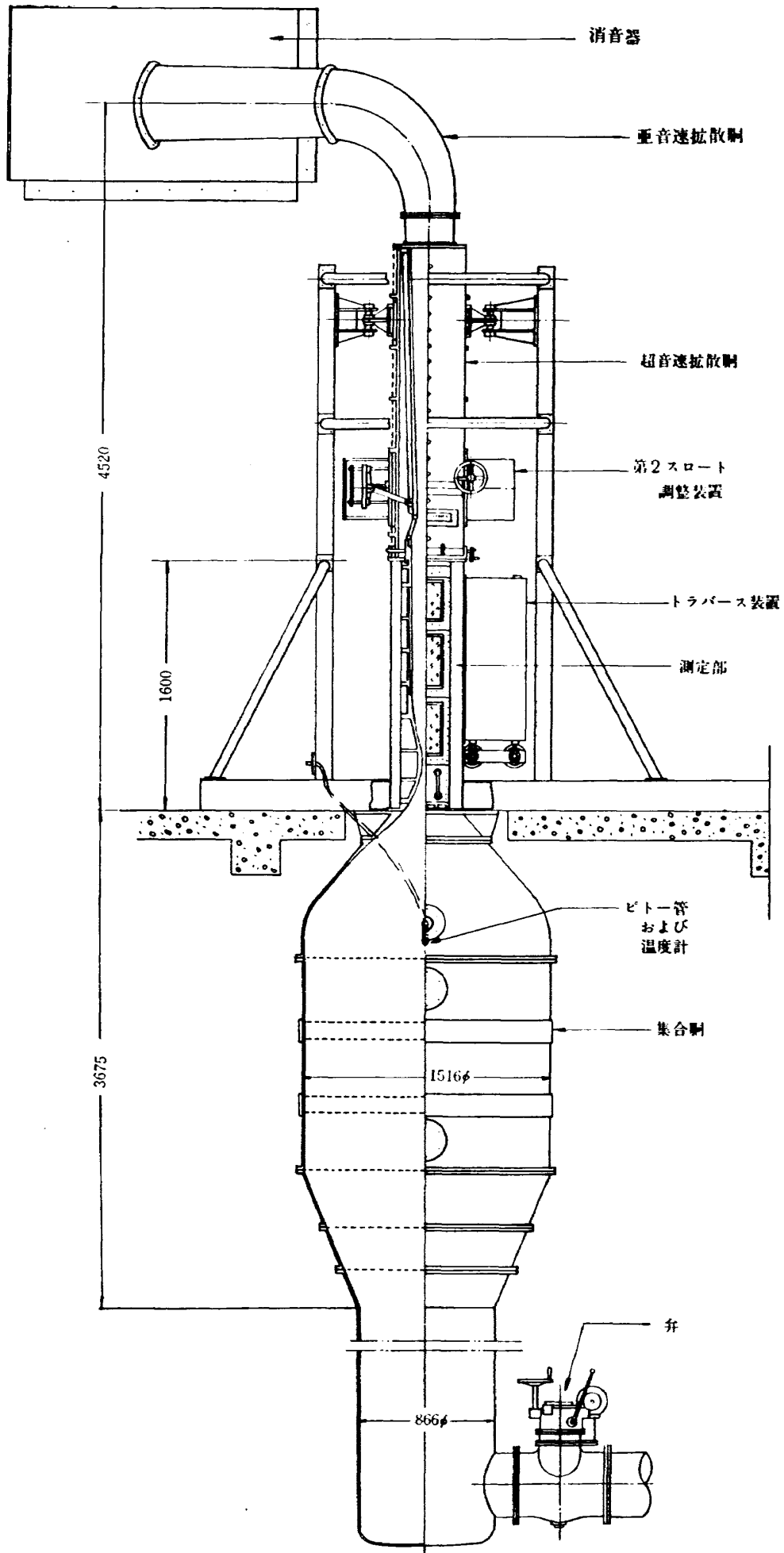
$M=2.15$ のとき $R_e=1.8 \times 10^5$ (1 cm 当り, $T_0=130^\circ\text{C}$, $p_0=2.4$ ata)
 $M=2.70$ のとき $R_e=1.6 \times 10^5$ (1 cm 当り, $T_0=130^\circ\text{C}$, $p_0=3$ ata)

空気流量

$M=2.15$ のとき 約 8 kg/s
 $M=2.70$ のとき 約 6 kg/s

4. 風洞の計画と構造

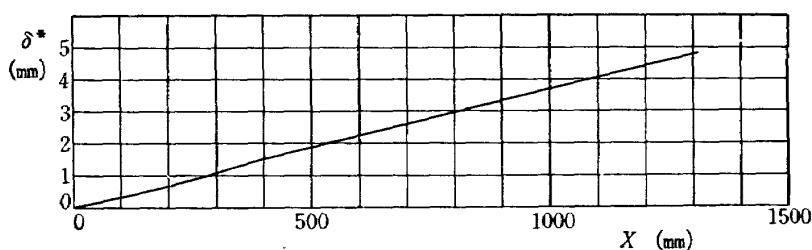
風洞は、原動機部翼列試験設備等のために作られた 5,000 PS 空気源の一つの分岐として計画された。この空気源は、圧縮機出口における空気温度約 150°C、最大圧力比 3.1、空気流量 25 kg/s の性能を有している。ただし、空気乾燥装置が付属していないので、超音速風洞の空気源として使用する場合には、測定部での水蒸気の凝縮が問題となる。そのため利用圧力比に比べて比較的低いマッハ数でまずノズルを設計することにした。



第 1 図 18 cm×20 cm 超音速風洞全体配置図

風洞全体の配置を第1図に示す。空気源からの主空気管およびそれから立ち上る集合胴，縮流部は一階に，ノズル，測定部，第2スロート部，亜音速拡散筒，消音器は二階に配置されている。最上流端の弁は風洞始動・停止用の電動締切弁で，通常は二階計測室から遠隔操作されるが，現場で手動操作もできる。集合胴は3 ataの内圧に耐えるように設計され，整流のため磷青銅の20メッシュの金網が，ほぼ450 mm 間隔に6枚張り渡されている。

ノズルは二次元ブロックノズルで，測定部を含み，第2スロート部入口まで一体構造とした。現在マッハ数2.15および2.70の二組のものがあるが，いずれもMIT Naval Supersonic Laboratory⁽¹⁾の $\bar{M}=2.25$ と $\bar{M}=2.75$ の座標を用いた。最初に設計された $\bar{M}=2.25$ ノズルについては，上述の座標に対しTucker⁽²⁾の方法で境界層の補正を行なった。補正計算の結果によると，第2図に示すように境界層の排除厚 δ^* の発達是非常に直線に近いことがわかっ



第2図 $M=2.15$ ノズル境界層補正

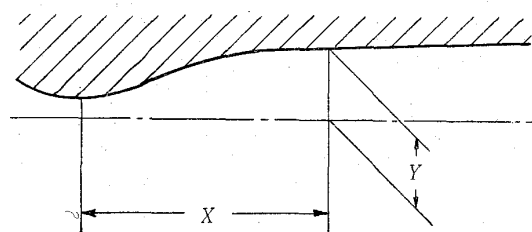
たので，平行な測定部においては3.6/1000の直線勾配で補正を行なうことにした。Tuckerの計算は壁での熱伝達のないことを仮定しているが，この風洞では T_0 が130°C程度であるので，壁での回復温度も室温よりかなり高く，したがって壁での熱伝達は当然起こっており，Tuckerの仮定には合わないと考えなければならない。熱伝達を考慮した補正の方法には適当なものがないので，後に設計された $\bar{M}=2.75$ ノズルについては，簡単のためノズル全体にわたって3.6/1000の直線勾配で補正を行なった。第1表にノズルの座標を示す。ノズルは鋳鉄で作られ，流路面には防錆のためカドミウム鍍金を行なった。

この風洞には模型支持用のストラット，ステンゲおよび天秤は用意されていない。模型の支持はノズルの両側面に設けた切欠部に支持板をとりつけて行なっている。

ノズルの側壁は，第1スロート部から超音速拡散胴は入口までを，左右両側面をそれぞれ4枚に分割してある。上流端の1枚を除いた残り3枚は，長さ440 mmのもの2枚と330 mmのもの1枚からなる。この3組の壁はそれぞれ窓ガラスの入ったものと，盲蓋（静圧孔のついたもの）とあり，任意に位置を交換して使用できるので，スロート部からノズル出口まで任意の位置でのシュリーレン観測が可能である。シュリーレン用窓ガラスには，壁での回復温度がかなり高いこと，内外圧力差もかなり高いことを考慮して強化ガラスを使用した。強化ガラスは光学的に均質なものがえがたく，シュリーレンには必ずしも適当ではない。

第 1 表

$\bar{M}=2.25$				$\bar{M}=2.75$			
X	Y	X	Y	X	Y	X	Y
0	42.93	140.0	63.44	0	26.79	169.6	56.59
10.1	43.09	148.8	65.30	11.4	27.11	191.6	61.73
19.5	43.40	157.7	67.13	22.9	27.58	214.8	66.65
29.8	43.95	166.8	68.93	32.7	28.18	231.0	69.77
40.1	44.72	176.1	70.70	42.5	28.97	256.5	74.19
50.3	45.72	195.4	47.11	52.3	29.97	274.4	76.93
60.4	46.95	225.7	77.33	62.0	31.17	292.9	79.50
70.6	48.33	236.9	80.31	71.7	32.58	312.1	81.88
80.6	50.12	259.1	83.04	81.3	34.21	332.1	84.05
90.6	52.07	279.5	85.18	90.9	36.06	352.9	86.00
94.6	52.92	310.3	87.79	103.6	38.89	374.6	87.72
98.3	53.82	332.9	89.26	113.0	41.29	397.1	89.17
105.1	55.37	360.2	90.54	123.1	44.16	420.6	90.35
109.0	56.33	388.9	90.33	135.8	47.73	445.1	91.23
122.2	59.66	409.3	91.56	142.3	49.52	489.8	91.95
131.5	61.56			155.7	53.07		



(単位 mm)

シールは側壁とノズルとの面接触により行なっているが、試験の結果、シールが十分でないように思われたので、ノズルブロックにシリコンゴム紐を埋め込み、これによりシールをとるよう現在改造中である。第3図に側壁を取り除いたときの測定部の写真を示す。

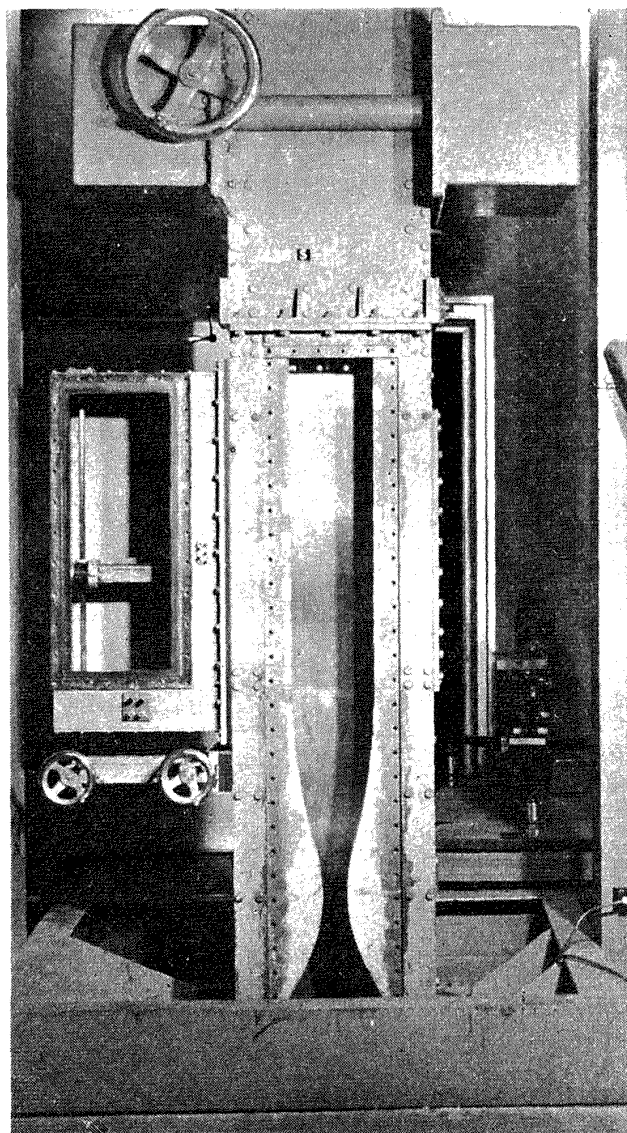
超音速拡散筒は平行部のない折線状の convergent-divergent ノズルで、第2スロートはハンドルを回すことにより左右壁が同時に絞られて形成される。その巾はこの部分の側壁に埋め込んだ目盛りのついたガラス板により読みとることができる。

亜音速拡散筒は片側拡り角 3° で、消音器に接続されている。

5. 計測装置

集合筒の圧力はピトー管を用い、2,000 mm U字管マノメータで測定されるほか、圧力変換器、電子管式自動平衡指示記録計(0~2 kg/cm³ G, チャート速度 150 mm/h) で測定記録される。

集合筒の温度は白金抵抗温度計により電子管式自動平衡指示記録計 (0°~150°C, チャート



第3図 風洞測定部 ($M=2.70$ ノズル) 一方の側壁を取り除いたところ

速度 150 mm/h) に指示記録される。

測定部の静圧、模型などの圧力測定のために、2,000 mm×60本の多管マノメータが準備されている。

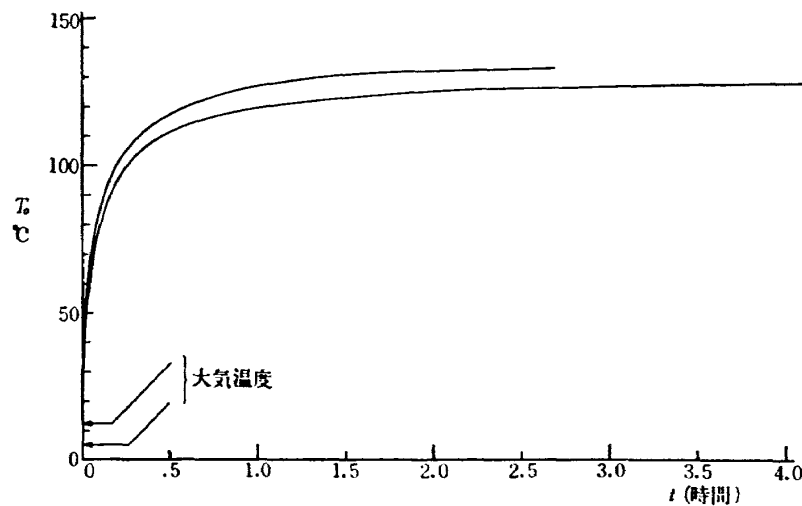
測定部側面にはトラバース装置があり、ノズルブロック中央にあけられた巾 8 mm の溝から測定部内の計測ができる。移動範囲は X 方向 (気流の方向) は、ノズル直線変化部から下流 580 mm (最小目盛 1/10 mm) であり、 Y 方向 (気流に対して直角な方向) は 170 mm (最小目盛 1/100 mm) である。

測定部の側壁をガラス窓にすれば、流れをシュリーレン装置で観察できる。シュリーレン装置は、焦点距離 3.5 m、直径 40 cm の凹面鏡 2 枚、直径 15 cm の平面鏡 1 枚を組み合わせて使用している。

6. 試験結果

集合胴圧力の設定，制御は空気源設備の圧力調整装置によって行なわれるが，本風洞に付属した弁の開度によっても設定できる。風洞の始動後，弁開度を一定にしておいた場合，圧力の時間的な変動は設定圧力の 0.4～0.6%（水銀柱にして ± 5 mm 程度）程度である。

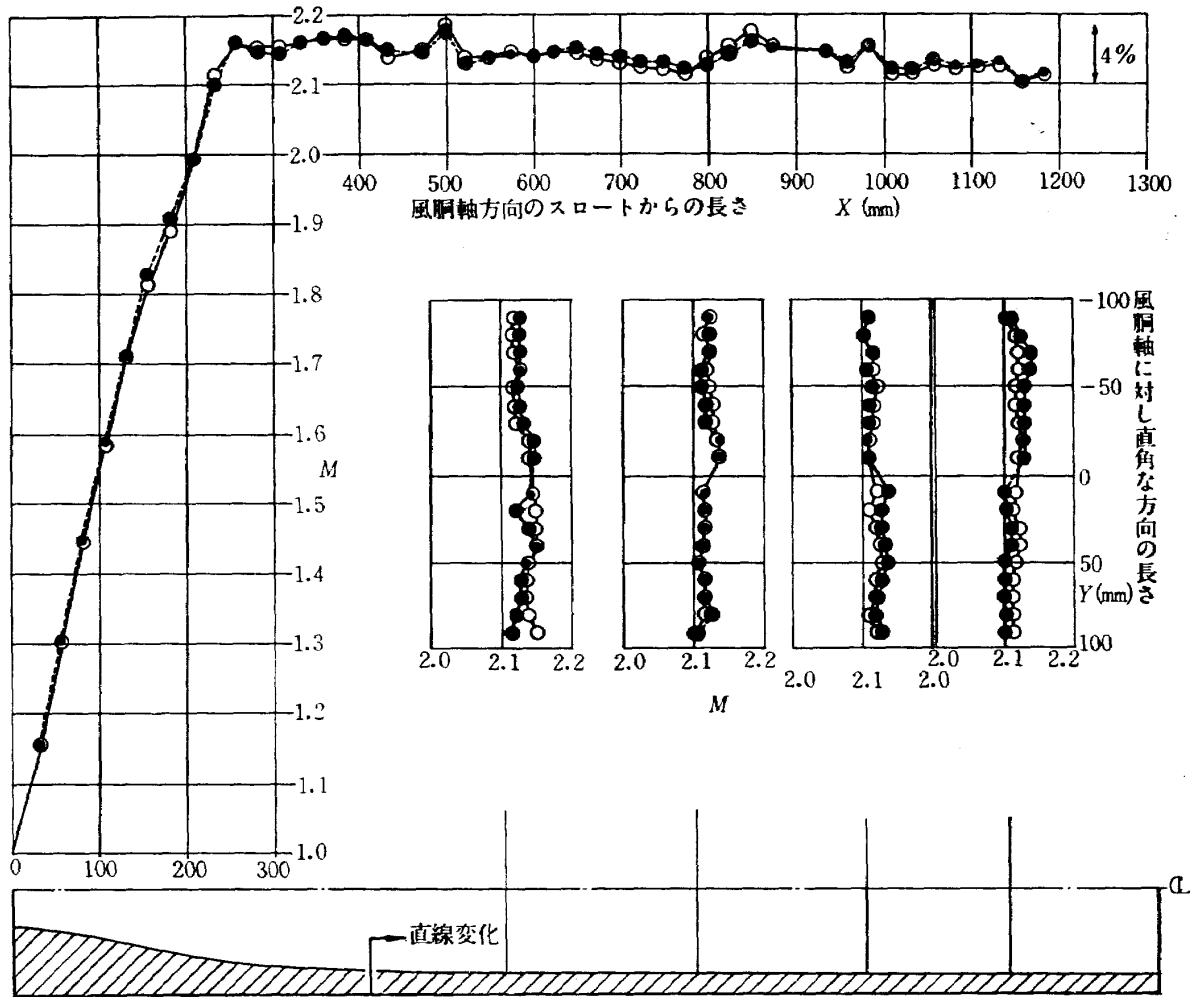
本風洞の澱み点温度は圧縮機出口温度そのままであるので，圧縮機の圧縮比により異なり，また，大気温度によっても異なる。また，圧縮機吐出口より風洞までの空気配管が長いために風洞の澱み点温度が定常状態に達するまでには長い時間を要する。第4図に風洞始動（弁，開）後の集合胴澱み点温度の変化を示したが，図のようにほぼ定常に達するまでに約1時間ないし



第4図 集合胴空気温度 T_0 の時間的变化

1時間半の準備運転が必要である。 T_0 は冬期，圧力比3で運転した場合，約 130°C である。

第5図，第6図に側壁の静圧から求めた，気流方向（ X 方向）とそれと直角な方向（ Y 方向）のマッハ数分布を示す。第5図は $M=2.15$ ノズルの場合で， X 方向の分布は所定マッハ数に達してから $\pm 2\%$ 以下の変動がある。 X 方向のマッハ数分布は，その変動が 1% 以下で，二次元性は良い。第6図は $M=2.70$ ノズルの結果である。 X 方向のマッハ数分布の変動は $\pm 1.5\%$ 程度， Y 方向は一方の側壁のみの試験結果であるが，その変動は 0.8% 程度である。 $M=2.70$ ノズルでは，ピトー管によって X の4カ所の位置について， Y 方向にトラバースして総圧，静圧を測定したが，その結果も第6図に載せてある。ピトー管は直径 0.3 mm，静圧管は直径 0.3 mm 静圧孔直径 0.1 mm のものを用いた。全体に静圧管から得たマッハ数の方がピトー管から得たものより低目であるが，これは静圧管先端に生ずる衝撃波の後の圧力が十分に主流の静圧にまで回復していない間のやや高目の圧力を測定した結果と思われる。 $M=2.15$ ノズル， $M=2.70$ ノズルとも，そのマッハ数は下流にいくにしたがい，やや



第 5 図 風胴軸方向および直角方向のマッハ数分布 ($M=2.15$ ノズル, $p_0=2.3$ ata)

さがる傾向を示しているが、これは風胴側壁のシールがあまりよくないことなどに原因しているのではないかと思う。

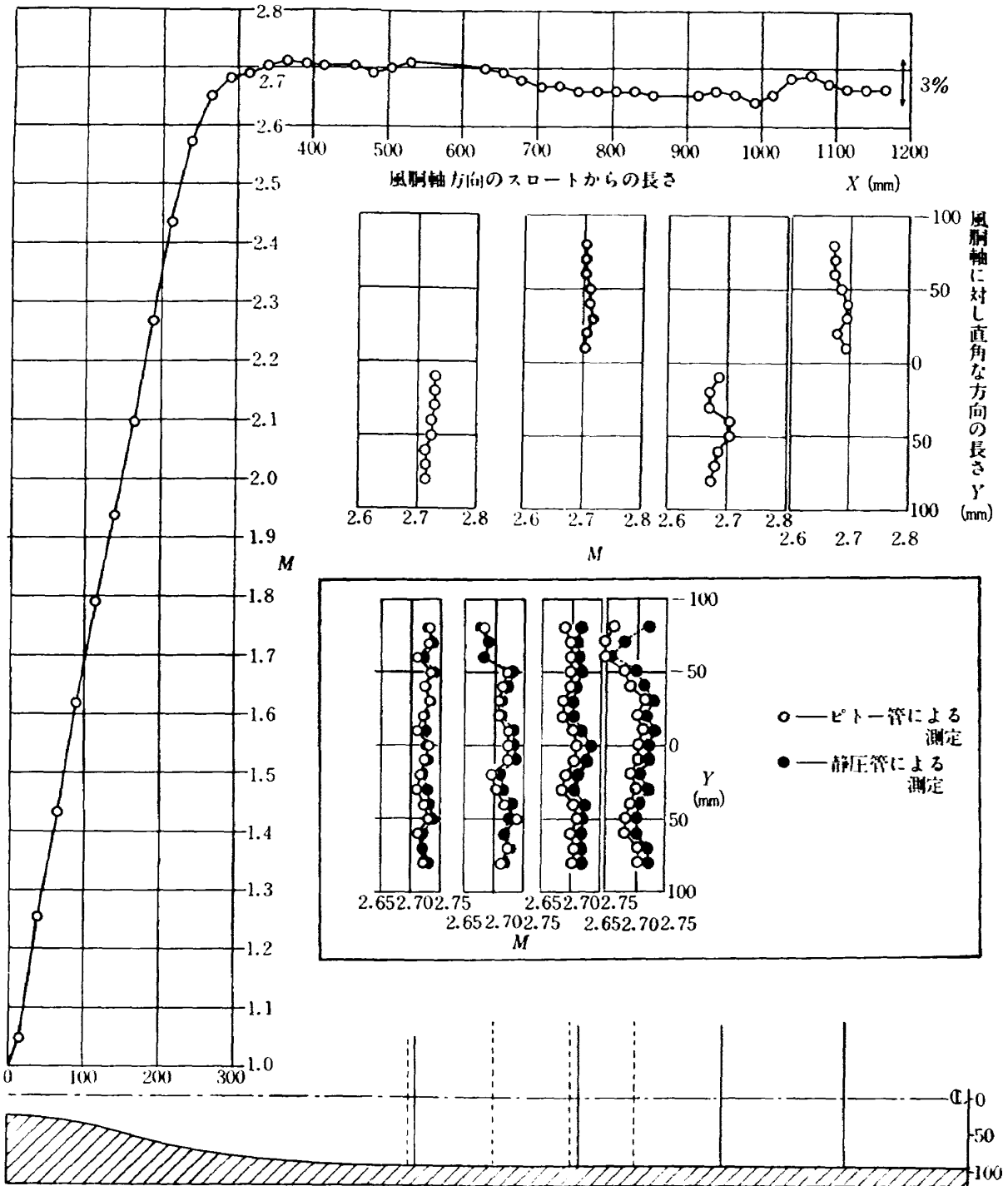
この風胴の空気源は乾燥装置をもたないので、測定部での水蒸気の凝縮が問題となる。しかし、集合胴の澱み点温度 T_0 が $130^{\circ}\text{C}\sim 150^{\circ}\text{C}$ であるため、過飽和の現象の助けで、 $M=2.15$ の場合は大気の相対湿度が約 70% 以下、 $M=2.70$ では約 40% 以下で凝縮による衝撃波を生ずることなく、風胴を正常に運転できることがわかったが、このため風胴の可動期間は冬の乾燥期だけに制限され非常に不便である。

$M=2.70$ ノズルの測定部における境界層を X の 4 カ所の位置でピトー管 (直径 1 mm) を用いて測定した結果を第 7 図に示す。

乱流境界層速度分布は指数法則で近似されることが知られている。すなわち、

$$\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{N}}$$

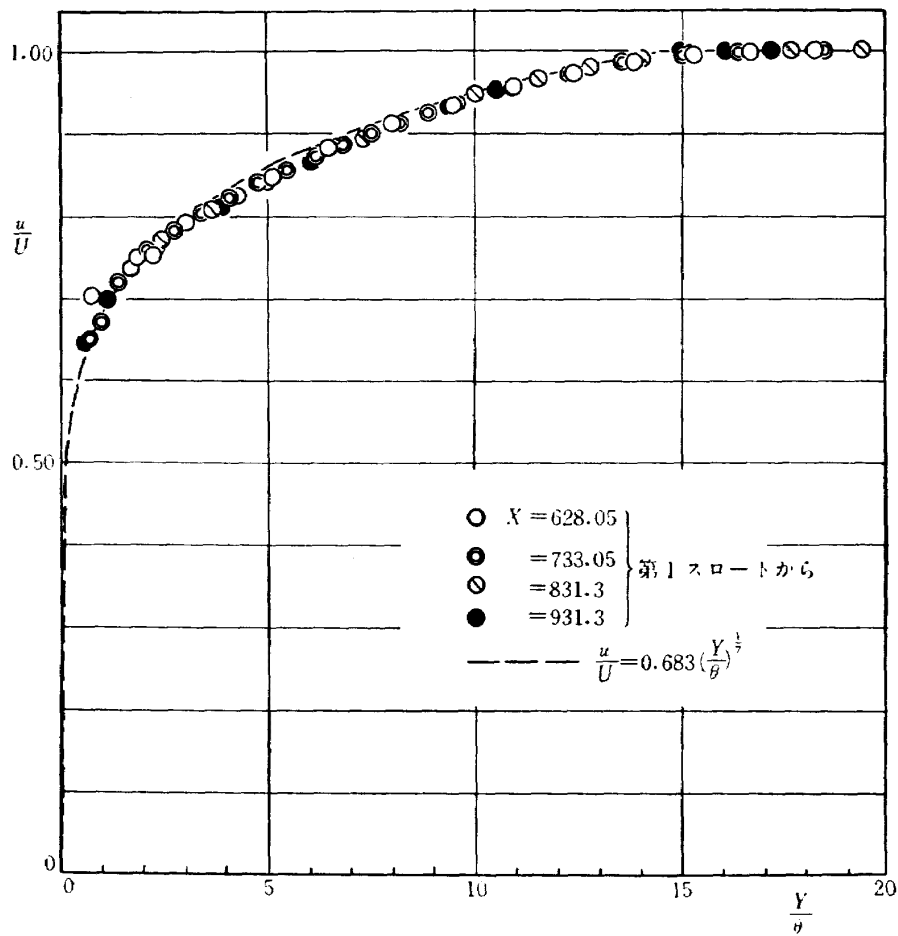
指数 N の選び方として Tucker⁽²⁾ は次式を与えている。



第 6 図 風胴軸方向および直角方向のマッハ数分布 ($M=2.70$ ノズル, $p_0=2.8$ ata)

$$N = 2.2 R_{am}^{1/4}$$

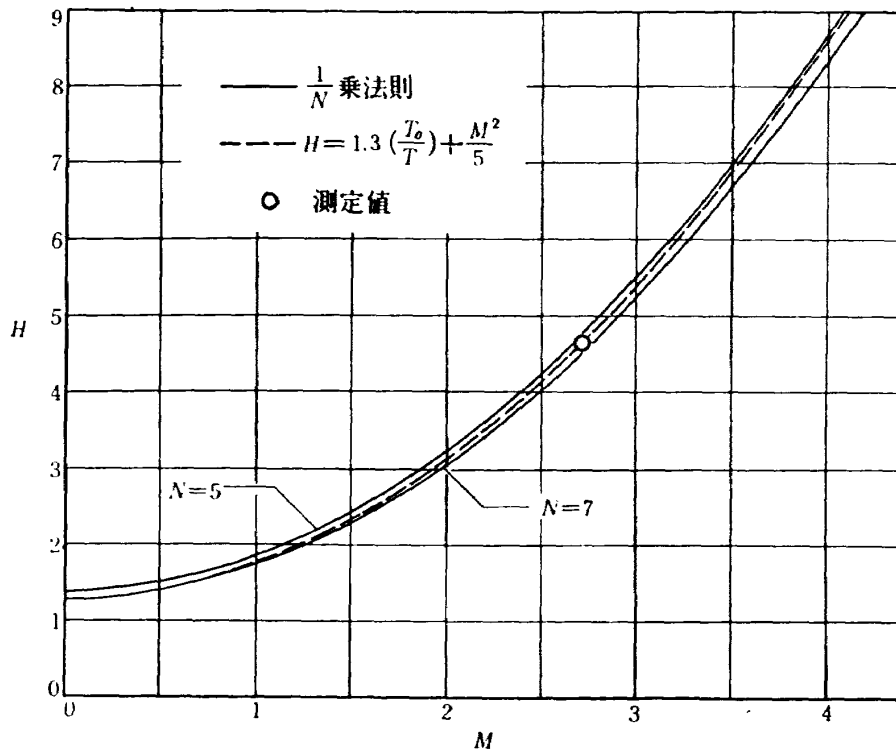
ここで R_{am} は基準長 X , 温度としては主流の温度と壁の温度との算術平均をとって作ったレイノルズ数である。本試験の場合に上式により N を求めてみると X の位置に応じて少し変化するが大体 6.4~6.7 となり, ほぼ 7 に近い値をうる。第 7 図に $N=7$ とした場合の速度分布を点線により示したが, 測定値と大体一致している。



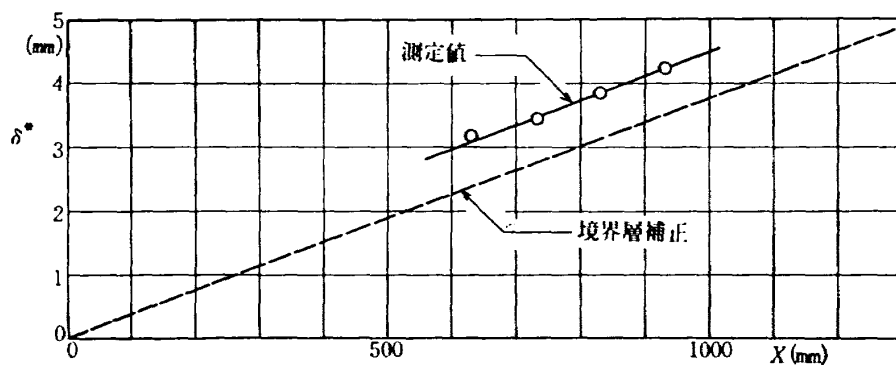
第7図 ノズル面境界層速度分布

第8図には境界層の形状係数 $H = \delta^*/\theta$ を示したが $N=7$ の計算値に近い値が得られている。図中点線で示したものは、Reshotko, Tucker⁽⁸⁾ が示した平板に対する式によるものである。

測定部における排除厚 δ^* の発達を第9図に示した。結果はノズルの境界層補正の値よりも $0.6\text{ mm} \sim 0.7\text{ mm}$ 大きい。しかし、その勾配は補正の直線勾配とほぼ等しい値になっている。スロート付近の測定を行なってみなければ、確かなことはいえないが、スロート部にも境界層が発達しており、その部分の補正も考慮しなければならないことを示すものと思われる。 $M=2.15$ ノズル、 $M=2.70$ ノズルとも、ノズル設計マッハ数よりも $2 \sim 5\%$ 少ないマッハ数しか得られなかったが、これはノズルブロックの境界層補正が少なかったこと、側壁に発達する境界層の補正も考慮しなければならないことを示すものと思われる。試みに、境界層の測定を行なった $M=2.70$ ノズルについて、側壁にも同じ厚さの境界層が発達するものとして、面積比 A_T/A_1^* を計算し、マッハ数を求めると、 $X=628.05\text{ mm}$ で $M=2.707$ 、 $X=931.3\text{ mm}$ で $M=2.697$ という結果になり、実際に得られたマッハ数と一致する。しかし、下流に向ってのマッハ数の減少は δ^* の発達による断面積変化によるものより大きく、おそらく前述のごとく

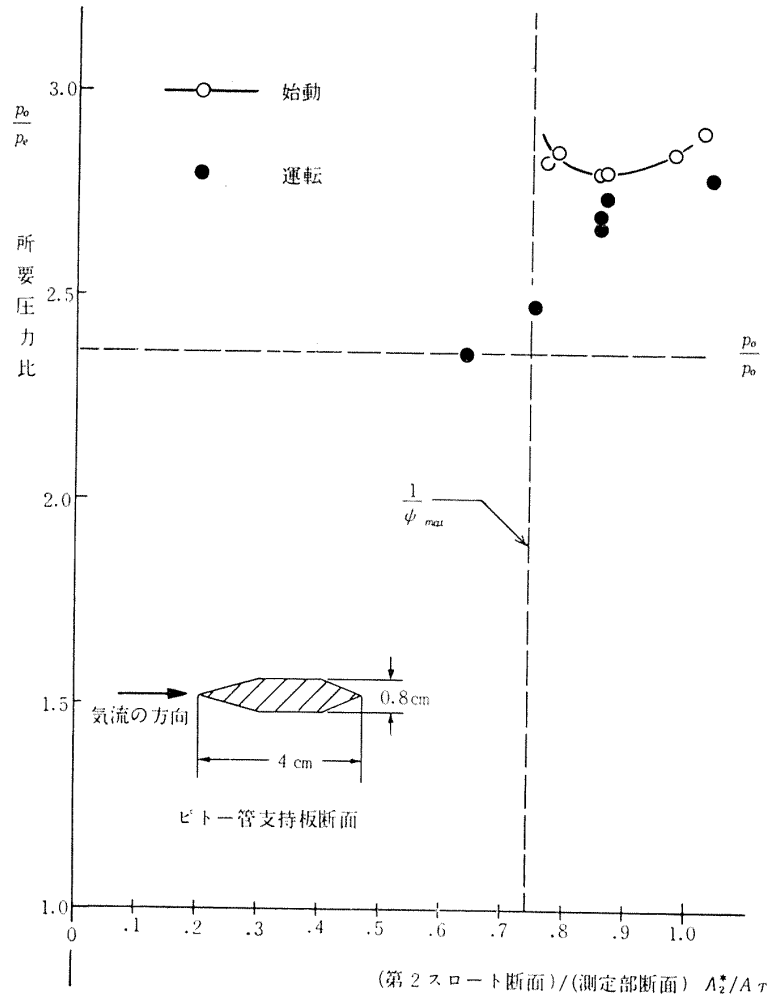


第 8 図 マッハに対する境界層形状係数の変化

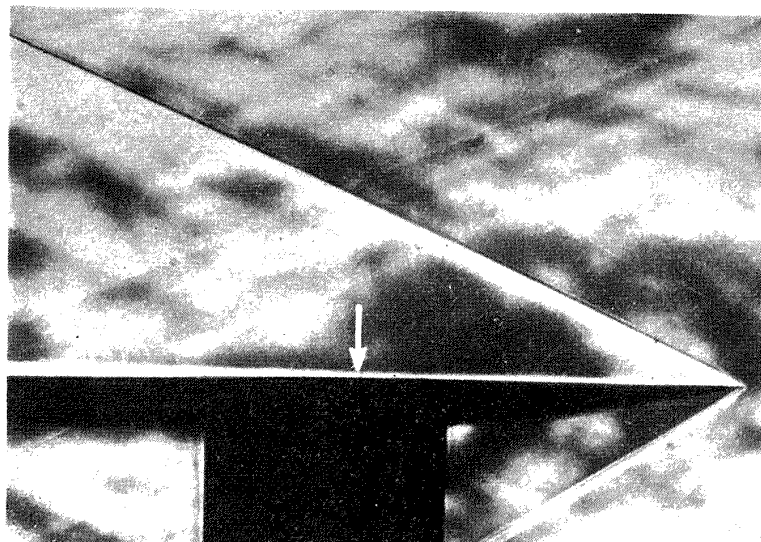
第 9 図 $M=2.70$ ノズルの境界層補正と測定された排除厚 δ^*

側壁のシール不良など別の原因によるものであろう。(実際ピトー管の測定によると気流中心部では $X=1,000$ mm でも $M=2.71$ 程度が得られている。)

この風洞は始動後、その圧力比を下げる目的で拡散胴に第2スロートを設け、このスロートの面積が変えられるように設計されている。始動、運転に必要な圧力比と第2スロートの面積の関係を $M=2.70$ ノズルについて、風洞測定部下流にピトー管支持板が入っている場合について試験した。結果を第 10 図に示す。これによると、第2スロートの面積がある最小断面積より小さな面積では、風洞は始動しない。この限界値は、理論的に得られた値⁽⁴⁾と大体一致している。これより少し大きい所で、最少の圧力比で始動する。(最適な断面積の比 0.85, 最小圧力比 2.8) 運転中は断面積の比約 0.6, 圧力比約 2.5 までさげることが可能である。この



第 10 図 風洞の始動, 運転に必要な圧力比 ($M=2.70$ ノズル, 模型のある場合)



第 11 図 平板模型のシュリーレン写真 ($M=2.70$)
矢印は境界層の遷移点

空気源の最大圧力比は 3.1 であるから、模型のある場合は必要圧力比が増加することを考えると、 $M=2.70$ ノズルでは、ほとんど限界の所で風洞が運転されていることがわかる。

第 11 図に風洞測定部に前縁が約 12° のナイフエッジをもつ平板を設置した時のシュリーレン写真を示す。前縁から下面に発生する衝撃波の角は約 32° である。これよりマッハ数を求めると、 $M=2.7$ という値が得られる。平板上に発達する境界層は前縁から 8 cm で遷移していることが見られるが、これからこの場合の臨界レイノルズ数を求めると 1.3×10^6 となる。

7. む す び

18 cm×20 cm 超音速風洞の $M=2.15$ ノズル、 $M=2.70$ ノズルについて、その特性を調べた。結果によると、

- 1) 集合洞澱み点温度 T_0 が定常状態に達するまでには 1~1.5 時間を要する。
 - 2) 自然大気の空気を使用するため、測定部における水蒸気の凝縮が問題になり、 T_0 が $130^\circ\text{C} \sim 150^\circ\text{C}$ であっても、 $M=2.15$ ノズルでは、大気の相対湿度が約 70% 以上、 $M=2.70$ ノズルでは約 40% 以上で水蒸気の凝縮が生じ、風洞は正常に運転できない。したがって、風洞の運転は冬期のみ制限され、稼働率はよくない。
 - 3) 境界層の測定の結果は、Tucker の方法で行なった境界層補正が、断熱壁の仮定に合っていないけれど、この程度の澱み点温度、マッハ数では大きな誤りを生じないことを示している。この程度のマッハ数においては直線勾配の補正でもよさそうである。
- しかし、さらに厳密には、スロート部に発達する境界層、側壁に発達する境界層を考慮しなければならないだろう。
- 4) 試験を行なった $M=2.70$ ノズルの場合、風洞の始動に必要な第 2 スロートの最小断面積は、一次元の理論とほぼ一致している。始動における最適な断面積の比は約 0.85、所要圧力比は約 2.8 である。始動後運転状態を保つに要する圧力比は、始動に要する圧力比より低く、また、始動後に第 2 スロート断面を絞れば、さらに小さな圧力比で運転できる。しかし、模型のある場合の必要圧力比の増加を考えると、空気源の出しうる最大圧力比のほとんど限界のところまで風洞が運転されていると考えてよい。

この風洞は、株式会社佐野屋鉄工所によって製作された。同社の各位、ならびに風洞の計画について助力された北出技官、須郷道也氏、実験に協力された原動機部中山普、菅原昇、八山優の諸氏に厚く御礼申し上げる。

文 献

- (1) J. R. Baron: Analytic Design of a Family of Supersonic Nozzles by the Friedrichs Method, Including Computation Tables and a Summary of Calibration Data. WADC TR 54-279 (1954)
- (2) M. Tucker: Approximate Calculation of Turbulent Boundary-Layer Development in Compressible Flow. NACA TN-2337 (1951)
- (3) E. Reshotko, M. Tucker: Approximate Calculation of Compressible Turbulent Boundary Layer with Heat Transfer and Arbitrary Pressure Gradient. NACA TN-4154 (1957)
- (4) J. Lukasiewicz: Diffusers for Supersonic Wind Tunnels. Jour. Aero. Sci. Vol. 20 No. 11 (1953)

<p>NAL TM-4 航空技術研究所 8 cm × 20 cm 超音速風洞について 1962 年 5 月 14 頁</p> <p>航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞の構造と性能に関する報告。M=2.15 および 2.70 の二次元ブロックノズルをつけた場合の風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布の測定結果を示す。また、M=2.70 の場合第 2 スロートを変化させた場合の、風洞の始動、運転に必要な圧力比およびノズル面に発達する境界層の測定を行ない、ノズル設計に使用される境界層補正の方法について検討を行なった。</p>	<p>I. 長洲 秀夫 伝田 幸雄 II. NAL TM-4 III. 533.6.07</p>	<p>NAL TM-4 航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞について 1962 年 5 月 14 頁</p> <p>航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞の構造と性能に関する報告。M=2.15 および 2.70 の二次元ブロックノズルをつけた場合の風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布の測定結果を示す。また、M=2.70 の場合第 2 スロートを変化させた場合の、風洞の始動、運転に必要な圧力比およびノズル面に発達する境界層の測定を行ない、ノズル設計に使用される境界層補正の方法について検討を行なった。</p>	<p>I. 長洲 秀夫 伝田 幸雄 II. NAL TM-4 III. 533.6.07</p>
<p>航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞の構造と性能に関する報告。M=2.15 および 2.70 の二次元ブロックノズルをつけた場合の風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布の測定結果を示す。また、M=2.70 の場合第 2 スロートを変化させた場合の、風洞の始動、運転に必要な圧力比およびノズル面に発達する境界層の測定を行ない、ノズル設計に使用される境界層補正の方法について検討を行なった。</p>	<p>I. 長洲 秀夫 伝田 幸雄 II. NAL TM-4 III. 533.6.07</p>	<p>航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞の構造と性能に関する報告。M=2.15 および 2.70 の二次元ブロックノズルをつけた場合の風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布の測定結果を示す。また、M=2.70 の場合第 2 スロートを変化させた場合の、風洞の始動、運転に必要な圧力比およびノズル面に発達する境界層の測定を行ない、ノズル設計に使用される境界層補正の方法について検討を行なった。</p>	<p>I. 長洲 秀夫 伝田 幸雄 II. NAL TM-4 III. 533.6.07</p>
<p>航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞の構造と性能に関する報告。M=2.15 および 2.70 の二次元ブロックノズルをつけた場合の風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布の測定結果を示す。また、M=2.70 の場合第 2 スロートを変化させた場合の、風洞の始動、運転に必要な圧力比およびノズル面に発達する境界層の測定を行ない、ノズル設計に使用される境界層補正の方法について検討を行なった。</p>	<p>I. 長洲 秀夫 伝田 幸雄 II. NAL TM-4 III. 533.6.07</p>	<p>航空技術研究所 18 cm × 20 cm 超音速風洞の構造と性能に関する報告。M=2.15 および 2.70 の二次元ブロックノズルをつけた場合の風洞軸方向および直角方向のマッハ数分布の測定結果を示す。また、M=2.70 の場合第 2 スロートを変化させた場合の、風洞の始動、運転に必要な圧力比およびノズル面に発達する境界層の測定を行ない、ノズル設計に使用される境界層補正の方法について検討を行なった。</p>	<p>I. 長洲 秀夫 伝田 幸雄 II. NAL TM-4 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 垣之 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

注：欠番は配布先を限定したもの。

航空技術研究所資料 4号

昭和37年5月 発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川700
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
